

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

Mi-8MTV2

Magnificent Eight

for *DCS* World



РУКОВОДСТВО ПИЛОТА



Данное руководство является документацией пользователя компьютерной игры – авиасимулятора Ми-8МТВ2. В руководстве приведены сведения, необходимые для освоения и понимания игрового процесса. Описание пользовательского интерфейса игры и редактора миссий смотрите в отдельном руководстве.

Для общения пользователей функционирует форум <http://forums.eagle.ru/>, на котором можно почерпнуть дополнительную информацию об игре, игровом процессе, а также задать интересующий вопрос.

©2013-2016 ООО "BelSimTek". Все права защищены.

ВНИМАНИЕ! Приобретая программный продукт DCS: Mi-8МТВ2, вы тем самым даете согласие не допускать копирования программы и документации без письменного разрешения фирм "Eagle Dynamics".

Сайты: www.belsimtek.com

DCS: www.digitalcombatsimulator.com

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ	3
ПРОЧИ!	11
1. ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЕТА	13
2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА	21
2.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА	21
2.2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	22
2.3. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ЗАДАЧИ	22
3. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА	26
Четыре силы, действующие на вертолет	26
Управление	27
Скорость	28
Реактивный момент несущего винта	28
Рулевой винт	29
Гироскопическая прецессия	29
Асимметрия подъемной силы	30
Срыв потока с лопастей винта	31
Вихревое кольцо	33
Висение	34
Эффект земли	35
Косая обдувка	35
Авторотация (РСНВ)	36
Выводы	38
3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА	39
Потребная мощность для горизонтального полета	39
Тяга несущего винта	40
3.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА	40
Безопасные высоты и скорости при отказе одного двигателя в полете	40
3.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ	41
3.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА	41
Балансировка вертолета на земле	41
Особенности поведения вертолета при отделении его от грунта на взлете.	42
Поперечная балансировка	43
Путевая балансировка	43
Балансировка вертолета на виражах, спиралях и координированных скольжениях.	43
3.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА	44
3.6. ОСОБЕННОСТИ МАНЕВРИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА	44
Разгон в горизонтальном полете	44
Торможение в горизонтальном полете	45
4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА	47
4.1. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	47
4.2. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО	48
4.3. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (ВСУ)	49
4.4. СИСТЕМА ЗАПУСКА	51
4.5. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ	52
4.6. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ	54
5. КАБИНА ЭКИПАЖА	57
5.1. ПАНЕЛИ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМАМИ И ОБОРУДОВАНИЕМ	58
5.1.1. <i>Левая приборная доска</i>	59
5.1.2. <i>Правая приборная доска</i>	61
5.1.3. <i>Центральный пульт</i>	62
5.1.4. <i>Левая боковая панель электропульты</i>	63
5.1.5. <i>Левый щиток электропульты</i>	64
5.1.6. <i>Левая панель электропульты</i>	65

5.1.7.	Средняя панель электропульты.....	66
5.1.8.	Правая панель электропульты.....	67
5.1.9.	Панели АЗС.....	68
5.1.10.	Правый щиток электропульты.....	69
5.1.11.	Правая боковая панель электропульты.....	70
5.1.12.	Электрощиток.....	71
5.1.13.	Правый дополнительный щиток.....	72
5.2.	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ И ДВИГАТЕЛЯМИ.....	73
5.2.1.	Продольно-поперечное управление.....	73
5.2.2.	Путевое управление.....	74
5.2.3.	Рычаг общего шага.....	76
5.3.	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЕРТОЛЕТНЫХ СИСТЕМ.....	79
5.3.1.	Тахометр ИТЭ-2Т.....	79
5.3.2.	Тахометр ИТЭ-1Т.....	79
5.3.3.	Двухстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРИ.....	79
5.3.4.	Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ.....	80
5.3.5.	Указатель температуры выходящих газов двигателей 2УТ-6К.....	80
5.3.6.	Измеритель режимов работы двигателей ИР-117.....	81
5.3.7.	Термометр ТУЭ-48.....	82
5.3.8.	Термометр ТВ-19.....	82
5.3.9.	Индикатор температуры ТСТ-2.....	82
5.3.10.	Указатель давления воздуха УИ1-3.....	83
5.3.11.	Указатели давления в гидросистемах УИ1-100.....	83
5.3.12.	Указатель шага винта УП-21-15.....	83
5.3.13.	Топливомер СКЭС-2027В.....	84
5.3.14.	Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е.....	84
5.3.15.	Манометр МВУ-100К.....	85
5.3.16.	Манометр МА-6К.....	86
5.4.	ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И ОБОРУДОВАНИЕ.....	86
5.4.1.	Приемники воздушного давления ПВД-6М и анероидно-мембранные приборы.....	86
5.4.2.	Указатель скорости УС-450К.....	88
5.4.3.	Высотомер ВД-10К.....	88
5.4.4.	Вариометр ВР-30МК.....	90
5.4.5.	Авиагоризонт АГБ-3К.....	90
5.4.6.	Указатель поворота ЭУП-53.....	92
5.4.7.	Курсовая система ГМК-1А.....	93
5.4.8.	Магнитный авиационный компас КИ-13К.....	95
5.4.9.	Авиационные часы АЧС-1.....	96
5.4.10.	Выключатель коррекции ВК-53РШ.....	98
5.4.11.	Акселерометр.....	98
6.	РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	101
6.1.	РАДИОАППАРАТУРА СВЯЗИ.....	101
6.1.1.	Самолетное переговорное устройство СПУ-7.....	101
	Особенности работы переключателя СПУ-РАД.....	103
6.1.2.	Командная ультракоротковолновая радиостанция Р-863.....	103
	Основные ТТД.....	104
6.1.3.	Связная радиостанция ЯДРО-1А.....	106
	Основные ТТД.....	106
	Органы управления.....	107
6.1.4.	Радиостанция Р-828.....	108
	Основные ТТД.....	108
6.1.5.	Аппаратура речевой информации РИ-65Б.....	111
6.2.	РАДИОАППАРАТУРА ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ.....	112
6.2.1.	Средневолновый автоматический радиокompас АРК-9.....	112
	Основные ТТД.....	115
	Включение и настройка радиокompаса.....	115
6.2.2.	Ультракоротковолновый автоматический радиокompас АРК-УД.....	117
	Основные ТТД.....	118
6.2.3.	Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-15.....	121
	Основные ТТД.....	123
	Включение и проверка ДИСС.....	127
6.2.4.	Радиовысотомер малых высот РВ-5.....	128
	Основные ТТД.....	130

Включение и проверка работоспособности радиовысотомера	130
6.2.5. <i>Радиоаппаратура специального назначения (Устройство выброса УВ-26)</i>	131
Предназначение.....	131
Состав.....	131
Пульт управления УВ-26.....	132
7. СИСТЕМЫ	135
7.1. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ.....	135
7.1.1. <i>Первичная система электроснабжения</i>	135
7.1.2. <i>Вторичная система электроснабжения</i>	137
Система однофазного переменного тока напряжением 115V	137
Система однофазного переменного тока напряжением 36 V.....	137
Система трехфазного переменного тока напряжением 36 V	137
Система постоянного тока напряжением 27 V	137
7.1.3. <i>Управление системой энергоснабжения</i>	138
Управление источниками постоянного тока	139
Управление источниками переменного тока	140
7.1.4. <i>Нормальная эксплуатация</i>	141
7.1.5. <i>Неисправности</i>	141
7.2. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.....	143
7.2.1. <i>Размещение топлива</i>	143
7.2.2. <i>Распределение топлива</i>	143
Назначение агрегатов топливной системы	145
7.2.3. <i>Управление и контроль работы топливной системы</i>	147
Управление агрегатами топливной системы.....	147
Контроль работы топливной системы	148
7.2.4. <i>Нормальная эксплуатация</i>	149
Перед запуском.....	149
Работа в полете	150
7.2.5. <i>Неисправности</i>	150
Отказ поплавкового клапана расходного бака (отказ не реализован).....	150
Отказ одного/обоих перекачивающих насосов	150
Отказ подкачивающего насоса расходного бака.....	151
7.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	152
7.3.1. <i>Краткое описание</i>	152
7.3.2. <i>Нормальная эксплуатация</i>	155
Контрольная проверка перед запуском двигателей.....	155
Во время запуска двигателя	155
Проверка гидросистемы во время прогрева силовой установки.....	155
7.3.3. <i>Неисправности</i>	156
7.4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА.....	156
7.4.1. <i>Общее описание</i>	156
7.4.2. <i>Обогреваемые стекла</i>	157
Стеклоочистители	157
7.4.3. <i>ПОС ПЗУ и входных частей двигателей</i>	159
7.4.4. <i>Противообледенительная система винтов</i>	162
7.4.5. <i>Сигнализаторы обледенения</i>	163
7.4.6. <i>Управление ПОС</i>	165
7.4.7. <i>Влияние ПОС на летно-тактические характеристики</i>	167
На взлетный вес.....	167
На расход топлива	167
7.5. ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА.....	167
Нормальная эксплуатация	170
7.6. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА.....	170
7.6.1. <i>Краткое описание</i>	170
7.6.2. <i>Система обнаружения и оповещения о пожаре</i>	171
Система обнаружения пожара	171
Система оповещения о пожаре	172
7.6.3. <i>Контроль системы сигнализации и оповещения</i>	174
7.6.4. <i>Система пожаротушения</i>	175
7.6.5. <i>Нормальная эксплуатация</i>	176
Условия (этап) работы и необходимые действия.....	176

Работа системы и действия экипажа с оборудованием противопожарной системы при пожаре...	178
7.7. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ	179
7.7.1. Краткое описание	179
7.7.2. Включение обогревателя КО-50 в автоматическом режиме	180
7.7.3. Включение обогревателя КО-50 в ручном режиме	181
7.7.4. Работа обогревателя в режиме вентиляции	181
7.7.5. Выключение обогревателя КО-50	181
7.8. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	181
7.8.1. Внешнее светотехническое оборудование	181
Посадочно-поисковая фара ФПП-7М	183
Фара ФР-100	186
Проблесковый маяк МСП-3	186
Аэронавигационные огни	186
Строевые огни ОПС-57	188
Контурные огни	189
7.8.2. Внутреннее светотехническое оборудование	189
Освещение кабины экипажа	189
Освещение грузовых и технических отсеков	193
Система внутривертолётной световой сигнализации	193
7.9. РЕГИСТРАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА И ЗАПИСЬ ПЕРЕГОВОРОВ	196
7.9.1. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ	196
7.9.2. Магнитофон бортовой П-503Б	197
7.10. СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ	197
7.10.1. Общее описание	197
7.10.2. Управление замком внешней подвески	199
Автоматическое открытие	199
Ручное открытие	200
7.11. АВТОПИЛОТ АП-34Б	201
7.11.1. Общее описание	201
Основные данные АП-34Б	201
7.11.2. Агрегаты автопилота	202
7.11.3. Органы управления и индикации автопилота	203
Пульт управления	203
Индикатор нуля (ИН-4)	203
7.11.4. Оборудование, взаимодействующее с автопилотом	204
7.11.5. Использование автопилота по этапам полета	205
7.11.6. Пояснения особенностей работы АП-34Б, игры с автопилотом и клавиатурные команды управления	207
Совместная работа гидроусилителей и автопилота АП-34Б при автопилотном и ручном управлении	207
Особенности игры с использованием игровых педалей и включенным каналом "НАПРАВЛЕНИЕ"	207
Особенность использования механизма триммирования при включенном автопилоте	208
Положение РППУ и индикаторов на ИН-4 (КРЕН-ТАНГАЖ) во время висения и в горизонтальном полете	208
Клавиатурные команды управления АП-34Б	210
7.12. ЭКРАННО-ВЫХЛОПНОЕ УСТРОЙСТВО (ЭВУ)	210
8. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ВЫПОЛНЕНИЕ РАСЧЕТОВ.....	213
8.1. ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКИЕ РАСЧЕТЫ	213
8.1.1. Определение предельного взлетного веса вертолета	213
8.2. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ, РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА	217
8.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЯМ И РЕДУКТОРАМ	221
8.3.1. Двигатели	221
8.3.2. Редуктора	224
9. ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ	226
9.1. ПРЕДПОЛЁТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ	226
9.1.1. Упрощённая процедура	226
9.1.2. Полная процедура	227
9.2. ПОРЯДОК ПОДГОТОВКИ И КОНТРОЛЯ ОБОРУДОВАНИЯ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ВСУ	228
9.2.1. Упрощённая процедура	228
9.2.2. Полная процедура	230
Подключение источников электропитания	230
Продолжение подготовки и контроля оборудования и систем	231

9.3.	Запуск ВСУ и двигателей ТВЗ-117ВМ	232
	Завершение подготовки к запуску ВСУ	232
	Запуск двигателя АИ-9В (ВСУ)	233
	Запуск двигателей ТВЗ-117ВМ	236
	Сразу же после запуска двигателей:	238
9.4.	ПРОГРЕВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ.....	239
9.5.	ВВОД ПРАВОЙ КОРРЕКЦИИ, ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ. ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ	240
	А. Включение генераторов и выпрямительных устройств	240
	Б. Авиационное оборудование	243
9.6.	ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ	246
	Перед установкой режима малого газа:	246
	Малый газ и выключение:	248
9.7.	ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ	250
9.8.	ВИСЕНИЕ	251
9.9.	ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И ПОДЛЕТЫ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ	252
9.10.	ВЗЛЕТ.....	252
	Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли	252
	Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли	253
	Взлет по-самолетному	253
	Взлет по-самолетному с разбегом на носовом колесе.....	254
9.11.	НАБОР ВЫСОТЫ	255
9.12.	ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ	256
9.13.	ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА	256
9.14.	СНИЖЕНИЕ	257
	Вертикальное снижение с работающими двигателями	257
	Планирование с работающими двигателями	258
9.15.	СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА	258
9.16.	ПОСАДКА.....	259
	Посадка по-вертолетному с зависанием в зоне влияния земли.....	259
	Посадка по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния земли.....	259
	Посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью (по-самолетному).....	260
	Посадка с одним работающим двигателем	260
	Выполнение посадки на РСНВ с использованием установившегося планирования	261
	Выполнение посадки на РСНВ комбинированным методом	262
9.17.	ОКОНЧАНИЕ ПОЛЕТА.....	262
9.18.	ПОЛЕТ НА ПОИСК ПОТЕРПЕВШИХ БЕДСТВИЕ.....	263
9.19.	ПОЛЕТ (ВИСЕНИЕ) НАД БЕЗОРИЕНТИРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15	263
9.20.	ПОЛЕТ НОЧЬЮ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ	264
9.21.	ПОЛЕТ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ДНЕМ И НОЧЬЮ	264
9.22.	ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ "БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКИ"	265
9.23.	ЗАХОД НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ "МАЛОЙ КОРОБОЧКИ"	268
9.24.	ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ МЕТОДОМ ОТВОРОТА НА РАСЧЕТНЫЙ УГОЛ	269
9.25.	ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТОВ И ПОСАДОК НА ВЫСОКОГОРНЫХ ПЛОЩАДКАХ	270
9.26.	ВЗЛЕТ И ПОСАДКА НА ПЛОЩАДКАХ С УКЛОНАМИ.....	271
9.27.	ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА.....	272
	ВЫПОЛНЕНИЕ ВИРАЖЕЙ, РАЗВОРОТОВ И СПИРАЛЕЙ	273
	ПИКИРОВАНИЕ	274
	ГОРКА	275
	РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ	276
10.	ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА	278
10.1.	Отказ одного двигателя	278
	Признаки:	278
10.1.1.	<i>Действия при отказе двигателя на высотах более 100 м;</i>	278
А.	При полетном весе вертолета менее 12000 кгс необходимо	278
В.	При полетном весе вертолета более 12000 кгс	279
10.1.2.	<i>Действия при отказе двигателя на высоте ниже 100 м;</i>	279
10.2.	Отказ двух двигателей Посадка на режиме самовращения несущего винта.....	280
	Признаки:	280

10.2.1.	При отказе двух двигателей на высотах более 100 м:	280
10.2.2.	При отказе двигателей на высоте 100 м и менее:	281
10.3.	ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ	282
	Признаки:	282
	Действия:	282
10.4.	НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	283
10.4.1.	Признаки:	283
	Действия:	283
10.4.2.	Признаки:	283
	а) Действия летчика на висении, взлете и предпосадочном планировании.	284
	б) Действия летчика на остальных режимах полета:	284
10.4.3.	Отказ каналов СТ регулятора ЭРД	285
	Признаки:	285
	Действия:	285
10.4.4.	Отказ электронного регулятора ЭРД	285
	Признак:	285
	Действия:	285
10.5.	ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ	285
	Признак:	285
	Действия:	285
10.6.	ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ	286
10.6.1.	При отказе основной гидросистемы	286
	Признаки:	286
	Действия:	286
10.6.2.	При отказе основной и дублирующей системы	287
10.7.	САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ	287
10.7.1.	При зависании перед взлетом	287
	Признаки:	287
	Действия:	287
10.7.2.	При зависании перед посадкой	287
	Признаки:	287
	Действия:	287
10.8.	"ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО"	288
	Признаки:	288
	Действия:	288
10.9.	ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС (ПОКА НЕ МОДЕЛИРОВАЛОСЬ)	288
	Признаки:	288
	Действия:	288
11.	ВООРУЖЕНИЕ МИ-8МТВ2	291
11.1.	ФЕРМЫ С 6-Ю БАЛОЧНЫМИ ДЕРЖАТЕЛЯМИ БДЗ-57КРВ И ПРИБОРАМИ УПРАВЛЕНИЯ СТРЕЛЬБОЙ (ПУС) 293	
11.2.	АЗСы и выключатели цепей систем сигнализации и управления оружием	293
11.3.	Верхний и нижний щитки пульта вооружения командира экипажа	295
11.3.1.	Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа	295
11.3.2.	Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа	297
11.4.	Пульт бомбардировочного вооружения летчика-штурмана	300
11.5.	Щиток электросбрасывателя (ЭСБР-ЗП/А)	302
11.6.	Пульт минного вооружения (НЕ РЕАЛИЗОВАН)	303
11.7.	Щиток переключения режима стрельбы носового пулемета ПКТ (ПУЛЕМЕТ НЕ РЕАЛИЗОВАН)	303
11.8.	Прицел ПКВ командира экипажа	303
11.9.	Прицел ОПБ-1Р летчика штурмана (НЕ РЕАЛИЗОВАН)	308
11.10.	Кнопки пуска (стрельбы) оружия и сброса	308
11.11.	Фотоконтрольный прибор АКС-2	308
11.12.	Подсистемы оружия и авиационные средства поражения (АСП)	310
	Варианты вооружения Ми-8МТВ2	310
11.12.1.	Неуправляемое ракетное вооружение	311
	Предназначение	311
	Состав	311
	Описание	312
11.12.2.	Пушечное вооружение	314
	Предназначение	314
	Состав	314
	Описание	315
11.12.3.	Стрелковое вооружение с ГУВ	316
	Предназначение	316

Состав.....	316
Описание	317
Ограничения	320
11.12.4. <i>Стрелковое вооружение в грузовой кабине</i>	321
Предназначение.....	321
Состав.....	321
Общее описание.....	322
Реализация пулемета КОРД 12.7-мм в игре.....	324
11.12.5. <i>Бомбардировочное вооружение</i>	325
Предназначение.....	325
Состав.....	325
Описание	325
Применяемые АСП свободного падения	326
12. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ МИ-8MTB2	328
12.1. Подготовка к боевому применению модуля.....	328
12.1.1. <i>Снаряжение вертолета вооружением из редактора миссий</i>	328
12.1.2. <i>Настройка "быстрых видов" для эргономичных действий с оборудованием кабины при выполнении миссии</i>	329
12.2. Особенность пилотирования с подвешенным вооружением.....	329
12.3. Порядок включения подсистем вооружения.....	329
12.3.1. <i>Для применения НАР с Б8В20</i>	330
12.3.2. <i>Для применения пушечного вооружения 23-мм с УПК-23-250</i>	333
12.3.3. <i>Для применения пулеметов 12.7-мм (7.62-мм) и гранатометов 30-мм с ГУВ-1</i>	336
12.3.4. <i>Для применения стрелкового вооружения из грузовой кабины</i>	341
12.3.5. <i>Для применения бомбардировочного вооружения</i>	341
12.4. Действия по этапам выполнения боевого полета.....	345
12.4.1. <i>Перед вырубиванием (взлетом)</i>	345
12.4.2. <i>Углы установки прицела для различного вооружения и условий боевого применения</i>	348
12.4.3. <i>Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели)</i>	352
Для стрельбы НАР и из СПО:	353
Для бомбометания от командира экипажа и прицеливанием по ПКВ:	354
12.4.4. <i>Выход из атаки</i>	355
12.4.5. <i>Применение пулеметов КОРД 12.7-мм и ПКТ 7.62-мм</i>	356
Управление ИИ-стрелками.....	356
Управление дверным пулеметом КОРД 12.7-мм от первого лица	357
Особенность использования систем отслеживания движений головы (типа TrackIR) при игре за стрелка	358
Клавиатурные команды при игре со стрелками	359
12.5. Аварийный сброс бомб и подвесок	359
12.5.1. <i>Общее описание</i>	359
Случаи экстренного сброса в полете всех подвесок вооружения	359
12.5.2. <i>Аварийный сброс от командира экипажа</i>	361
12.5.3. <i>Аварийный сброс бомб от летчика-штурмана (второго пилота)</i>	363
13. ВЫПОЛНЕНИЕ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАДАЧ	366
13.1. Перевозка грузов на тросовой внешней подвеске	366
13.1.1. <i>Опции игры при перевозке грузов на тросовой внешней подвеске</i>	366
13.1.2. <i>Создание миссии в редакторе для игры с внешней подвеской</i>	371
Установка груза на карте и выбор длины троса внешней подвески	371
Обозначение места укладки груза	373
13.1.3. <i>Действия игрока во время игры</i>	374
Выбор груза	374
Выполнение зависания над грузом и подцеп груза.....	375
Взлет с грузом.....	376
Полет в район укладки (отцепа) груза	376
Заход и зависание в зоне (точке) укладки, отцеп груза.....	376
13.1.4. <i>Информационная помощь игроку при игре с грузом</i>	377
13.1.5. <i>Клавиатурные команды при игре с грузом</i>	377
13.2. Высадка и эвакуация десантов (РДГ)	378

14.	КАК ИГРАТЬ	380
14.1.	ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.....	380
	Возможности игрока по действиям в кабине	381
14.2.	ЗАПУСК ВСТРОЕННЫХ МИССИЙ.....	381
	Порядок действий пользователя при запуске встроенной миссии:.....	381
14.3.	УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТОМ И ОБЪЕКТАМИ КАБИНЫ В ИГРЕ	382
14.3.1.	<i>Управление ЛА (вертолетом, самолетом) с помощью джойстика</i>	<i>383</i>
14.3.2.	<i>Управление вертолетом с клавиатуры</i>	<i>383</i>
14.3.3.	<i>Управление объектами кабины с помощью мыши</i>	<i>384</i>
14.4.	УПРАВЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЕМ ГОЛОВЫ ВИРТУАЛЬНОГО ПИЛОТА И ВИДАМИ В КАБИНЕ 6DOF	384
14.4.1.	<i>Управление положением головы виртуального пилота в кабине 6DOF.....</i>	<i>384</i>
	Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, ее поворотов и зуммирования изображения	385
14.4.2.	<i>Управление видами в кабине 6DOF.....</i>	<i>387</i>
14.5.	ОСОБЫЕ НАСТРОЙКИ ИГРЫ	389
14.6.	ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ НАСТРОЙКИ ВЕРТОЛЕТА В DCS:MI-8MTV2	390
14.7.	НАКОЛЕННЫЙ ПЛАНШЕТ	392
14.8.	ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОМОЩИ ИИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА	393
14.8.1.	<i>Подстройка автопилота ИИ бортовым техником</i>	<i>393</i>
14.8.2.	<i>Голосовые команды от ИИ бортового техника (механика) при игре с грузом на тросовой внешней подвеске</i>	<i>394</i>
15.	СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ	396
16.	ЭКВИВАЛЕНТЫ И КОЭФФИЦИЕНТЫ КОНВЕРТАЦИИ МЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В ИМПЕРСКУЮ.....	400
16.1.1.	<i>Эквиваленты метрических единиц</i>	<i>400</i>
16.1.2.	<i>Коэффициенты перевода единиц.....</i>	<i>401</i>
17.	РАЗРАБОТЧИКИ	403
18.	СПИСОК ИСТОЧНИКОВ	407

Прочти!

Настоящее описание включает в себя историю вертолета, краткое описание элементов его конструкции и систем, а также органов управления системами и оборудованием из кабины пилотов.

В этом Руководстве сложный объект (система) рассмотрены сначала как элемент конструкции (или системы), а затем как объект управления из кабины пилотов.

Описание эксплуатации системы вооружения также разделено на две части: в первой части описано предназначение, состав, функциональные особенности. Во второй – порядок эксплуатации каждой из подсистем оружия при выполнении задач по предназначению, а также действия экипажа с органами управления вооружением по этапам полета.

Такой подход (когда исчерпывающая информация не содержится в одном месте документа) обусловлен наличием множественных перекрестных связей между объектами (системами) вертолета и наличием нескольких признаков по которым можно выполнить систематизацию содержания.

В любом случае, для желающих глубоко понять устройство и особенности эксплуатации нашей модели вертолета Ми-8МТВ2 рекомендуется изучить все упоминания о той или иной системе, оборудовании или элементе конструкции вертолета.

Мелким шрифтом отражены пояснения для пользователей, желающих более глубоко изучить особенности работы механизма, системы или оборудования.

Если пользователь желает без промедления приступить к полетам и боевому применению, а изучать вертолет по мере накопления опыта полетов, то можно сразу перейти к разделам [ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ](#), и [БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ Ми-8МТВ2](#).

Для удобства изучения вертолета в документ включены [перекрестные](#) и [гиперссылки](#), которые связывают упоминания об одном и том же объекте в разных местах документа, или когда необходимо рассмотреть работу одного объекта (системы) во взаимосвязи с другим.

Для перехода по гиперссылке необходимо кликнуть мышью на таком элементе. Для возврата можно использовать [\[Alt + <-\]](#) (стрелка ВЛЕВО) или [\[Alt + ->\]](#) (стрелка ВПРАВО).

Если игрок **ВПЕРВЫЕ** знакомится с миром DCS World или модулем, рекомендуется перейти в раздел [КАК ИГРАТЬ](#).



1

***ИСТОРИЯ
ВЕРТОЛЕТА***

1. ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЁТА

Во второй половине 50-х гг. конструктор М.Л. Миль начал задумываться о разработке качественно новых машин легкого и среднего классов второго поколения, которые заменили бы серийно выпускаемые вертолеты первого поколения Ми-1 и Ми-4. На смену Ми-1 проектировался одномоторный вертолет, а в качестве наследника Ми-4 рассматривался вертолет, оснащенный двумя двигателями.



Рис. 1.1. Ми-4, вертолет – "предшественник"

Новый вертолет в аванпроекте преподносился как дальнейшая модификация Ми-4, но с газотурбинной силовой установкой. Несущий и рулевой винты, хвостовая и концевая балки, трансмиссия, шасси, система управления и большинство других частей и агрегатов оставались практически неизменными. Изменению подверглись носовая и центральная части фюзеляжа. Силовая установка переносилась наверх грузовой кабины, пилотская кабина – в переднюю часть аппарата, а для повышения вместимости грузопассажирской кабины был переделан фюзеляж. Предусматривалась возможность перевозки до 20 человек или транспортировка крупногабаритной техники. С самого начала проектирования планировалось создать, помимо основных вариантов – пассажирского и транспортно-десантного, транспортно-боевую и противополодную модификации, а также модификацию вертолета-салона.

По настоянию руководства Министерства гражданской авиации СССР 20 февраля 1958 г. Совет Министров СССР принял постановление о разработке вертолета В-8 грузоподъемностью 1,5 – 2 т с вертолетным вариантом двигателя АИ-24 конструкции А.Г. Ивченко. Примерно через год проект В-8 поддержало и командование Советских ВВС. Разработкой В-8 руководил заместитель главного конструктора В.А. Кузнецов. Ведущим конструктором был назначен Г.В. Ремезов (потом – В.А. Никифоров). После утверждения эскизного проекта и натурного макета в 1959 г. началось рабочее проектирование однодвигательного В-8.

Мощность двигателя АИ-24В составляла 1900 л.с., что позволяло сохранить на В-8 трансмиссию его предшественника Ми-4. Однако характеристики АИ-24В, особенно удельный расход топлива, оставляли желать лучшего, а главное – конструкторы хорошо понимали необходимость перехода на более безопасный и надежный двухдвигательный вариант. Поэтому несколько авиамоторных ОКБ получили задание на проектирование вертолетного двигателя мощностью

1250 л.с. Наибольший интерес к этой разработке проявило молодое ОКБ-117, руководимое главным конструктором С.П. Изотовым. Этому же коллективу поручили конструирование нового двухвального редуктора. Возможность увеличения совокупной мощности силовой установки позволяла увеличить грузоподъемность создаваемой машины. Заказчик одобрил проект предложенной модификации, и 30 мая 1960 г. принято решение о постройке параллельно с однодвигательным В-8 и двухдвигательного варианта В-8А.

В процессе эскизного и рабочего проектирования инженеры ОКБ М.Л. Миля усовершенствовали не только трансмиссию, но и ряд других агрегатов и систем В-8. В частности, было решено: шасси делать не четырех, а трехопорным с передними самоориентирующимися сдвоенными колесами; фрикционные демпферы вертикальных шарниров втулки несущего винта заменить гидравлическими; спиртовую противообледенительную заменить электротепловой системой; гидроусилители всех четырех каналов управления установить единым гидроблоком (гидрокомбайном); в систему управления ввести триммеры с загрузочными электромеханизмами; на шасси и концевой балке установить обтекатели и т.д. Большинство нововведений вертолетостроители обязались реализовать и на серийно строящихся Ми-4, чтобы добиться максимальной взаимозаменяемости частей и агрегатов этой машины и вновь создаваемой. Таким образом, Михаил Леонтьевич и его соратники постепенно превращали глубокую модернизацию Ми-4 в принципиально новый перспективный вертолет.

В конструкции фюзеляжа впервые использовались крупногабаритные дюралюминиевые штамповки и клеесварные соединения. В носовой части размещались удобная, хорошо остекленная кабина экипажа с прекрасным обзором и аккумуляторные отсеки под полом. Экипаж вертолета состоял из трех человек: летчика-командира, летчика-штурмана и борттехника.

В центральной части фюзеляжа размещались грузопассажирская кабина размером 5,34x2,34x1,8 м, задний отсек со створками грузового люка, двигательный и редукторный отсеки, а также расходный топливный бак. Грузопассажирская кабина В-8 рассчитывалась на перевозку груза и техники общей массой до двух тонн. Для выполнения спасательных операций была предусмотрена установка бортовой стрелы грузоподъемности 150 кг снаружи над дверью. Для перевозки крупногабаритных грузов на вертолете В-8 впервые была смонтирована шарнирно-маятниковая система внешней подвески грузоподъемностью до 2500 кг. Капоты двигателей и редуктора позволяли обслуживать все агрегаты, расположенные в верхней части вертолета, без применения стремянок. Два подвесных топливных бака закреплялись стальными лентами по бокам фюзеляжа. На хвостовой балке находился стабилизатор, угол установки которого фиксировался на земле.

Однодвигательный В-8 первый раз оторвался от земли 24 июня 1961 г. под управлением летчика-испытателя Б.В. Земскова. В декабре 1961 г. первый В-8 был представлен на совместные государственные испытания, но в качестве прототипа будущих серийных машин рассматривался недолго и с 1963 г. использовался только в роли испытательного стенда. Фирма и заказчики сделали ставку на двухмоторный вариант. Собранный в ноябре 1961 г. второй экземпляр однодвигательного В-8 на летные испытания так и не поступал и служил лишь для наземных испытаний. Он сразу же был принят базовым для последующего переоборудования в двухмоторный вариант.

Новые двигатели ТВ2-117 и главный редуктор ВР-8, разработанные в ОКБ С.П. Изотова, поступили летом 1962 г. Двигатели развивали взлетную мощность по 1500 л.с. и обладали сравнительно высокими удельными показателями. Двухдвигательная силовая установка обеспечивала высокую энерговооруженность, достаточную для выполнения горизонтального полета без снижения при отказе одного из двигателей. ВР-8 представлял собой трехступенчатый планетарный редуктор с передаточным отношением 1:62,6.

2 августа 1962 г. летчик-испытатель Н.В. Лешин впервые оторвал двухдвигательный вариант от земли, а 17 сентября вертолет совершил первый свободный полет. В марте 1963 г. вертолет В-8А поступил на первый этап совместных государственных испытаний, которые, в целом, проходили благополучно, хотя время от времени полеты приостанавливались для проведения доработок и устранения дефектов. Летом 1963 г. испытания пришлось прервать почти на два месяца для доработки двигателей и главного редуктора.

В конструкцию опытной машины постоянно вносились изменения, все больше отличавшие ее от предшественника Ми-4. В частности, для снижения уровня вибраций был создан новый пятилопастной несущий винт. Лопасты остались цельнометаллическими, как на Ми-4, но некоторые узлы заменили на упрочненные и установили новую теплоэлектрическую противообледенительную систему. Старый рулевой винт с деревянными лопастями сменил новый с цельнометаллическими лопастями и втулкой на карданном подвесе. Однокамерные стойки шасси заменили двухкамерными с пневмомасляными амортизаторами, которые исключали появление динамической неустойчивости. Изменилась конструкция хвостовой опоры. Стойки и колеса шасси получили обтекатели. Установленный в систему управления по дифференциальной схеме четырехканальный автопилот АП-34 значительно улучшил пилотажные характеристики В-8А.

В процессе испытаний и доводки новая силовая установка была оборудована автоматической системой регулирования, обеспечивавшей поддержание частоты вращения несущего винта в заданных пределах и синхронизацию работы двигателей. В случае отказа одного из двигателей в полете система обеспечивала автоматический выход работающего двигателя на повышенную мощность.

Все усовершенствования оперативно вносились в собиравшийся третий экземпляр нового вертолета. Этот вертолет создавался в десантно-транспортном варианте и получил название В-8АТ. Двадцать откидных сидений десантников располагались вдоль бортов грузовой кабины. Заказчики на макете отработали загрузку и крепление в кабине различных видов боевой и инженерной техники, а также установку комплекса вооружения, аналогичного применяемому на Ми-4АВ. Внешний вид В-8АТ немного изменился по сравнению с В-8А: боковые двери кабины экипажа были заменены сдвижными блистерами; сдвижной стала и боковая дверь грузовой кабины.

Сборку В-8АТ закончили летом 1963 г., и он заменил на государственных испытаниях В-8А, который в дальнейшем использовался для летных и наземных ресурсных испытаний. Во время летных испытаний 19 апреля 1964 г. экипаж летчика-испытателя В. Колошенко установил на В-8АТ два мировых рекорда:

рекорд дальности по замкнутому маршруту (2465,7 км) и рекорд скорости на базе 2000 км (201,8 км/ч). Несколько лет спустя, в 1967-1969 гг. экипажи И. Копец и Л. Исаевой на Ми-8 установили пять женских мировых рекордов.

В мае 1964 г. была завершена сборка пассажирского В-8АП в варианте правительственного салона. Он почти ничем не отличался от В-8АТ и послужил базой для испытания модернизированного автопилота АП-34Б и синхронизатора оборотов несущего винта. В сентябре того же года с полетов на В-8АП начался второй этап программы совместных государственных испытаний. Через месяц к нему присоединился В-8АТ. Вертолеты продемонстрировали прекрасные летно-технические характеристики. В ноябре 1964 г. Комиссия приняла решение рекомендовать вертолет к запуску в серийное производство, а его десантно-транспортный вариант – к принятию на вооружение.

Зимой 1964-1965 гг. В-8АП был дооборудован в пассажирский вариант – на нем установили 20 мягких кресел, гардероб, тепло- и звукоизоляцию, отопление, вентиляцию, кондиционирование и ряд элементов внутреннего дизайна. В марте 1965 г. закончились его испытания в ГосНИИГА, и пассажирский вариант был также рекомендован в серию для оснащения Аэрофлота. Поступив в серийное производство, новый вертолет получил название Ми-8Т – в десантно-транспортном варианте и Ми-8П – в пассажирском. В конце 1965 г. из сборочного цеха Казанского завода вышли первые серийные образцы. Серийный Ми-8Т отличался от прототипа круглой формой боковых окон грузовой кабины. Прямоугольные окна остались особенностью только пассажирского варианта Ми-8П и его последующих модификаций.

В 1968 г. завершились испытания вооруженного Ми-8ТВ. У него по бокам фюзеляжа крепились ферменные консоли с двумя балочными держателями на каждой стороне для подвески блоков УБ-16-57 неуправляемых ракет КАРС-57 (С-5) или бомб калибра от 50 до 500 кг. От предусмотренной проектом носовой пулеметной установки пришлось отказаться в пользу бомбовой нагрузки.

По завершении испытаний вооружения в 1968 г. легкий десантно-транспортный вертолет Ми-8Т был официально принят на вооружение Советских ВВС. К этому времени ресурс основных частей вертолета уже был доведен до 1000 ч. За свои прекрасные летно-технические и пилотажные качества, а также удобство летной и наземной эксплуатации советские вертолетчики, "пересевшие" с Ми-4 на Ми-8 прозвали новую винтокрылую машину: "Василисой Прекрасной".

К 1969 г. Ми-8 полностью заменил Ми-4 на сборочной линии. Его производство с каждым годом увеличивалось, достигая нескольких сотен машин в год. Всего с 1965 по 1996 гг. Казанский вертолетный завод построил в разных модификациях около четырех с половиной тысяч Ми-8 с двигателями ТВ2-117. В 1970 г. производство Ми-8 параллельно начато на Улан-Удэнском авиационном заводе. Это предприятие выпустило до настоящего времени свыше 3700 вертолетов Ми-8 с двигателями ТВ2-117.

В ходе доводки и эксплуатации Ми-8 конструкция его частей и деталей постоянно подвергались совершенствованию. Инженерам МВЗ им. М.Л. Миля совместно с казанскими и улан-удинскими коллегами удалось добиться значительного улучшения его конструкции и повышения ресурса агрегатов. Назначенный ресурс современных модификаций Ми-8Т превышает 20000 ч. В 1980 г. вертолет Ми-8 впервые получил свидетельство о летной годности в соответствии с американскими нормами FAR-29 при полетах в Японии. В 70 – 90-х гг. на вертолетах Ми-8 установили высокоэффективные наддулочные виброгасители, радиолокатор, заменили маятниковую систему внешней

подвески на тросовую грузоподъемностью 3 т, повысили боевую живучесть, ввели бронирование, усилили вооружение, неоднократно модернизировали различное оборудование и т.д. По заказу польских военных был разработан вариант размещения в грузовой кабине сидений для 37 десантников. Кроме отечественных специалистов доработки агрегатов Ми-8 вели и зарубежные службы эксплуатации, в частности египтяне устанавливали на них английские пылезащитные устройства, а финны – навигационные локаторы. Во второй половине 80-х гг. на МВЗ был проведен комплекс экспериментальных исследований по улучшению аэродинамических характеристик вертолета – демонтированы подвесные баки, установлены новые створки грузового люка, обтекатели автомата перекоса и выхлопных сопел двигателей и т.п.

Большое значение для повышения летно-технических данных Ми-8 имела доработка силовой установки. Вскоре после начала серийного производства вертолеты стали оснащаться улучшенными двигателями ТВ2-117А. На вертолетах, поставлявшихся в южные страны, с 1973 г. устанавливалась специальная модификация двигателей, предназначенная для эксплуатации при высоких температурах воздуха. В конце 70-х гг. был создан форсированный двигатель ТВ2-117Ф с мощностью на чрезвычайном режиме 1700 л.с. Его применили на модификации Ми-8ПА. В 80-е гг. серийные вертолеты Ми-8 вместо ТВ2-117А оборудовались новой, более долговечной моделью ТВ2-117АГ с графитовым уплотнением в опорах турбокомпрессора. Этой модификации присвоили вновь обозначение Ми-8АТ. Она до настоящего времени служит базой для разработки различных модификаций, преимущественно гражданского назначения. Оснащенные дешевыми ТВ2-117АГ вертолеты Ми-8АТ имеют широкое распространение в равнинных районах с умеренными температурами воздуха. В 1987 г. на базе двигателей ТВ2-117ТГ создана опытная модификация Ми-8ТГ, впервые в мире приспособленная для работы на жидком метане. С целью повышения надежности эксплуатации силовых установок разрабатывались пылезащитные устройства различной конструкции, из которых так называемые грибовые в 1977 г. поступили в серийное производство и эксплуатацию. Самым же выдающимся событием в истории развития Ми-8 была модернизация вертолета под более мощные двигатели ТВ3-117МТ.

Во второй половине 60-х гг. в ленинградском ОКБ С.П. Изотова был разработан двигатель ТВ3-117 мощностью 1900 л.с. Модификацию этого двигателя предусматривалось установить и на боевом вертолете Ми-24. Возникла идея максимально унифицировать силовую установку, трансмиссию и винты для всех трех вертолетов.

В 1971 г. вместо ТВ2-117 и старой трансмиссии на Ми-8Т решили установить двигатели ТВ3-117МТ, главный редуктор ВР-14 и усиленную трансмиссию. Кроме того, модернизированный аппарат предполагалось оснастить вспомогательной силовой установкой АИ-9 со стартером-генератором и рулевым винтом обратного вращения – из толкающего винт превращался в тянущий. Благодаря изменению направления вращения, при котором нижняя лопасть шла вперед – навстречу возмущенному потоку от несущего винта, и увеличению хорды лопастей эффективность путевого управления существенно возросла.

В начале 70-х гг. началось массовое снятие с эксплуатации Ми-4. В высокогорных районах и странах с жарким климатом Ми-8 с ТВ2-117 их

заменить не могли. Пришлось поторопиться, и летом 1975 г. модернизированный вертолет был построен, а 17 августа того же года впервые поднялся в воздух. Летные испытания показали значительное улучшение летно-технических характеристик, особенно потолка и скороподъемности. На боковых фермах модернизированного вертолета размещалось уже не по два, а по три балочных держателя. Принятый на вооружение вертолет получил название Ми-8МТ и с 1977 г. пошел в серию на Казанском вертолетном заводе. Со следующего года он строился с модернизированными двигателями ТВ3-117МТ серии III. Первое время число построенных вертолетов с ТВ3-117 существенно уступало количеству предыдущих модификаций с ТВ2-117, но боевые действия в Афганистане заставили пересмотреть портфель заказов, к середине 80-х гг. Ми-8МТ и его модификации стали основными на заводских сборочных линиях. Казанский завод выпустил с 1977 по 1997 гг. свыше трех с половиной тысяч вертолетов с ТВ3-117МТ и ТВ3-117ВМ.

В 1981 г. Ми-8МТ впервые демонстрировался на авиационной выставке в Париже. Из рекламно-коммерческих соображений ему присвоили новое название Ми-17, под которым он и получил распространение на мировом рынке. Пассажирская версия вертолета, аналогичная по внутренней отделке Ми-8П, получила название Ми-17П. Базовая модель Ми-8МТ, так же как и ее предшественница, послужила основой для создания многочисленных модификаций и вариантов, предназначенных для различных областей военного и гражданского применения.

Следующим важным этапом модернизации Ми-8 стало оснащение его высотными двигателями ТВ3-117ВМ, первые образцы которых прошли испытания в 1985 г. За два года в ОКБ М.Л. Миля была создана новая базовая модель Ми-8МТВ (Ми-17-1В в экспортном варианте). Высотный двигатель позволил вертолету осуществлять взлет и посадку на высотах до 4000 м и выполнять горизонтальный полет на высотах до 6000 м. Кроме потолков возросли и другие летно-технические характеристики вертолета: скороподъемность, дальность и т.д. Новая базовая модель отличалась современным оборудованием, включающим метеорадиолокационную станцию и радиосистему дальней навигации, имела бронирование, протектированные баки с пенополиуретановым наполнителем, носовой и кормовой пулеметы ПКТ, шесть подвесных балочных держателей и шкворневые установки под оружие десантников. С учетом "афганского" опыта была повышена живучесть частей и агрегатов вертолета. Для повышения безопасности эксплуатации на Ми-8МТВ установили систему аварийного приводнения. С 1988 г. началось освоение серийного производства Ми-8МТВ (Ми-8МТВ-1). Базовую модель можно использовать в транспортном, десантном, десантно-штурмовом, санитарном, перегоночном вариантах, а также в вариантах вертолета огневой поддержки и постановщика мин.

На Улан-Удэнском заводе вертолет Ми-8МТВ пошел в серию в 1991 г. с небольшими изменениями в оборудовании под обозначением Ми-8АМТ (Ми-171). Вертолет используется в транспортном, десантно-транспортном, санитарном и пассажирском вариантах. В 1997 г. вертолет Ми-171А в России получил сертификат типа. В 1999 г. вертолет Ми-171 получил сертификат типа в Китае по американским нормам FAR-29 в пассажирском и грузовом вариантах для полета над сушей и водной поверхностью.

Вслед за Ми-8МТВ-1 (Ми-17-1В) в 90-е гг. на ОАО "Казанский вертолетный завод" последовали новые базовые модификации Ми-8МТВ-2 и Ми-8МТВ-3. В их кабине размещалось до 30 десантников. Эти машины имели усиленное

бронирование, модернизированные системы. На Ми-8МТВ-3 из шести балочных держателей осталось только четыре, но при этом число возможных вариантов подвески вооружения увеличилось с 8 до 24. Вертолеты получили рулевой винт с увеличенной хордой лопастей и повышенной жесткостью проводки управления, систему беспарашютного десантирования и бортовую стрелу большей грузоподъемности. Ми-8МТВ-3 в 1991 г. послужил прототипом для экспортной модификации Ми-172, прошедшей в 1994 г. сертификацию в индийском авиарегистре по американским нормам FAR-29. Сертифицированный в России вертолет называется: Ми-172А. Все усовершенствования, опробованные на этих модификациях, в 1992 г. были внедрены и на новой демонстрационной модели Ми-17М. Кроме того, на ней установили международную навигационную систему и усовершенствованный радиолокатор, увеличили размеры боковых дверей, а задний грузовой люк переделали по типу Ми-26 - со створками уменьшенного размера и опускающимся трапом-аппарелью. По договору с канадской фирмой была создана совместная модификация Ми-17КФ с западной авионикой, скомпонованной по типу "glass cockpit".

Демонстрационная модель Ми-17М послужила основой для создания в 1997 г. в Казани очередной базовой модификации Ми-8МТВ-5 (Ми-17В-5). Основными отличиями базового Ми-8МТВ-5 от предшествующих моделей являются новые современные формы и конструкция планера. На вертолете установлена дополнительная правая входная дверь и значительно расширена левая, створки заднего грузового люка заменены на опускающийся трап-аппарель с гидросистемой выпуска и уборки, число мест десантников увеличено до 36. Теперь десантники могут покидать вертолет тремя потоками через две двери и рампу всего за 15 секунд. Расширенная левая дверь, кроме того, позволяет использовать новое спасательное устройство со стрелой грузоподъемностью 300 кг. С его помощью можно поднимать на борт сразу до трех человек. Устроенный в полу большой люк позволил использовать систему внешней подвески грузоподъемности 4,5 т. На вертолете полностью перекомпонована носовая часть. Ей придан современный вид с цельным, поднимаемым вверх обтекателем, под которым может быть установлен метеолокатор и новое радиооборудование. На Ми-8МТВ-5 установлен модернизированный пилотажно-навигационный комплекс, а кабина экипажа адаптирована под использование очков ночного видения, что обеспечивает возможность применения вертолета в любое время года и суток, в различных метеоусловиях. В конструкцию других видов оборудования также внесены существенные изменения, в частности, в энергосистему установлены новые бесщеточные генераторы.

По материалам ОАО "Московский вертолётный завод им. М. Л. Миля" (<http://www.Mi-Helicopter.Ru>).



2

***ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ
И ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА***

2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ ВЕРТОЛЁТА

2.1. Основные геометрические данные вертолёта

Длина:	
без несущего и рулевого винтов	18,424 м
с вращающимися несущим и рулевым винтами	25,352 м
Высота:	
без рулевого винта	4,756 м
с вращающимся рулевым винтом	5,321 м
Расстояние от земли до нижней точки фюзеляжа (клиренс)	0,445 м
Площадь горизонтального оперения	2,0 м ²
Размеры грузовой кабины:	
длина (по полу)	5,34 м
ширина	2,3 м
высота	1,8 м
Проем фюзеляжа в районе створок грузовой кабины:	
высота	1,620 м
ширина (по строительной горизонтали)	2,288 м
Размеры проема двери грузовой кабины:	
высота	1,405 м
ширина	0,825 м
НЕСУЩИЙ ВИНТ:	
диаметр	21,294 м
число лопастей	5
направление вращения	Вперёд, вправо, назад
РУЛЕВОЙ ВИНТ:	
тип	Карданный
диаметр	3,908 м
направление вращения	Вниз, вперёд, вверх
число лопастей	3
угол установки лопастей (на $R = 0, 7$):	
минимальный (левая педаль до упора)	$-6^{\circ} + 1^{\circ}10'$ $- 50'$
максимальный (правая педаль до упора)	$+ 23^{\circ} + 30'$ $- 15'$
ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА	
тип шасси	Трёхстоечное неубирающееся
колея шасси	4,510 м
база шасси	4,281 м
Размеры пневматиков:	
передней стойки	595 X 185 мм
основных стоек	865 X 280 мм
Стояночный угол (вперед вверх)	$4^{\circ}10'$
Хвостовая опора	Амортизационная

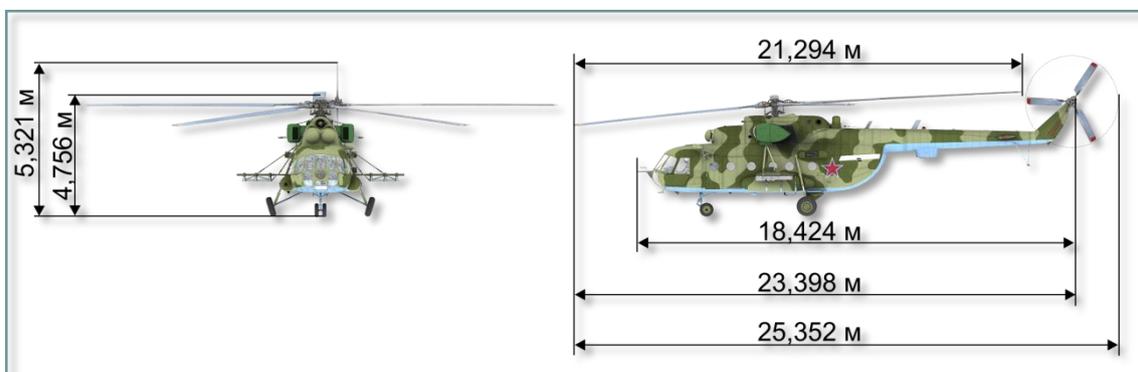


Рис. 2.1. Геометрические размеры вертолета

2.2. Основные тактико-технические данные

Нормальный взлетный вес	11100 кг
Максимальный взлетный вес	13000 кг
Десантная нагрузка:	
нормальная	2000 кг
максимальная (при полной заправке основных топливных баков)	4000 кг
количество перевозимых солдат	21 - 24 чел.
количество раненых, перевозимых на носилках	12 чел.
Максимальная скорость горизонтального полета на высотах 0–1000 м:	
при нормальном взлетном весе	250 км/ч
при максимальном взлетном весе	230 км/ч
Крейсерская скорость полета на высотах до 1000 м:	
при нормальном взлетном весе	220–240 км/ч
при максимальном взлетном весе	205–215 км/ч
Статический потолок при нормальном взлетном весе вне влияния земли в стандартных атмосферных условиях	3960 м
Практический потолок:	
с нормальным взлетным весом	5500 м
с максимальным взлетным весом	3900 м
Время набора высоты на номинальном режиме работы двигателей и наивыгоднейшей скорости набора (120 км/ч; ПОС выключена):	
с нормальным взлетным весом	
1000 м	1,8 ^{+0,5} мин
3000 м	6 ⁺¹ мин
4000 м	9,5 ⁺² мин
с максимальным взлетным весом	
1000 м	2,4 ^{+0,5} мин
3000 м	10,9 ⁺¹ мин
Практическая дальность полета на высоте 500 м на крейсерской скорости при полной заправке основных топливных баков с 5% остатком топлива:	
при десантной нагрузке 2117 кг	495 км
при десантной нагрузке 4000 кг	465 км
с одним полностью заправленным дополнительным топливным баком	725 км
с двумя полностью заправленными дополнительными топливными баками (перегоночная дальность)	950 км

2.3. Предназначение и задачи

Военно-транспортный вертолет Ми-8МТВ2 предназначен для повышения мобильности сухопутных войск и огневой поддержки их на поле боя.

На вертолете выполняются следующие основные задачи:

- десантирование оперативно-тактического и тактического воздушных десантов;
- обеспечение маневра и действий войск в ходе боя;
- перевозка грузов в грузовой кабине и на внешней подвеске;
- уничтожение на переднем крае и в тактической глубине боевых машин пехоты; живой силы в боевых и предбоевых порядках, в опорных пунктах; противотанковых средств, артиллерии и тактических ракет на огневых (стартовых) позициях; радиолокационных постов, зенитных средств, передовых пунктов управления, а также боевых и транспортных вертолетов на площадках;
- уничтожение воздушного (морского) десанта и аэромобильных частей (подразделений) в районе выброски (высадки);
- обеспечение пролета оперативно-тактического и тактического воздушных десантов в район десантирования и поддержки их боевых действий;
- воздушная разведка противника;
- минирование с воздуха (задача в игре не реализована);
- поиск и спасение экипажей самолетов (вертолетов), терпящих бедствие;
- эвакуация раненых и больных.

Для решения указанных задач вертолет Ми-8МТВ2 применяется в следующих вариантах:

1. Транспортный:

- без дополнительных топливных баков (для перевозки в грузовой кабине грузов общим весом до 4000 кг);
- с одним дополнительным топливным баком (не реализовано);
- с двумя дополнительными топливными баками (не реализовано);
- для транспортировки грузов на внешней подвеске общим весом до 3000 кг.

2. Десантный:

- для перевозки десантников с личным оружием (до 24 десантников).

3. Санитарный (в игре не реализован):

- до 12 человек на носилках и сопровождающий;
- комбинированный вариант (до 20 человек – 3 на носилках и 17 на сидячих местах или 15 сидячих мест и один дополнительный топливный бак).

4. Воздушное минирование (в игре не реализовано):

- с оборудованием ВСМ-1.

5. Боевой (с различным вооружением на шести узлах подвески).

6. Перегоночный (в игре не реализован).

Для перевозки длинномерных крупногабаритных грузов (типа лопастей несущего винта) и выполнения учебно-тренировочных прыжков с парашютом

(парашютного десантирования) через грузовой люк, на вертолете предусмотрено полуоткрытое положение или снятие створок грузовой кабины.

Вертолет Ми-8МТВ2 может выполнять возложенные на него задачи днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях с аэродромов и с неподготовленных площадок.

Экипаж вертолета состоит из трех человек: командира экипажа, летчика-штурмана и бортового техника.



3

ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

3. 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 вертолета 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 вертолетами.

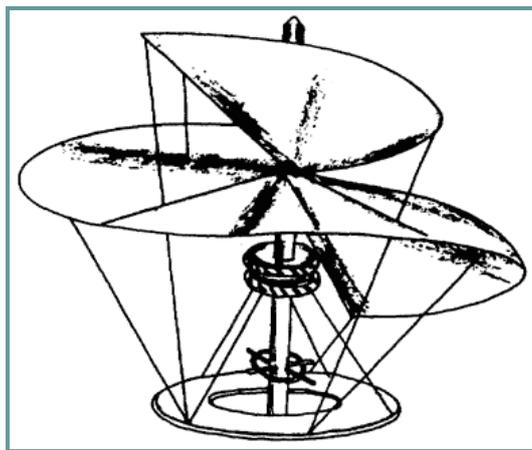


Рис. 3.1. "Хеликоптерон" Леонардо да Винчи

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 вертолете 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: несущий винт (НВ), рулевой винт (РВ), крутящий момент, гироскопическая прецессия, асимметричность подъемной силы, срыв потока на "отступающей" по потоку лопасти (при движении вперед) и обратное обтекание (лопастей).

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 (G , [Рис. 3.2](#)) и сопротивление воздуха (Q) действуют на вертолет, как и на все ЛА. Однако подъемная (T_y) и пропульсивная (T_x , толкающая вперед) силы создаются несущим винтом (Тrotor). В простейшем понимании – несущий винт для вертолета то же самое, что и крыло с винтом для самолета. Кроме того, наклоняя вектор тяги несущего винта, пилот вертолета может выполнять полет в сторону или назад.

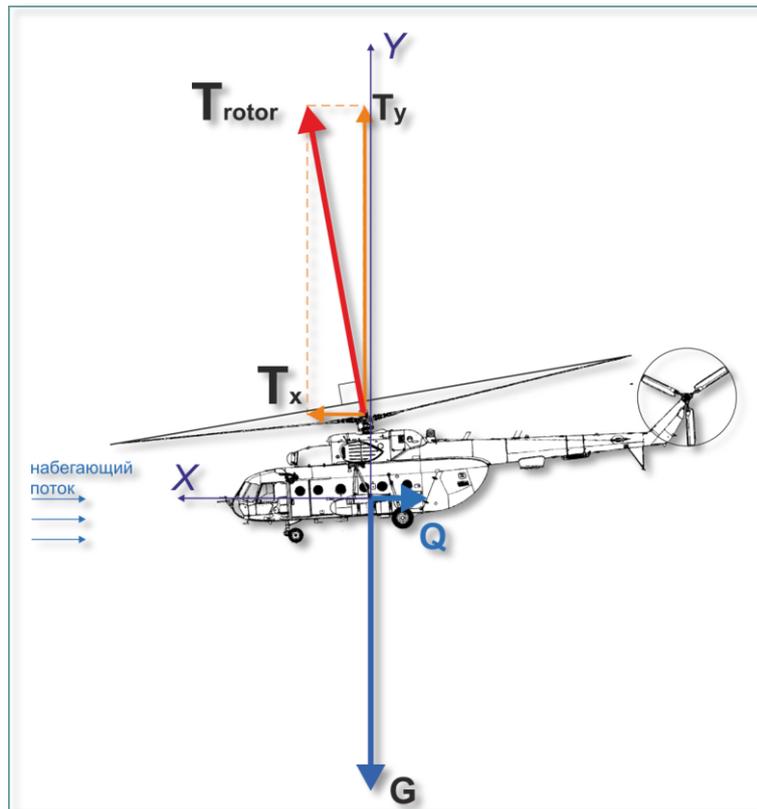


Рис. 3.2. Силы, действующие на вертолет

Управление

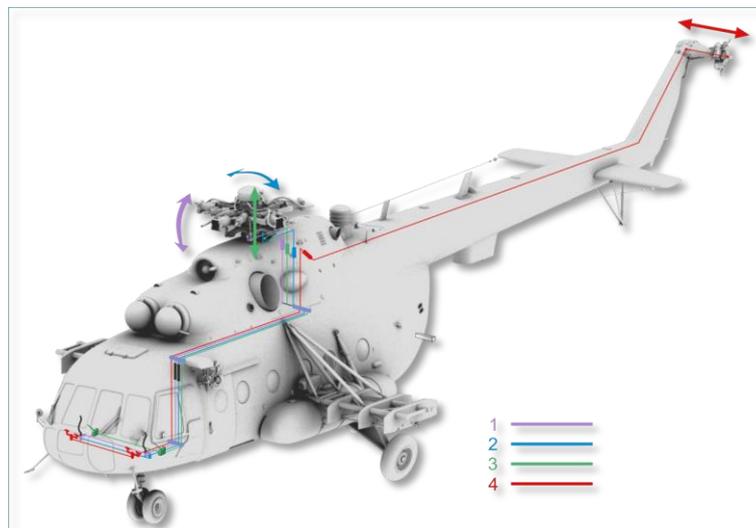


Рис. 3.3. Схема проводки управления классического вертолета

1. Управление по тангажу: перемещение РГПУ вперед/назад наклоняет несущий винт вперед/назад и вслед за ним нос вертолета
2. Управление по крену: перемещение РГПУ влево/вправо наклоняет несущий винт влево/вправо и вслед этим кренит вертолет

3. Управление общим шагом НВ: перемещение рычага ОШ вверх/вниз увеличивает/уменьшает угол установки всех лопастей НВ и вслед за этим увеличивает/уменьшает тягу НВ (приводит к набору высоты или снижению)
4. Путьевое управление: перемещение педалей влево/вправо изменяет тягу РВ и перемещает хвостовую балку вертолета вправо/влево

На приведенном рисунке показана схема проводки управления классического вертолета. Сюда входят: несущий винт, ручки управления циклическим и общим шагом, педали, и рулевой винт. Ручка общего шага управляет общим шагом (углом установки носка лопасти относительно плоскости вращения НВ) всех лопастей несущего винта, одновременно и на одинаковое значение увеличивая или уменьшая подъемную силу каждой лопасти (значит и НВ в целом). Ручка циклического шага управляет автоматом перекоса, за счет чего шаг лопастей изменяется циклически, лишь в определенном месте диска НВ, за счет чего формируются несимметричные силы в различных частях НВ тем самым наклоняя его в соответствующую сторону. Шаг отдельно взятой лопасти в каждый момент времени складывается из общего шага и циклического шага. Педали вертолета управляют шагом рулевого винта, увеличивая или уменьшая шаг его лопастей и позволяя выполнять разворот вертолета в горизонтальной плоскости на висении.

Скорость

Лопастей несущего винта вертолета 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 вертолет от разворота под воздействием реактивного момента от несущего винта.

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

Реактивный момент несущего винта

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

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

Рулевой винт

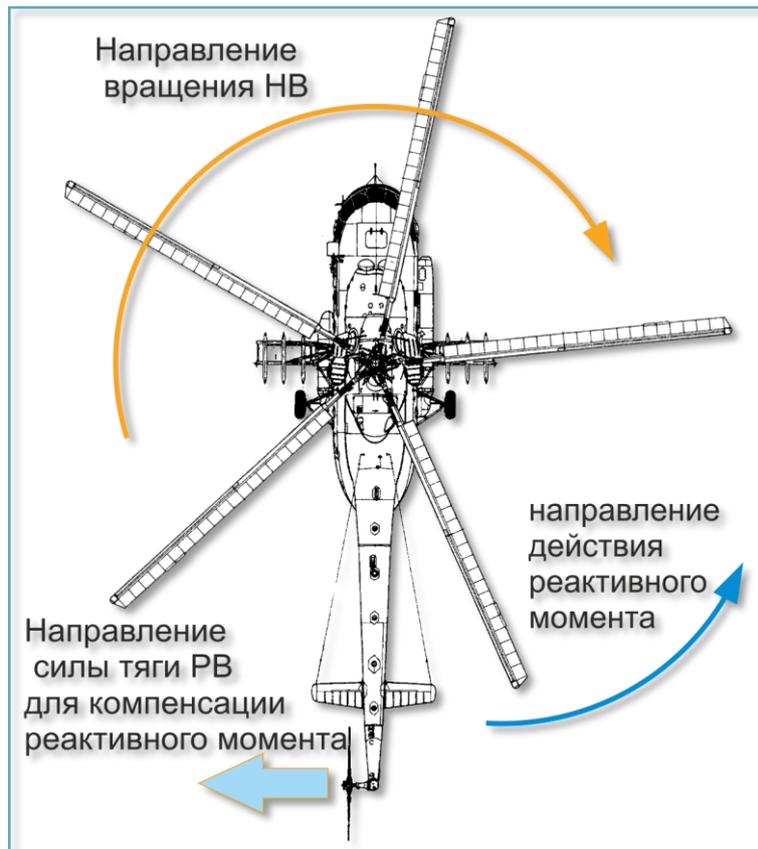


Рис. 3.4. Компенсация рулевым винтом реактивного момента несущего винта

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

Гироскопическая прецессия

Управление вектором тяги винта через его гироскопическую прецессию справедливо рассматривать только для схемы винтов имеющих один осевой шарнир лопасти.

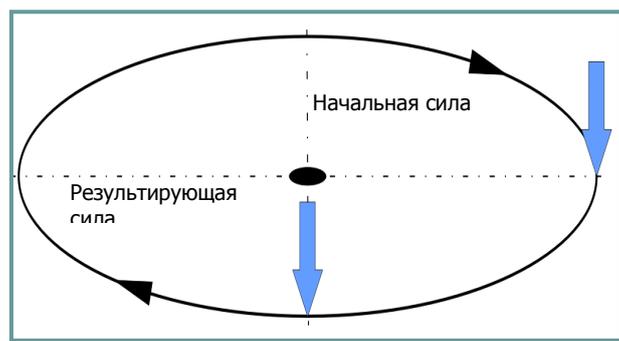


Рис. 3.5. Гироскопическая прецессия

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 3-х часов (начальная сила), как на рисунке, то результирующая сила будет действовать в точке 6-ти часов.

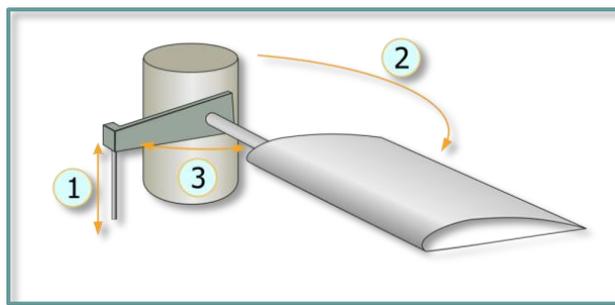


Рис. 3.6. Угловое смещение управляющих связей винта

1. Направление воздействия управляющих сил и изменения циклического шага
2. Направление вращения
3. Угол 90 градусов вперед по вращению.

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 Ми-8 хотел бы двигаться вперед, ручку ему пришлось бы перемещать влево.

Асимметрия подъемной силы

Поверхность, находящаяся под окружностью, которую описывают законцовки лопастей несущего винта, называется ометаемой поверхностью. В режиме висения подъемная сила, возникающая на каждой лопасти, одинакова в любой точке окружности. Асимметрия 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. Асимметрия 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.

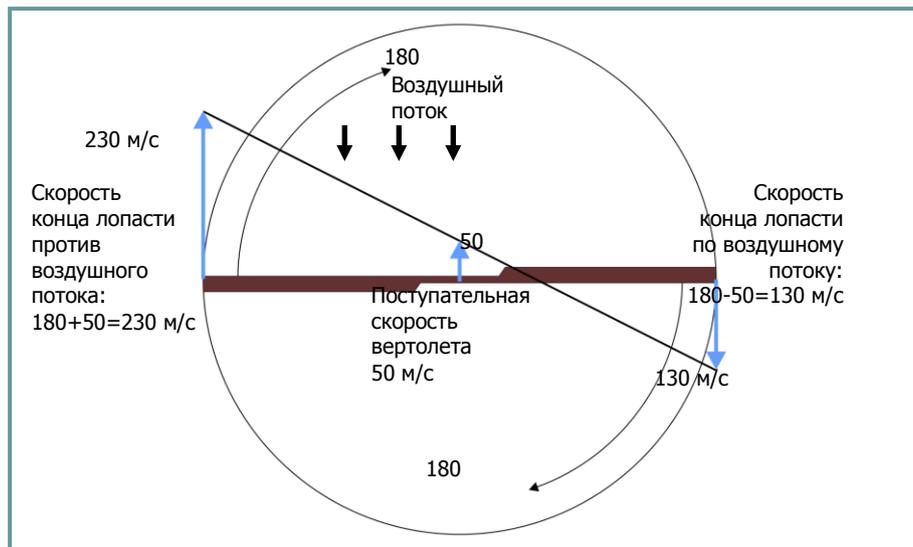


Рис. 3.7. Разница скоростей на концах лопастей несущего винта при поступательном движении вертолета

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 вертолетах 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 вертолет прямо. Изменение циклического шага производится во всем диапазоне скоростей вертолета.

Срыв потока с лопастей винта

Срыв потока происходит на лопастях винта, движущихся по потоку и с большим углом атаки при поступательном движении вертолета. Это основной фактор, ограничивающий максимальную скорость вертолетов. Также как срыв потока с крыла ограничивает минимальную скорость самолета - срыв потока с лопасти винта вертолета ограничивает максимальную скорость вертолета, так как результирующая скорость отстающей лопасти падает с увеличением скорости вертолета. 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 вертолета, угол атаки отстающей лопасти все больше увеличивается, а ее скорость падает, пока не наступит срыв потока.

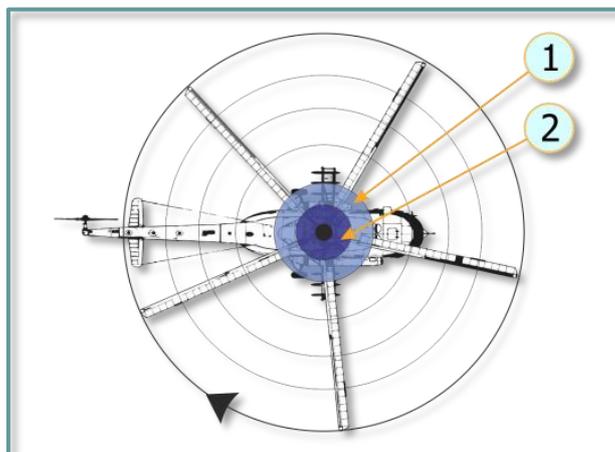


Рис. 3.8. Подъемная сила в режиме висения

- 1. Зона отсутствия подъемной силы
- 2. Зона корневой части лопасти

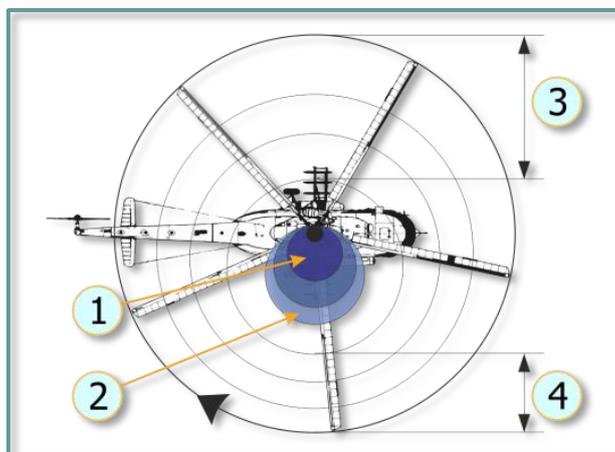


Рис. 3.9. Распределение подъемной силы в нормальном полете

- 1. Зона обратного обтекания
- 2. Зона отсутствия подъемной силы
- 3. Подъемная сила в этой зоне создается лопастями на малом угле атаки
- 4. Подъемная сила в этой зоне создается лопастями на большом угле атаки (должна быть равна подъемной силе, создаваемой в зоне 3).

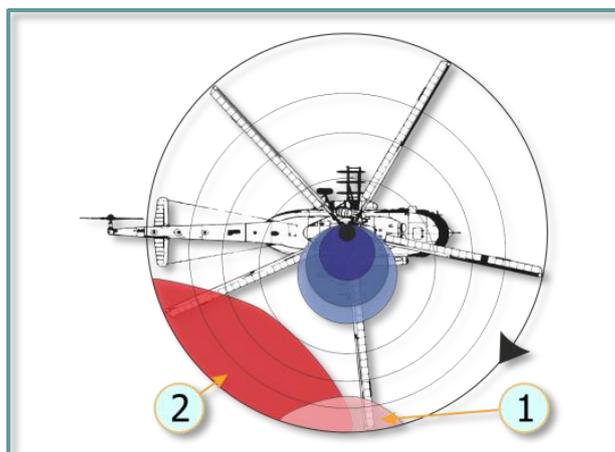


Рис. 3.10. Зоны распределения подъемной силы винта при срыве потока

- 1. Зона срыва с концов лопастей. Первые проявления вибрации и раскачки
- 2. Если угол атаки лопастей продолжает оставаться высоким, зона срыва потока расширяется. Вертолет увеличивает тангаж и кренится вправо ("валежка")

Эффект срыва потока с лопастей проявляется в общем случае как усиление вибрации вертолета, 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 вертолетом может быть потерян. Процедура выхода из "валежки":

- уменьшить общий шаг;
- ручку управления в нейтральное положение;
- уменьшить скорость;
- увеличить обороты несущего винта.

Вихревое кольцо

Режим вихревого кольца возникает при снижении вертолета 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 вертолета в спутный след от другого вертолета.

В таких условиях вертолет 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, в 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.

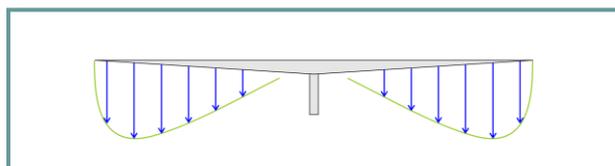


Рис. 3.11. Эпюра скоростей воздушного потока, отбрасываемого несущим винтом на висении

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.

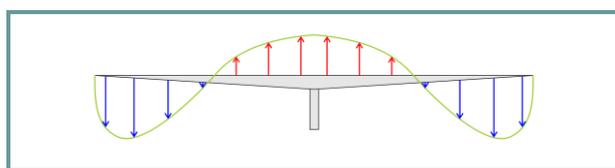


Рис. 3.12. Эпюра скоростей воздушного потока в режиме вихревого кольца

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

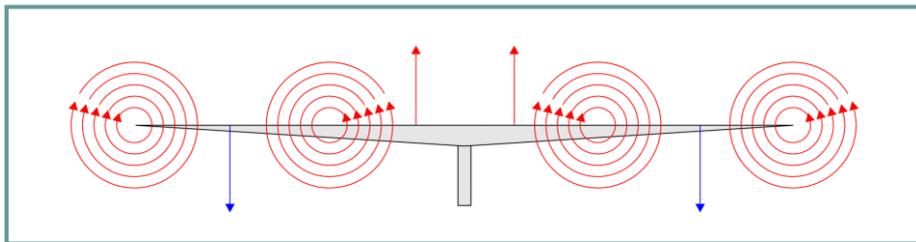


Рис. 3.13. Вихревая система, возникающая в режиме вихревого кольца

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

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.

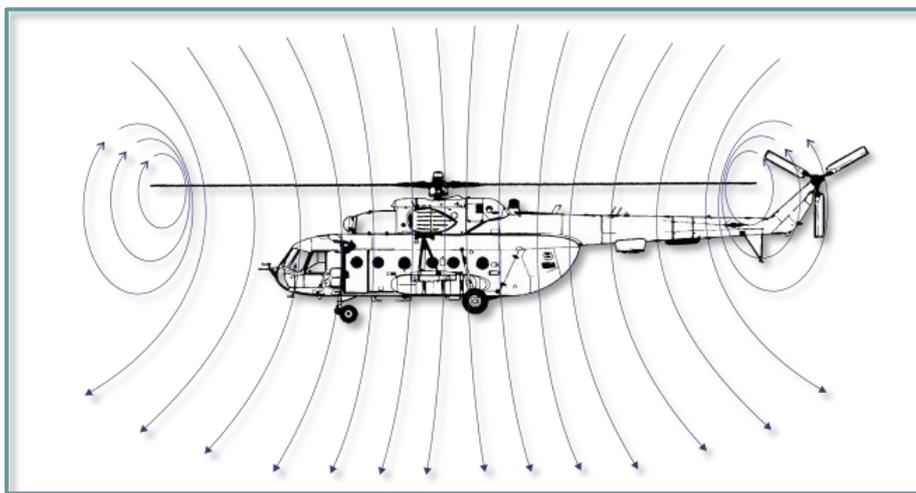


Рис. 3.14. Схема движения воздушного потока от несущего винта вне зоны влияния земли

В режиме висения фюзеляж и крыло вертолета создают сопротивление потоку воздуха, отбрасываемому винтом, что приводит к потерям тяги. Из-за этого требуется большая мощность и расходуется 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 вертолета над поверхностью. Эффект начинает сказываться при высоте висения, равной радиусу несущего винта и ниже; для стандартного вертолета эта высота составляет 5-10 метров.



Рис. 3.15. Схема воздушных потоков с учетом эффекта влияния 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 вверх 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 вертолетом, 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 вертолета вперед исчезает проблема "дефицита" воздуха, который должен отбрасывать винт, характерная для висения; воздух поступает в достаточном количестве с увеличением скорости вертолета. Уже на скорости приблизительно около 40 км/ч несущий винт захватывает необходимый объем нетурбулентного воздуха. В этот момент подъемная сила возрастает и вертолет при той же мощности начинает набирать высоту.

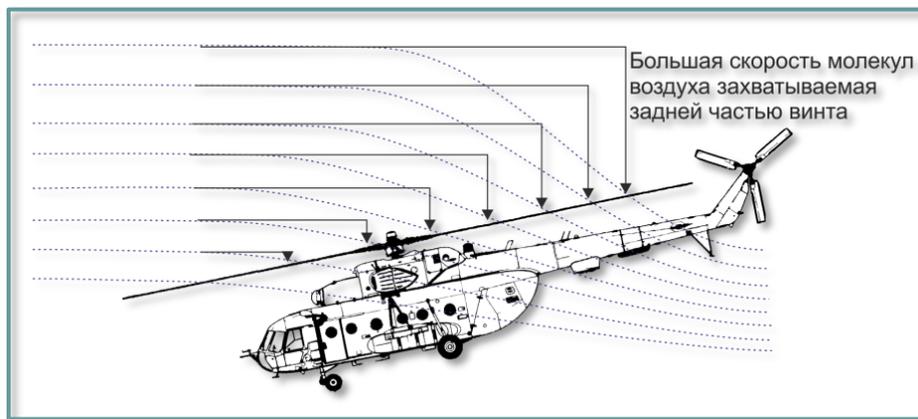


Рис. 3.16. Косая обдувка несущего винта

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 подсасывании 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 возникновения разницы в подъемной силе лопастей в левой и правой части НВ и кренение вправо для вертолетов с направлением вращения винта по часовой стрелке (если смотреть сверху).

Авторотация (РСНВ)

При отказе двигателей или каких-либо других повреждениях вертолета, не позволяющих использовать тягу двигателей, вертолет может совершить безопасное приземление в режиме авторотации (режим самовращения несущего винта). 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.

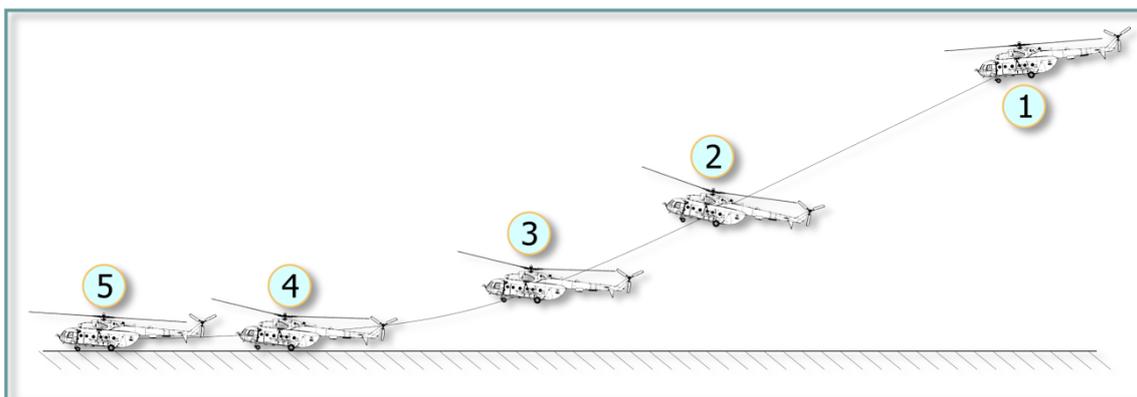


Рис. 3.17. Посадка в режиме авторотации

- | | |
|--|---|
| <p>1. После уменьшения ОШ НВ поддерживать обороты НВ в пределах 88–100%, на снижении установить скорость 100–70 км/ч по прибору</p> <p>2. Высота 20–15 м. энергично, но за время не менее 1 с, увеличить ОШ НВ до 7–8° и выдержать его в течение 0.5–1 с, в процессе поднятия РОШ увеличить угол</p> | <p>3. Высота 10–7 м. начать устанавливать посадочный угол тангажа (+4–6°) незначительным движением РППУ вперед, а если необходимо для гашения вертикальной скорости. одновременно выполнить дальнейшее увеличение ОШ НВ до 12° за время 1–1.5 сек</p> <p>4. Приземление</p> |
|--|---|

тангажа до $+10^{\circ}$ – 15°

5. Остановка после короткого пробега.

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

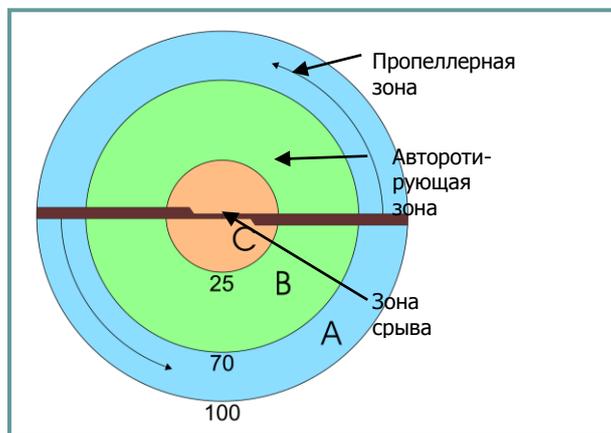


Рис. 3.18. Зоны винта при авторотации

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.

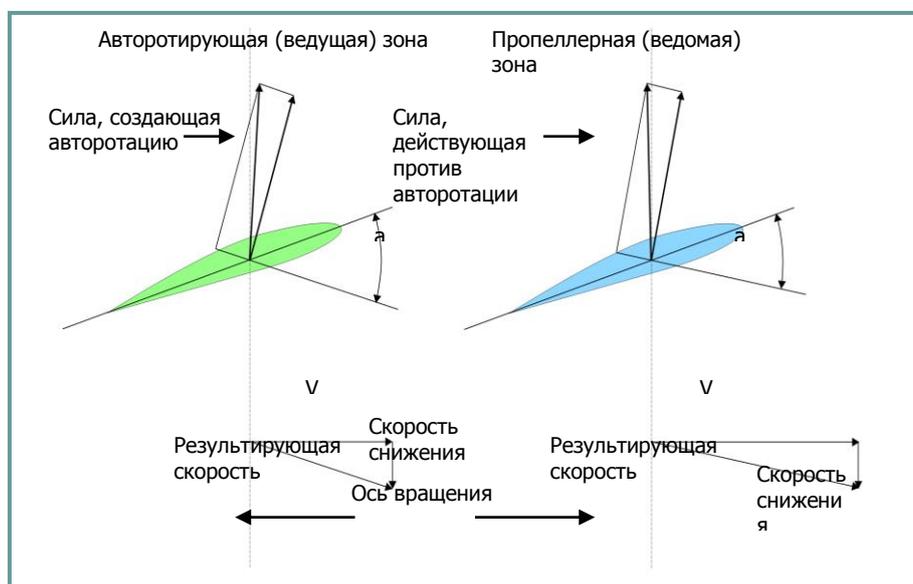


Рис. 3.19. Силы, действующие на лопасти винта при авторотации

Перед посадкой на режиме авторотации пилот должен выдерживать экономическую скорость, а также угол планирования в пределах 14-16°. 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 увеличить общий шаг винта и выполнить так называемый "подрыв". При этом необходимо точно определить высоту начала "подсечки". В общем случае для вертолетов рекомендуют производить "подрыв" на высоте трех – четырех вертикальных скоростей. Например, если у вертолета вертикальная скорость снижения составляет 10 метров секунду, то "подрыв" необходимо начинать на высоте 30-40 метров от земли, однако в случае использования интенсивного гашения скорости РППУ высота взятия ОШ уменьшается примерно в два раза.

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

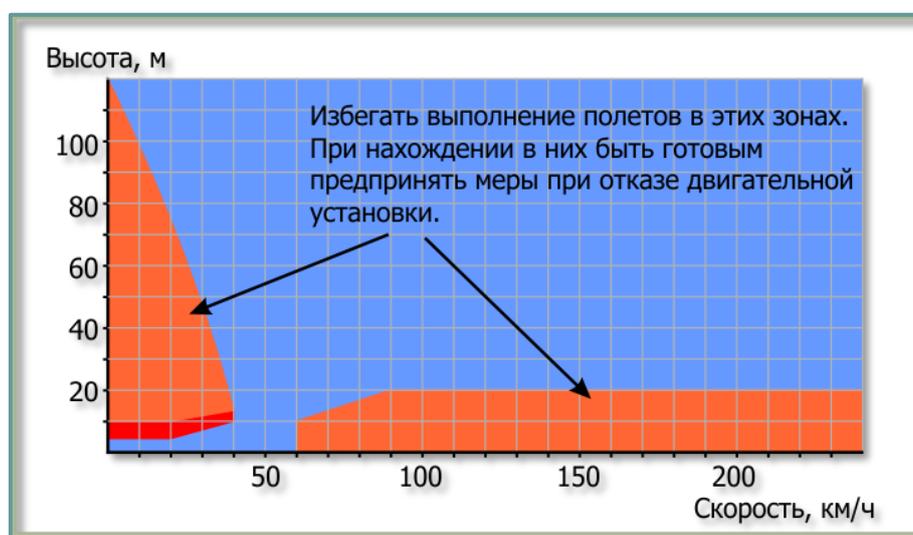


Рис. 3.20. Высоты и скорости, не рекомендуемые для пилотирования вертолета

Выводы

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

Реактивный момент несущего винта является неотъемлемой проблемой для одновинтовых вертолетов, и отсутствует у двухвинтовых и соосных вертолетов. Гироскопическая прецессия проявляется в направлении 90° по вращению винта к точке приложения силы. Асимметрия подъемной силы проявляется при поступательном движении вертолета 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 вертолета требует 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 за счет увеличения

секундно-массового расхода воздуха через НВ при одной и той же подводимой мощности. Авторотация дает возможность безопасно приземлить вертолет при отказе двигательной установки.

3.1. Аэродинамические особенности вертолета

Вертолет Ми-8МТВ2 построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом.

Фюзеляж вертолета представляет собой цельнометаллический полумонокк переменного сечения. Он состоит из носовой и центральной частей, хвостовой и концевой балок.

На вертолете установлен неуправляемый в полете стабилизатор, который служит для улучшения характеристик продольной устойчивости и управляемости вертолета, а также для обеспечения необходимых запасов отклонения органов продольного управления на всех режимах полета.

К взлетно-посадочным устройствам вертолета относятся неубирающееся в полете шасси и хвостовая опора, снабженные жидкостно-газовыми амортизаторами.

Хвостовая опора служит для предохранения рулевого винта от удара о землю при посадке вертолета с большим углом кабрирования.

Пятилопастной несущий винт предназначен для создания подъемной силы и тяги, необходимой для осуществления поступательного полета вертолета. Кроме того, с помощью несущего винта производится управление вертолетом относительно продольной и поперечной осей. Лопасты имеют прямоугольную форму в плане. Воздушный рулевой винт, установленный на вертолете, предназначен для уравнивания реактивного момента несущего винта и для путевого управления вертолетом. Винт трехлопастной, тянущий, с изменяемым в полете шагом. Вращение винта осуществляется от главного редуктора через трансмиссию. Направление вращения: вперед–вверх–назад. Изменение шага винта осуществляется движением педалей ножного управления из кабины экипажа.

На вертолете установлены два газотурбинных двигателя ТВ3-117ВМ. От двухступенчатых свободных турбин двигателей мощность передается на вал главного редуктора. Двигатели расположены над кабиной перед главным редуктором.

Вертолет оборудован внешней подвеской, предназначенной для транспортировки грузов в подвешенном состоянии.

Перечисленные особенности вертолета Ми-8МТВ2 обуславливают его аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость.

Потребная мощность для горизонтального полета

Потребная мощность для горизонтального полета существенно зависит от скорости полета. Наибольшая мощность требуется при отсутствии поступательной скорости (при висении вертолета вне зоны влияния воздушной подушки), а также в горизонтальном полете на максимальной скорости. С увеличением поступательной скорости от нуля до 110–120 км/ч величина потребной мощности для горизонтального полета уменьшается, а при дальнейшем увеличении скорости полета потребная мощность увеличивается.

Тяга несущего винта

Свободная тяга несущего винта вертолета на взлетном режиме работы двигателей (3800 л.с.) с выключенным эжектором ПЗУ в стандартных атмосферных условиях на уровне моря при штиле составляет 13200 кгс. В тех же условиях при номинальном режиме работы двигателей (3400 л.с.) тяга равна 12040 кгс. Включение эжектора ПЗУ снижает тягу примерно на 200–300 кгс.

Тяга несущего винта сильно изменяется с изменением атмосферных условий и зависит от температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра и барометрического давления на высоте площадки. Поэтому для уточнения возможности взлета вертолета с использованием влияния близости земли в каждом конкретном случае перед взлетом нужно производить контрольное висение, высота которого должна составлять 3 м на площадках, расположенных на высотах до 3000 м, и не менее 4 м на площадках, расположенных на высотах более 3000 м. Высота контрольного висения при взлете без использования влияния земли должна составлять не менее 10 м.

3.2. Основные летные характеристики вертолета

Минимальная скорость вертолета с нормальным полетным весом до высоты 4000 м и с максимальным полетным весом до высоты 3000 м составляет 60 км/ч. Максимальная скорость до высоты 1000 м – 250 км/ч для вертолета с нормальным полетным весом, 230 км/ч – с максимальным полетным весом и уменьшается с увеличением высоты полета до практического потолка. Наивыгоднейшие скорости набора высоты составляют 120 км/ч на высотах до 2000 м, 100 км/ч – на высоте 4000 м и более. Экономическая скорость на 10 км/ч больше, чем наивыгоднейшая скорость набора высоты.

Вертикальная скорость набора высоты у земли составляет 9 м/с у вертолета с нормальным полетным весом (ПОС выключена) и 7 м/с у вертолета с максимальным взлетным весом без спецферм. Включение ПОС уменьшает вертикальную скорость на 1 м/с.

Практический потолок вертолета с нормальным полетным весом без спецферм составляет $H_{пр}=5000$ м (ПОС выключена); $H_{пр}=4900$ м (ПОС включена) и максимальным полетным весом – $H_{пр}=3900$ м (ПОС выключена); $H_{пр}=3600$ м (ПОС включена).

Включение эжектора ПЗУ уменьшает скороподъемность на 0,6 м/с.

Установка ЭВУ уменьшает практический потолок вертолета на 150 – 200 м, а скороподъемность на 0,5 – 1 м/с.

Безопасные высоты и скорости при отказе одного двигателя в полете

В случае отказа одного из двигателей в полете требуется некоторое время на обнаружение отказа и принятие решения по ликвидации последствий отказа. За это время вертолет теряет до 10 м высоты, так как автоматическая система регулирования не может вывести работающий двигатель на взлетный режим мгновенно. Вмешательство летчика в управление вертолетом при полете на малых высотах и больших скоростях состоит в том, чтобы в возможно более короткое время отойти от земли, установить наивыгоднейший режим полета, а при необходимости – выбрать площадку и произвести посадку. Отход от земли производится торможением вертолета с набором на углах тангажа 10-15°. Торможение вертолета с исходных скоростей горизонтального полета 130–230 км/ч до $V_{пр}=80$ км/ч приводит к набору высоты от 30 до 100 м.

При выполнении подлетов запас высоты на случай отказа одного двигателя и выполнения посадки с коротким пробегом необходим для парирования возникающих моментов и приземления вертолета на шасси.

3.3. Особенности управления вертолетом

Кинематическая связь ручки управления с автоматом перекоса выполнена таким образом, что нейтральному положению ручки соответствует отклонение кольца автомата перекоса вперед и влево, благодаря чему уменьшено отклонение ручки на крейсерских режимах полета. Аналогично нейтральному положению педалей соответствует положительный угол установки лопастей рулевого винта, что позволяет сохранить положение педалей на крейсерском режиме полета близкое к нейтральному.

В продольном управлении вертолета имеется гидравлический упор, ограничивающий угол наклона тарелки автомата перекоса назад до величины $2^{\circ}12'$. Дальнейшее отклонения автомата перекоса назад возможно при приложении большего усилия (на вертолете около 15 кгс). Система гидравлического упора вводится в действие при обжати основных стоек шасси и предназначена для предохранения хвостовой балки от ударов лопастями в случае резкого отклонения ручки управления на себя при рулении вертолета.

В путевом управлении вертолета имеется система переменных упоров (СПУУ-52), которая обеспечивает необходимые запасы путевого управления на режимах висения при изменении температуры и давления наружного воздуха.

На висении потребный ход правой педали вперед уменьшается с увеличением плотности наружного воздуха, одновременно СПУУ-52 перемещает переменный упор в сторону уменьшения максимального хода штока рулевого винта, тем самым исключается возможность перенагружения трансмиссии и хвостовой балки.

3.4. Балансировка вертолета

Балансировка вертолета на земле

При трогании вертолета с места, при рулении, разбеге и пробеге, а также в момент отрыва на взлете и в момент касания земли на посадке могут создаваться такие условия, при которых вертолет получит тенденцию к опрокидыванию вбок относительно линии, проходящей через переднее колесо и одно из основных колес шасси.

На вертолет с работающими двигателями на земле действуют сила веса, тяга несущего винта, тяга рулевого винта и силы реакции земли, приложенные к колесам. Опрокидывающими силами являются сила тяги рулевого винта, боковые составляющие реакции земли, боковые силы, возникающие при развороте на рулении и при неправильных действиях летчика, составляющая силы тяги несущего винта.

Восстанавливающими силами являются вертикальные составляющие реакции земли и (при правильных действиях летчика) составляющая силы тяги несущего винта.

С увеличением силы тяги несущего винта уменьшается вертикальная составляющая силы реакции земли и снижается ее стабилизирующее влияние.

При боковом наклоне вертолета уменьшается плечо этой силы и также снижается ее стабилизирующее влияние. Тенденции вертолета к опрокидыванию на земле способствуют боковой ветер, малая жесткость шасси, высокое положение центра тяжести.

На скользкой наклонной поверхности при работе несущего винта возможно соскальзывание вертолета вбок. Опасность опрокидывания или соскальзывания вертолета увеличивается с увеличением тяги несущего винта.

При взлетах и посадках на наклонной площадке предпочтительней располагать вертолет носом или хвостом на уклон, а при невозможности – левым бортом на уклон (правый борт ниже левого), поскольку под влиянием тяги рулевого винта опрокидывание влево более вероятно, чем опрокидывание вправо.

При взлете с площадки, имеющей уклон, увеличение общего шага на заключительном этапе до момента отрыва вертолета производить энергично, а при посадке – энергично уменьшать общий шаг несущего винта, чтобы минимальное время находиться в условиях слабоустойчивого равновесия вертолета. При внезапном увеличении крена на земле, т. е. в начале опрокидывания, необходимо энергично сбросить шаг несущего винта или быстро отделить вертолет от земли.

Особенности поведения вертолета при отделении его от грунта на взлете.

В процессе взлета по-вертолетному с увеличением мощности, подводимой к несущему винту, увеличивается реактивный момент от несущего винта при условии постоянства оборотов.

Если дополнительно не увеличить тягу рулевого винта (РВ) в момент отрыва дачей правой ноги вперед, то происходит разворот вертолета влево (в сторону действия реактивного момента от несущего винта).

Кроме разворота, под воздействием возросшей силы тяги РВ вертолет в момент отрыва стремится наклониться и перемещается влево.

Для парирования действия силы тяги РВ необходимо отклонить ручку управления вправо изменив наклон вектора силы тяги несущего винта так, чтобы ее боковая составляющая была направлена против вектора силы тяги рулевого винта.

Так как ось вращения рулевого винта расположена ниже плоскости втулки несущего винта, то балансировка вертолета на режиме висения возможна лишь при наличии правого крена в 2-2,5°.

При увеличении скорости от висения до 30-35 км/ч для балансировки необходимо существенно отклонять ручку управления вперед, максимальное значение достигается на скорости 40 км/ч.

При дальнейшем увеличении скорости от 40-45 км/ч до 90-100 км/ч для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонять назад.

В диапазоне скоростей 100-130 км/ч балансировочное положение ручки управления практически не изменяется. При увеличении скорости более 120 км/ч балансировочное отклонение ручки управления вперед увеличивается и достигает своего наибольшего значения на максимальной скорости.

Такой характер отклонения ручки управления по скорости является следствием изменения продольных моментов несущего винта и фюзеляжа с изменением скорости полета.

Наибольшая разбалансировка вертолета происходит при переходе с режима набора высоты на максимальной мощности двигателей к планированию на режиме самовращения несущего винта.

Потребные углы общего шага с увеличением скорости горизонтального полета от висения до скорости 100 км/ч уменьшаются, а при дальнейшем увеличении скорости возрастают.

Поперечная балансировка

На висении вертолет балансируется только с правым креном до 2–2,5° при отклоненной вправо ручке управления.

С переходом от режима висения к поступательному полету вплоть до максимальных скоростей полета ручку управления для обеспечения поперечной балансировки вертолета необходимо отклонять влево.

Максимальное отклонение ручки управления влево требуется при планировании на большой скорости на режиме самовращения несущего винта.

Путевая балансировка

Наибольшая величина хода штока рулевого винта (правой педали вперед) необходима на режиме висения, где потребная мощность двигателей наибольшая.

С переходом к горизонтальному полету из-за увеличения эффективности рулевого винта с ростом скорости наименьшее потребное отклонение правой педали в горизонтальном полете наблюдается на скоростях 170-180 км/ч. С дальнейшим увеличением скорости потребное отклонение правой педали вперед увеличивается.

На режиме самовращения несущего винта за счет сил трения в редукторе и трансмиссии передается разворачивающий момент, действующий в направлении вращения несущего винта. Для обеспечения путевой балансировки вертолета на этом режиме требуется отклонение левой педали вперед.

Балансировка вертолета на виражах, спиралях и координированных скольжениях.

Увеличение угла крена на виражах и спиралях в наборе высоты, а, следовательно, и вертикальной перегрузки приводит к заметному смещению ручки управления на себя, причем это смещение на левых виражах и спиралях больше, чем на правых. Снижение режима работы двигателей уменьшает расход ручки управления на себя.

Поперечная и путевая балансировки на спиралях изменяются незначительно.

Координированное скольжение выполняется отклонением педалей в соответствующем направлении. Устранение кренящих моментов, возникающих при этом, осуществляется отклонением ручки в поперечном направлении.

Вертолет Ми-8МТВ2 во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета имеет достаточно большую степень статической устойчивости по углу скольжения. При достаточно больших углах скольжения расход ручки в

поперечном направлении на единицу угла крена при скольжении уменьшается, и при крене 9-14° вертолет становится нейтральным в поперечном отношении.

3.5. Особенности устойчивости вертолета

Под устойчивостью понимается способность вертолета самостоятельно возвращаться к исходному установившемуся режиму полета после окончания воздействия на него внешних возмущений. Устойчивость условно подразделяют на статическую и динамическую.

Статическая устойчивость характеризует способность вертолета препятствовать изменению заданных параметров полета (скорости, углов атаки и скольжения).

Динамическая устойчивость характеризует движение вертолета в процессе восстановления исходного режима полета. Динамическая устойчивость зависит от сочетания статической устойчивости, демпфирования колебаний вертолета и взаимного влияния продольного и бокового движения на заданном режиме полета.

Вертолет Ми-8МТВ2 во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета обладает достаточно большой степенью статической устойчивости по углу скольжения и незначительной степенью статической устойчивости по углу атаки и скорости полета.

Демпфирующие свойства вертолета одновинтовой схемы значительно меньше, чем у самолета. Кроме того, у вертолета имеет место существенная взаимосвязь между боковым и продольным движением.

Движение вертолета после возмущения имеет явно выраженный колебательный характер по скорости, углам крена и тангажа с переменной по времени амплитудой этих параметров. Кроме того, наблюдается медленный апериодический уход вертолета с режима. То есть, как и другие вертолеты, вертолет Ми-8МТВ2 обладает приемлемой динамической неустойчивостью во всем диапазоне скоростей полета, в том числе и на висении, о чем говорит достаточно большое время полета вертолета (две и более минуты в полете с выключенным автопилотом) с освобожденным управлением в спокойной атмосфере до изменения угла крена на 10°.

С включенным автопилотом характеристики возмущенного движения вертолета улучшаются и пилотирование вертолета значительно упрощается.

3.6. Особенности маневрирования вертолета

Способность вертолета изменять положение в пространстве, т.е. изменять скорость, высоту и направление полета, определяет его маневренность. Для выполнения пилотажа на вертолете надо учитывать ряд особенностей.

Разгон в горизонтальном полете

Для выполнения разгона необходимо увеличить составляющую силы тяги несущего винта (пропульсивную), направленную вдоль траектории полета. Для увеличения этой силы летчик должен наклонить вертолет в пространстве отклонением ручки управления от себя.

Вследствие увеличения наклона силы тяги несущего винта вместе с наклоном вертолета вертикальная составляющая тяги уменьшается и вертолет имеет тенденцию к снижению, которое необходимо парировать увеличением общего шага винта.

Для выполнения горизонтального разгона с предельным темпом необходимо за 9-10 с увеличить мощность двигателей до взлетной и установить угол тангажа до 15-20° на пикирование.

В процессе разгона при постоянной мощности двигателей выдерживать горизонтальный полет уменьшая угол тангажа. Время разгона вертолета с предельным темпом в диапазоне скоростей 60-220 км/ч составляет 36-26 с. Максимальное увеличение скорости за одну секунду составляет 6-9 км/ч.

Торможение в горизонтальном полете

Для уменьшения скорости вертолета в горизонтальном полете необходимо увеличить угол тангажа и уменьшить шаг несущего винта.

Для выполнения интенсивного горизонтального торможения со скоростями, близких к максимальным, необходимо увеличить угол тангажа на 10-15° от исходного значения за 8-12 с одновременно уменьшив общий шаг несущего винта для сохранения заданной высоты полета. Уменьшение общего шага может достигать 2,5-3° по указателю. Такое торможение сопровождается увеличением оборотов НВ, поэтому необходимо контролировать рост оборотов увеличением значения ОШ

В процессе торможения выдерживать горизонтальный полет изменением угла тангажа, а при подходе к минимальной скорости в конце торможения увеличивать мощность двигателей и уменьшать угол тангажа. Среднее время горизонтального торможения вертолета с предельным темпом от 220 до 60 км/ч – 28 с.



4

*СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И
ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА*

4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА

4.1. Силовая установка

Силовая установка вертолета состоит из двух турбовальных двигателей ТВЗ-117ВМ со свободными турбинами, установленных над потолком центральной части фюзеляжа впереди главного редуктора.

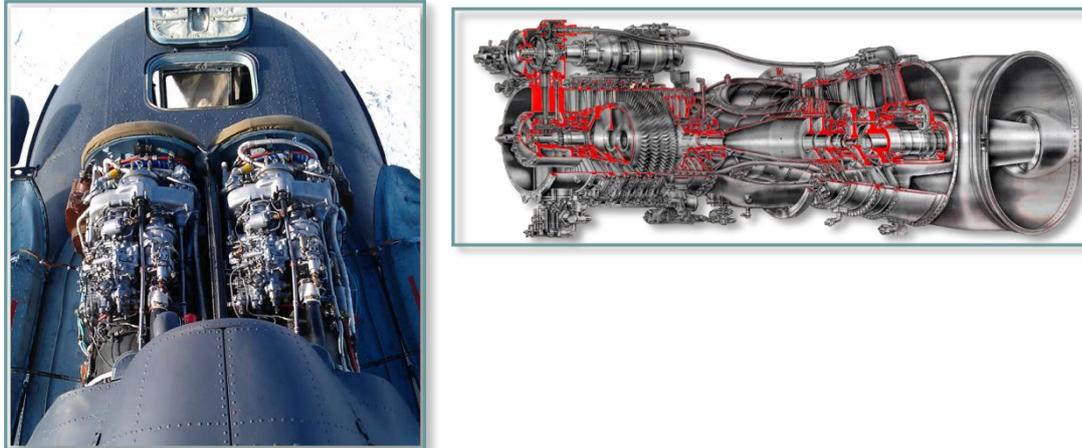


Рис. 4.1. Силовая установка вертолета

Двигатели расположены симметрично относительно продольной оси вертолета на расстоянии 600 мм друг от друга с наклоном вперед вниз под углом $4^{\circ}30'$ к строительной горизонтали фюзеляжа. Задние выводные валы двигателей подключаются к одному главному редуктору вертолета, который суммирует мощности, и передает их потребителям.

Спаренная установка двух двигателей повышает безопасность эксплуатации вертолета. При выходе из строя одного двигателя, второй обеспечивает возможность продолжения полета.

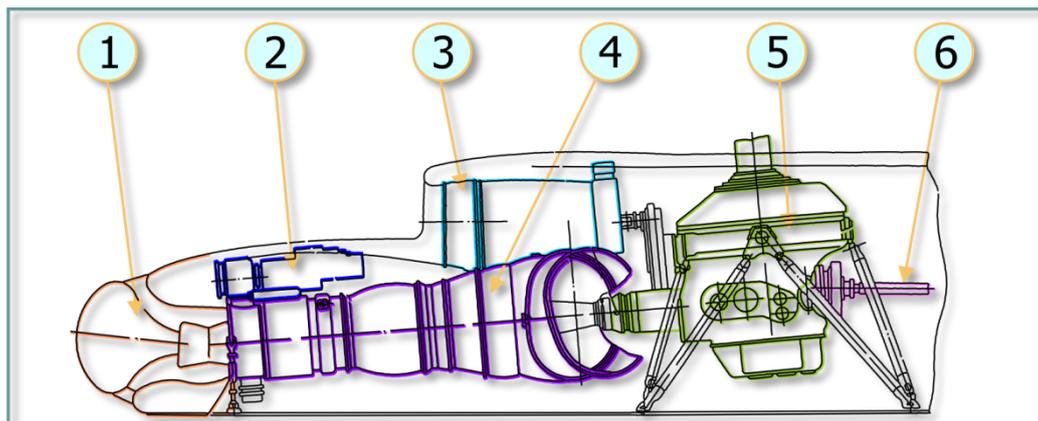


Рис. 4.2. Схема расположения агрегатов силовой установки (вид сбоку):

1. Входной воздухозаборник с пылезащитным устройством (ПЗУ)
2. Воздушный стартер и коробка приводов агрегатов

3. Вентилятор системы охлаждения; 4. Двигатель ТВЗ-117ВМ
5. Главный редуктор ВР-14
6. Вал трансмиссии

Основные ТТХ двигателя представлены в Табл. 4.1

Табл. 4.1

№пп	Основные технические данные двигателя	Значение
1	Направление вращения роторов	левое
2	Сухая масса двигателя	285(+5,7) кг
3	Габаритные размеры	
	длина с агрегатами и выхлопным патрубком	285(+5,7) кг
	длина от переднего фланца до стыковки с редуктором	1736,5 мм
	ширина	650 мм
	высота	728 мм
4	Диапазон температур наружного воздуха при которых обеспечивается запуск	
	при Н=0 м	-60...+60 °С
	при Н=4000 м	60...+30°С
5	Время выхода на режим малого газа с момента нажатия на кнопку запуска не более	60 сек
6	Применяемое топливо	Т-1,ТС-1
7	Применяемое масло	Б-3В

Режимы и мощности двигателя представлены в Табл. 4.2

Табл. 4.2

Режим	Мощность на выходном валу, кВт (л.с.)	Высота (м)	Температура °С (при стандартных условиях)	Макс. темп. газов перед турбиной компрессора по прибору, °С.	Частота вращения ротора ТК макс, %
Чрезвычайный	1545 (2100)	0...2200	До + 30°С	990°С	101,15
Взлетный	1397(1900)	0...3600	До + 40°С	990°С	101,15
Номинальный	1250 (1700)	0...3600	До + 30°С	955°С	99,0%
1Крейсерский	1103 (1500)	0...3600	До + 30°С	910°С	97,50%
2 Крейсерский	883(1200)	0...3600	До + 30°С	870°С	95,50%
Малый газ	около 200			780°С	В зависимости от t°С наружного возд.

Примечание. Чрезвычайный режим работы двигателя включается только при отказе другого двигателя (т.е. никакими действиями экипажа для двух исправных двигателей его установить невозможно). См. также [Ограничения по двигателям и редукторам](#)

4.2. Пылезащитное устройство

Пылезащитное устройство (ПЗУ) предназначено для очистки воздуха, поступающего в двигатели ТВЗ-117ВМ, от пыли и посторонних предметов во время руления, взлета и посадки вертолета. В конструкции ПЗУ предусмотрены воздушно-тепловая и электрическая противообледенительные системы.

В комплект ПЗУ входят два пылеочистителя (левый и правый), два сепаратора, две электроуправляемые заслонки, трубопроводы подачи воздуха к эжекторам и противообледенительным системам ПЗУ.

Принцип работы ПЗУ (Рис. 4.3) заключается в следующем. Поступающий в компрессор воздух проходит через кольцевой искривленный туннель (1), образованный задней частью обтекателя и носком внешней обечайки. Под действием центробежных сил частицы пыли прижимаются к поверхности задней части обтекателя и, перемещаясь вместе с частью воздуха, поступают на вход сепаратора (2). Большая, очищенная от пыли, часть воздуха проходит по основному каналу (3), образованному внешней обечайкой и сепаратором, на вход в двигатель.

Проходя сепаратор, часть воздуха с пылью очищается в нем за счет поворота потока в межкольцевых каналах, поступает в основной канал и далее на вход в двигатель. Небольшая часть воздуха с пылью через канал сепаратора поступает в трубопровод вывода пыли (4) и за счет разряжения, создаваемого эжектором (5), выводится в атмосферу (6).

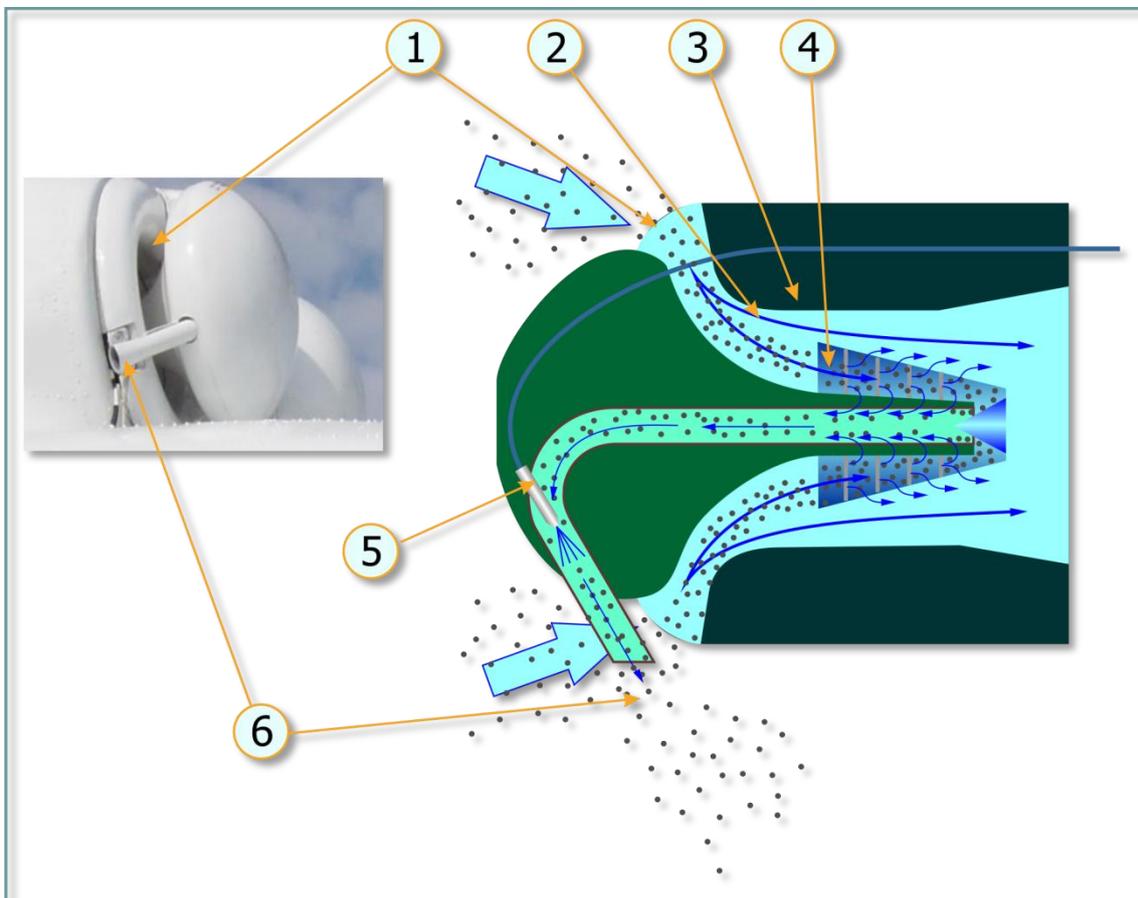


Рис. 4.3. Схема расположения и работы пылезащитного устройства

Противообледенительная система ПЗУ выполнена смешанной: часть узлов обогревается горячим воздухом, другая часть имеет систему электрообогрева. Воздушно-тепловая противообледенительная система ПЗУ включается одновременно с противообледенительной системой двигателей, см. [ПОС ПЗУ и входных частей двигателей](#).

4.3. Бортовая вспомогательная силовая установка (ВСУ)

Бортовая вспомогательная силовая установка состоит из газотурбинного двигателя АИ-9В и обслуживающих систем. Располагается в верхней части фюзеляжа перед хвостовой балкой.



Рис. 4.4. Газотурбинный двигатель АИ-9В

Газотурбинный двигатель АИ-9В является источником сжатого воздуха для запуска двигателей ТВЗ-117ВМ и электроэнергии для питания потребителей. Отбор сжатого воздуха осуществляется от компрессора АИ-9В.

Двигатель АИ-9В имеет собственную топливную систему, автономную масляную систему, систему регулирования, стартер-генератор и агрегаты, обеспечивающие запуск и работу двигателя.

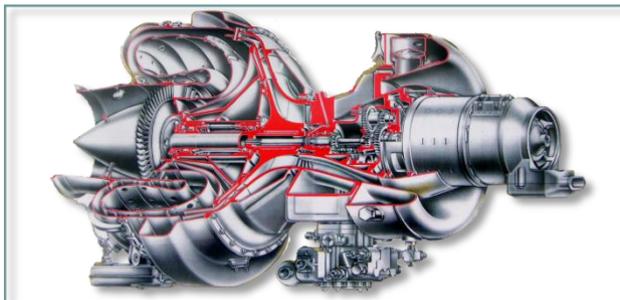


Рис. 4.5. Двигатель АИ-9В

Запуск автоматизирован, обеспечивается автоматической панелью АД-9В выдающей команды на включение и выключение агрегатов системы запуска в соответствии с временной

циклограммой.

Электрическая система запуска АИ-9В обеспечивает:

- запуск двигателя на земле;
- ложный запуск двигателя;
- холодную прокрутку двигателя;
- прекращение процесса запуска, ложного запуска, холодной прокрутки в любой момент времени и останов двигателя.

Электрическая цепь запуска АИ-9В имеет автоматы защиты сети АЗСГК-10 ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТ "ЗАПУСК" и "ЗАЖИГАН."

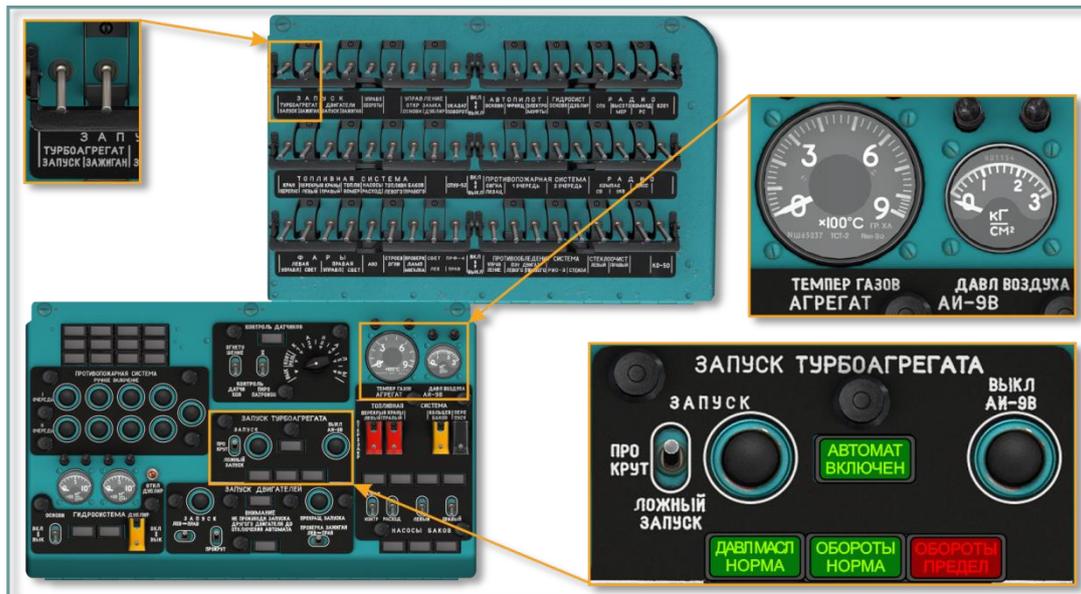


Рис. 4.6. Панель запуска вспомогательной силовой установки

Управление системой запуска осуществляется переключателем "ЗАПУСК–ПРОКРУТ. – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК", кнопками "ЗАПУСК" и "ВЫКЛ. АИ-9В".

Контроль за температурой выходящих газов двигателя ведется по измерителю ТСТ-2 АГРЕГАТ – АИ-9В – "ТЕМПЕР. ГАЗОВ"; за давлением воздуха, подаваемым для запуска двигателей ТВЗ-117ВМ – по указателю УИТ-8 АГРЕГАТ – АИ-9В – "ДАВЛ. ВОЗДУХА".

Кроме того, о работе АИ-9В сигнализирует табло "ДАВЛ. МАСЛА НОРМА", "ОБОРОТЫ НОРМА", "ОБОРОТЫ ПРЕДЕЛ".

О включении автоматики запуска сигнализирует табло "АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН".

4.4. Система запуска

Как запустить АИ-9В и двигатели ТВЗ-117ВМ см.[9.3](#).

Запуск двигателей ТВЗ-117ВМ осуществляется турбостартером СВ-78Б, который работает от бортовой вспомогательной силовой установки АИ-9В. Кроме того, турбостартер обеспечивает холодную прокрутку и ложный запуск двигателей. Управление запуском осуществляется автоматической панелью АД-78А в соответствии с циклограммой.

В систему запуска двигателя входят:

- турбостартер СВ-78Б;
- агрегат зажигания СК-22-2;
- две запальные свечи СП-26ПЗ;
- автоматическая панель запуска АД-78А (одна на оба двигателя);
- аппаратура защиты, коммутации, управления и сигнализации.

Турбостартер СВ-78Б, агрегат зажигания СК-22-2 и запальные свечи СП-26ПЗ установлены на двигателе, а автоматическая панель запуска АД-78А, аппаратура защиты, коммутации, управления и сигнализации – на вертолете.



Рис. 4.7. Панель запуска двигателей

Для запуска двигателей ТВЗ-117ВМ включаются автоматы защиты сети ЗАПУСК – ДВИГАТЕЛИ – "ЗАЖИГАН." и ЗАПУСК – ДВИГАТЕЛИ – "ЗАПУСК", переключатель ЗАПУСК – "ЛЕВ. – ПРАВ." устанавливается в положение запускаемого двигателя, а переключатель "ЗАПУСК–ПРОКРУТ." – в положение "ЗАПУСК".

Для холодной прокрутки или ложного запуска переключатель "ЗАПУСК–ПРОКРУТ." установить в положение ПРОКРУТ. Ложный запуск производится с открытым пожарным краном (перекрывным краном, электродистанционный), открытым стоп-краном (или КРАН ОСТАНОВА, механический) и включенным подкачивающим топливным насосом. Холодная прокрутка двигателя производится аналогично ложному запуску, но с закрытым стоп-краном.

Управление запуском производится нажатием кнопок "ЗАПУСК" или "ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА".

О работе стартера СВ-78Б сигнализирует табло "СТАРТЕР РАБОТАЕТ", а о включении автоматики запуска – табло "АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН".

При запуске двигателя ТВЗ-117ВМ сжатый воздух от бортовой вспомогательной силовой установки поступает в турбину стартера для раскрутки. Турбина стартера через коробку приводов передает вращение на ротор турбины двигателя.

Система запуска выключается автоматически на оборотах двигателя 55% или через 55 с после начала запуска. Прекратить запуск можно в любой момент.

4.5. Главный редуктор и трансмиссия

Главный редуктор ВР-14 и трансмиссия вертолета предназначены для изменения числа оборотов и передачи крутящего момента от двух газотурбинных двигателей ТВЗ-117ВМ к несущему и рулевому винтам, вентилятору системы охлаждения и агрегатам, установленным на главном редукторе. Трансмиссия включает (Рис. 4.8):

- промежуточный редуктор;
- хвостовой редуктор;
- валы трансмиссии;
- систему торможения.

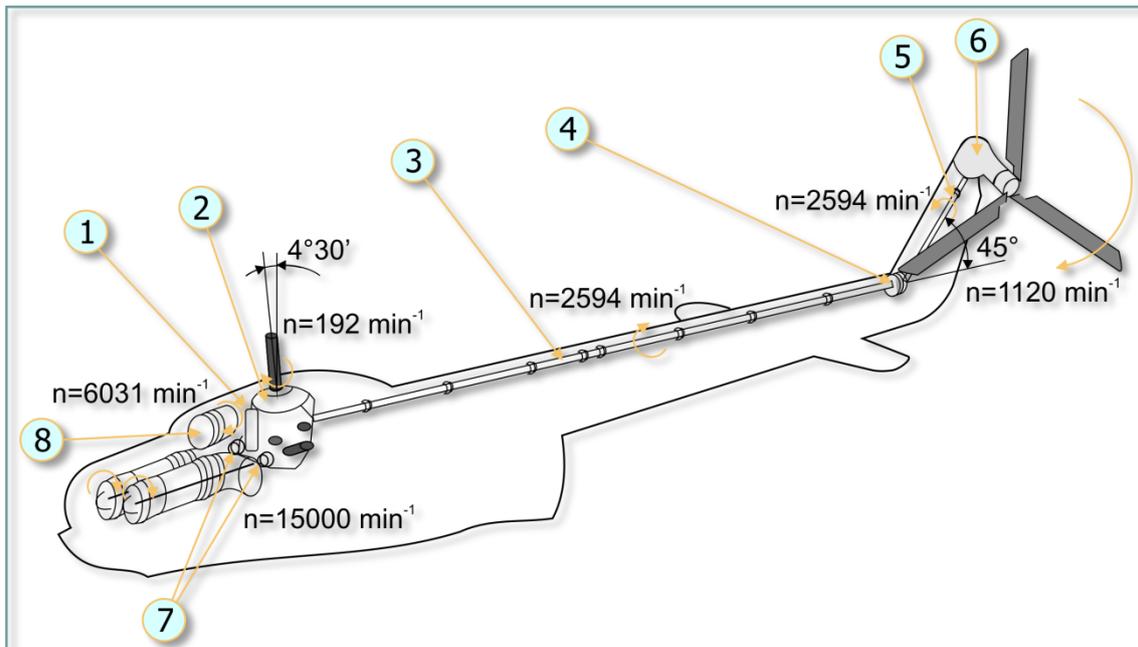


Рис. 4.8. Трансмиссия вертолета

- | | |
|------------------------------|------------------------------------|
| 1. Привод вентилятора | 5. Концевая часть вала трансмиссии |
| 2. Главный редуктор ВР-14 | 6. Хвостовой редуктор |
| 3. Хвостовой вал трансмиссии | 7. Приводы двигателей ТВЗ-117ВМ |
| 4. Промежуточный редуктор | 8. Вентилятор |

(2) **ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР ВР-14** представляет собой самостоятельный агрегат, предназначенный для суммирования мощности обоих двигателей, понижения оборотов турбин и передачи крутящего момента от двигателей к несущему винту, рулевому винту, вентилятору, гидронасосам, генераторам переменного тока, воздушному компрессору, маслоагрегату, датчикам тахометра.

Для обеспечения полета вертолета при одном работающем двигателе, а также для возможности использования авторотации несущего винта в редукторе предусмотрены две муфты свободного хода, которые автоматически отключают редуктор от одного или от обоих двигателей.

Для контроля за состоянием редуктора установлен фильтр-сигнализатор стружки, выдающий световой сигнал при появлении металлической стружки в масле. Контроль работы масляной системы редуктора производится замером температуры масла в поддоне редуктора и давления масла за нагнетающей ступенью маслоагрегата.

(4) **ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ РЕДУКТОР** предназначен для изменения направления оси хвостового вала на угол 45° в соответствии с изгибом концевой балки.

(6) **ХВОСТОВОЙ РЕДУКТОР** предназначен для передачи вращения рулевому винту. Вращение от хвостового вала на рулевой винт передается через ведущий вал, пару спирально-зубчатых конических колес, ведомый вал. На фланце ведомого вала крепится втулка рулевого винта. Внутри картера кроме конических колес размещен узел механизма управления переменным шагом рулевого винта.

ВАЛЫ ТРАНСМИССИИ включают в себя хвостовой вал (3), (5) и карданный вал привода (1) вентилятора (8).

Хвостовой вал предназначен для передачи крутящего момента от главного редуктора через промежуточный и хвостовой редукторы к рулевому винту.

Главный и промежуточный редукторы соединяются горизонтальной частью хвостового вала, а промежуточный и хвостовой редукторы – наклонной концевой частью хвостового вала.

Карданный вал предназначен для передачи крутящего момента от главного редуктора к вентилятору, соединяется с фланцем привода на главном редукторе и со шлицевым наконечником вала вентилятора.

СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ НВ предназначена для уменьшения времени вращения несущего винта после выключения двигателей, а также для стопорения трансмиссии во время стоянки вертолета.



Рис. 4.9. Рычаг системы торможения НВ

Тормоз колодочного типа с механическим управлением от рычага (в кабине экипажа справа от сиденья левого летчика), связанного с тормозом тросом.

4.6. Система воздушного охлаждения

Воздушная система охлаждения агрегатов вертолета служит для охлаждения масла в маслорадиаторах масляных систем двигателей и главного редуктора, генераторов переменного тока, шестеренчатых гидронасосов и воздушного компрессора.

Охлаждение масла двигателей и главного редуктора происходит путем продувки воздуха вентилятором через воздушно-масляные радиаторы.

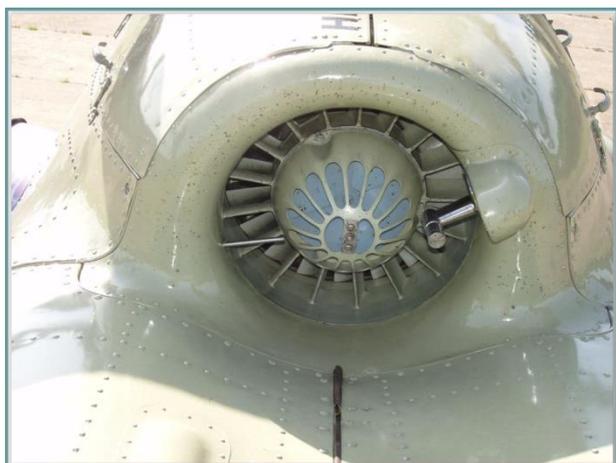


Рис. 4.10. Вентилятор системы охлаждения

Охлаждение генераторов, гидронасосов и воздушного компрессора происходит путем непосредственного обдува воздухом, поступающим по гибким трубопроводам.

Сам вентилятор засасывает воздух из входного канала. Часть поступающего из вентилятора воздуха через отверстия нагнетается в маслорадиаторы. Из радиаторов нагретый воздух отводится за пределы капота.

Другая часть воздуха через предохранительные сетки попадает в воздушный коллектор, откуда воздух по гибкому трубопроводу отбирается для охлаждения генераторов, гидронасосов и воздушного компрессора.



КАБИНА ЭКИПАЖА

5. КАБИНА ЭКИПАЖА

В состав кабины экипажа входят панели с органами управления системами и оборудованием, органы управления вертолетом и двигателями, приборное оборудование.

Для большинства органов управления в кабине предусмотрены всплывающие подсказки, которые показываются при наведении курсора мыши на тот или иной орган управления или переключатель. Благодаря им легче запомнить все переключатели в кабине. Подсказки можно включить или выключить в меню настроек.

С помощью мыши можно совершать следующие действия:

- чтобы задействовать переключатель или кнопку, нажмите левую кнопку мыши;
- чтобы повернуть многопозиционный переключатель в необходимом направлении, нажмите правую или левую кнопку мыши соответственно;
- чтобы повернуть поворотный регулятор (1-й вариант), вращайте колесо мыши (при вращении с зажатой клавишей LShift скорость вращения увеличивается в 10 раз);
- чтобы повернуть поворотный регулятор (2-й вариант), зажмите левую кнопку мыши и потяните мышью.

Если навести курсор мыши на устройство, которым можно управлять, курсор изменит цвет на зеленый, а рядом с ним появится значок, указывающий действие, которое можно совершить с данным устройством. Все функции, выполняемые с помощью мыши, продублированы соответствующими сочетаниями клавиш на клавиатуре и указаны в окне настроек управления. В этом руководстве такие сочетания клавиш отмечены **ОСОБЫМ форматированием**.

Приборное оборудование вертолета представляет собой комплекс приборов, обеспечивающих:

- пилотирование вертолета в любых метеорологических условиях днем и ночью;
- контроль за работой двигателей, трансмиссии и управления.

Комплекс приборного оборудования включает:

- приборы контроля работы двигателей, трансмиссии и вертолетных систем;
- пилотажно-навигационные приборы и оборудование.

5.1. Панели с органами управления системами и оборудованием



Рис. 5.1. Расположение панелей, органов управления и оборудования

- | | |
|---|---|
| 1. Левая боковая панель электропульта | 17. Кабинные вентиляторы |
| 2. Левый щиток электропульта | 18. Левая приборная доска |
| 3. Абонетский аппарат СПУ-7 левого летчика | 19. Правая приборная доска |
| 4. Краны останова двигателей ("стоп-краны") | 20. Щиток электросбрасывателя (бомбардировочное вооружение) |
| 5. Прицел ПКВ | 21. Центральный пульт |
| 6. Левая панель электропульта | 22. Прицел ОПБ-1р (не моделируется) |
| 7. Левая панель АЗС | 23. Правый дополнительный щиток |
| 8. Средняя панель электропульта | 24. Рычаг тормоза несущего винта |
| 9. Правая панель АЗС | 25. Рычаги раздельного управления двигателями (РРУД) |
| 10. Правая панель электропульта | 26. Левый и правый рычаги общего шага НВ (РОШ) |
| 11. Абонетский аппарат СПУ-7 правого летчика | 27. Педали управления |
| 12. Правый щиток электропульта | 28. Кран переключения ПВД |
| 13. Правая боковая панель электропульта | 29. Рукоятки продольно-поперечного управления вертолетом (РППУ) |
| 14. Электрощиток | 30. Акселерометр (G-метр) |
| 15. Пульт управления бомбардировочным вооружением | 31. Магнитный компас КИ-13К |
| 16. Указатель температуры наружного воздуха | |

5.1.1. Левая приборная доска



Рис. 5.2. Левая приборная доска:

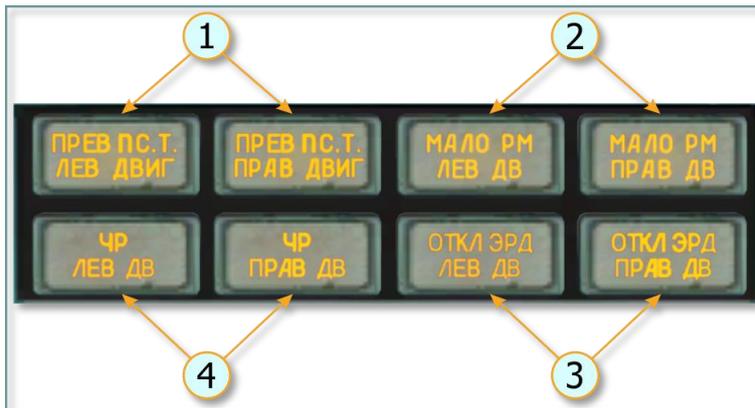
- | | |
|--|---|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Блок управления фарой 2. Указатель режимов ИР-117 3. Индикатор УП-21-15 указателя шага несущего винта 4. Двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВ3-117ВМ 5. Указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ 6. Выключатель радиовысотомера 7. Указатель скорости УС-450К 8. Указатель УВ-5М радиовысотомера РВ-5 9. Высотомер ВД-10ВК 10. Курсоуказатель прицела ОПБ-1Р 11. Указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А | <ol style="list-style-type: none"> 12. Переключатель АРК СВ-АРК УКВ 13. Авиагоризонт АГБ-3К 14. Индикатор висения и малых скоростей аппаратуры ДИСС-15 15. Вариометр ВР-30МК 16. Кнопка ручного отстрела патронов ИК-помех устройства УВ-26 17. Табло 18. Указатель поворота ЗУП-53 19. Табло "ОТКАЗ 6201" (системы "свой-чужой") сверху, СЕТЬ ПИТАЕТСЯ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ снизу 20. Табло 21. Указатель 2УТ-6К температуры газов двигателя ТВ3-117ВМ 22. Табло 23. Переключатель системы ПВД |
|--|---|

(17) Табло сигнализации стружки в редукторах:



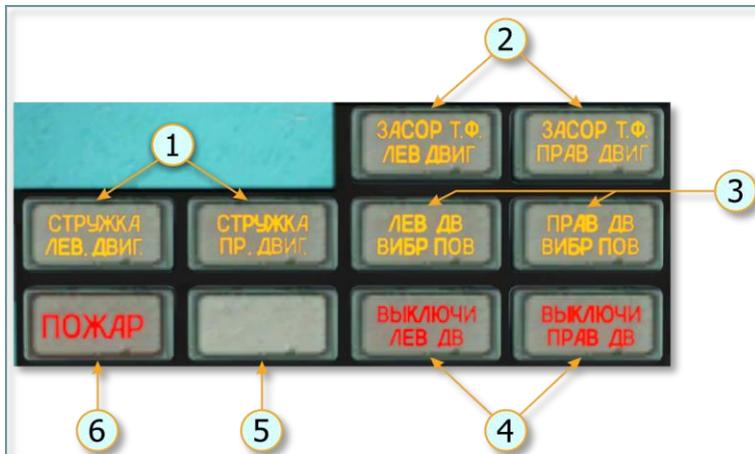
1. Стружка в главном редукторе
2. Стружка в промежуточном редукторе
3. Стружка в хвостовом редукторе

(20) Табло сигнализации:



1. Превышение оборотов свободной турбины левого (правого) двигателя
2. Мало давление масла в левом (правом) двигателе
3. Отключен блок электронной регулировки левого (правого) двигателя
4. Включен чрезвычайный режим (ЧР) левого (правого) двигателя

(22) Табло сигнализации:



1. Стружка в левом (правом) двигателе
2. Засорение топливного фильтра левого (правого) двигателя
3. Повышенная вибрация левого (правого) двигателя
4. Выключи левый (правый) двигатель
5. Табло не используется
6. Пожар (общее табло пожара для всех защищаемых отсеков)

5.1.2. Правая приборная доска



Рис. 5.3. Правая приборная доска

- | | |
|---|--|
| <p>1. Указатель скорости УС-450К
 2. Высотомер ВД-10ВК
 3. Авиагоризонт АГБ-ЗК
 4. Указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А
 5. Вариометр ВР-30МК
 6. Табло "ДИСС ОТКАЗАЛ"
 7. Указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ
 8. Двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВЗ-117ВМ
 9. Блок управления фарой</p> | <p>10. Термометр ТВ-1 контроля температуры в пассажирском салоне (не задействован в игре)
 11. Индикатор координат аппаратуры ДИСС-15
 12. Индикатор путевой скорости и угла сноса аппаратуры ДИСС-15
 13. Указатель БЭ-09К топливомера
 14. Табло "ОСТАЛОСЬ 270 л."
 15. Переключатель топливомера СКЭС-2027В
 16. Часы АЧС-1</p> |
|---|--|

5.1.3. Центральный пульт



Рис. 5.4. Центральный пульт

1. Трехстрелочный указатель УИЗ-6 давления масла на входе в главный редуктор и температуры масла в промежуточном хвостовом редукторе
2. Указатель ТУЭ-48 температуры масла в главном редукторе
3. Трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла левого двигателя
4. Трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла правого двигателя
5. Переключатель выбора наборного устройства или запоминающего устройства радиостанции Р-863
6. Пульт управления радиостанцией Р-863
7. Наборное устройство рабочей частоты радиостанции Р-863
8. Пульт контроля блоков ЭРД двигателей
9. Переключатель проверки сигнальных ламп и включения мигалки и переключатель трансформаторов ДИМ (115/36V)
10. Пульт управления автопилотом АП-34Б
11. Блок управления БУ-32-1 системы СПУУ-52-1
12. Индикатор нулевой ИН-4 автопилота АП-34Б

5.1.4. Левая боковая панель электропульта

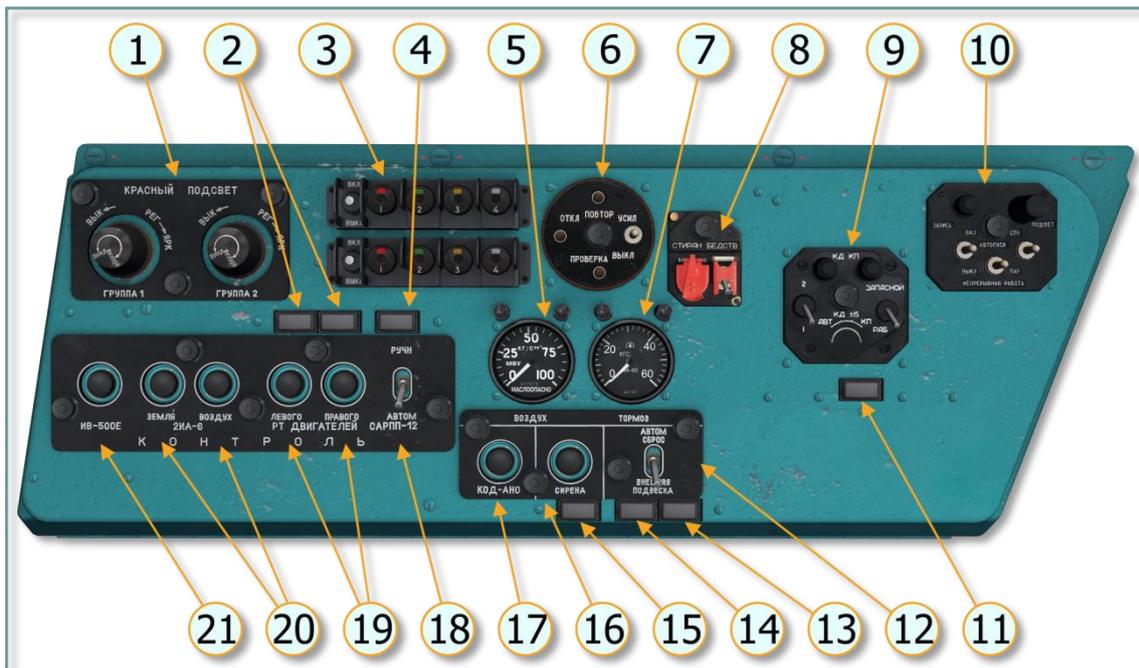


Рис. 5.5. Левая боковая панель электропульта

1. Пульт управления подсветом
2. Табло "РТ ЛЕВ РАБОТАЕТ" "РТ ПРАВ РАБОТАЕТ"
3. Пульт управления ракетами ЭП-662
4. Табло "САРПП РАБОТАЕТ"
5. Манометр МВУ-10К, контролирующий давление воздуха в воздушной системе
6. Пульт дистанционного управления аппаратурой РИ-65Б
7. Манометр МА-60К, контролирующий давление воздуха в тормозной системе колес шасси
8. Блок 484 изделия 6201
9. Блок 485 изделия 6201
10. Пульт управления магнитофоном П-503Б
11. Табло "ВКЛЮЧИ ЗАПАСНОЙ" (системы 6201)
12. Переключатель управления замком внешней подвески
13. Табло "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ"
14. Табло "ЗАМОК ОТКРЫТ"
15. Табло "СИРЕНА ВКЛЮЧЕНА"
16. Включатель сирены
17. Кнопка "Код АНО" для подачи световых сигналов бортовыми огнями
18. Выключатель САРПП
19. Кнопки контроля регулятора температуры левого и правого двигателя
20. Кнопки контроля индикации температуры выходящих газов "ЗЕМЛЯ", "ВОЗДУХ"
21. Кнопка контроля индикатора вибрации ИВ-500Е

5.1.5. Левый щиток электропульты

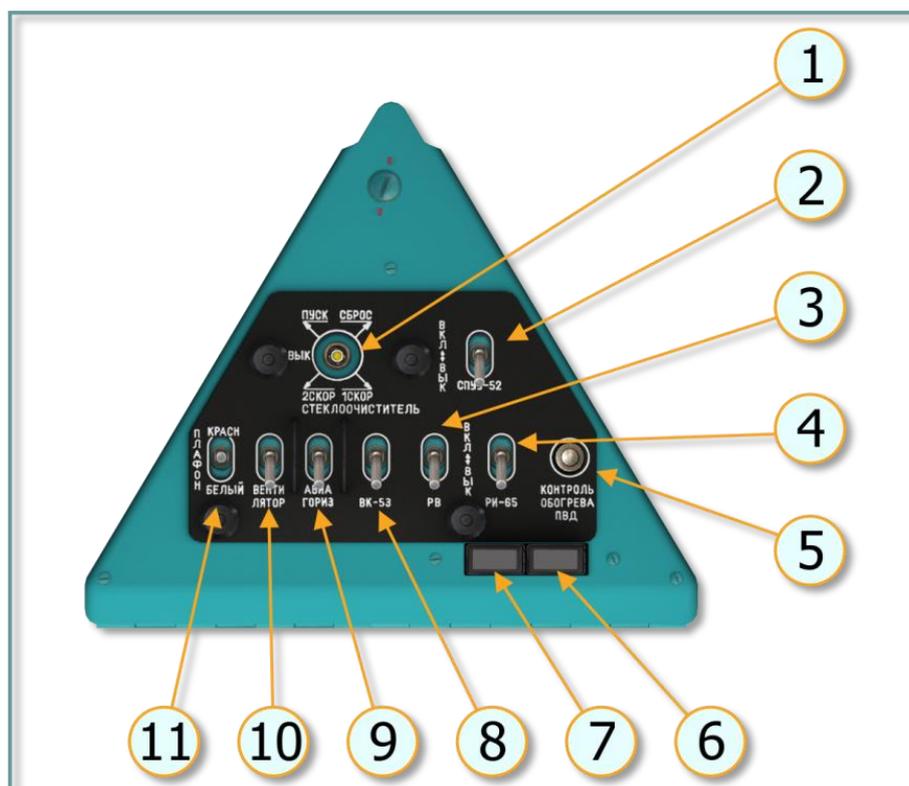


Рис. 5.6. Левый щиток электропульты

- | | |
|--|--------------------------------|
| 1. Переключатель режимов работы стеклоочистителя | 6. Табло "ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН" |
| 2. Выключатель СПУУ-52 | 7. Табло "ВКЛЮЧИ РИ-65" |
| 3. Выключатель радиовысотмера | 8. Выключатель коррекции ВК-53 |
| 4. Выключатель РИ-65 | 9. Выключатель авиагоризонта |
| 5. Кнопка контроля обогрева ПВД | 10. Выключатель вентилятора |
| | 11. Выбор режима подсвета |

5.1.6. Левая панель электропульта

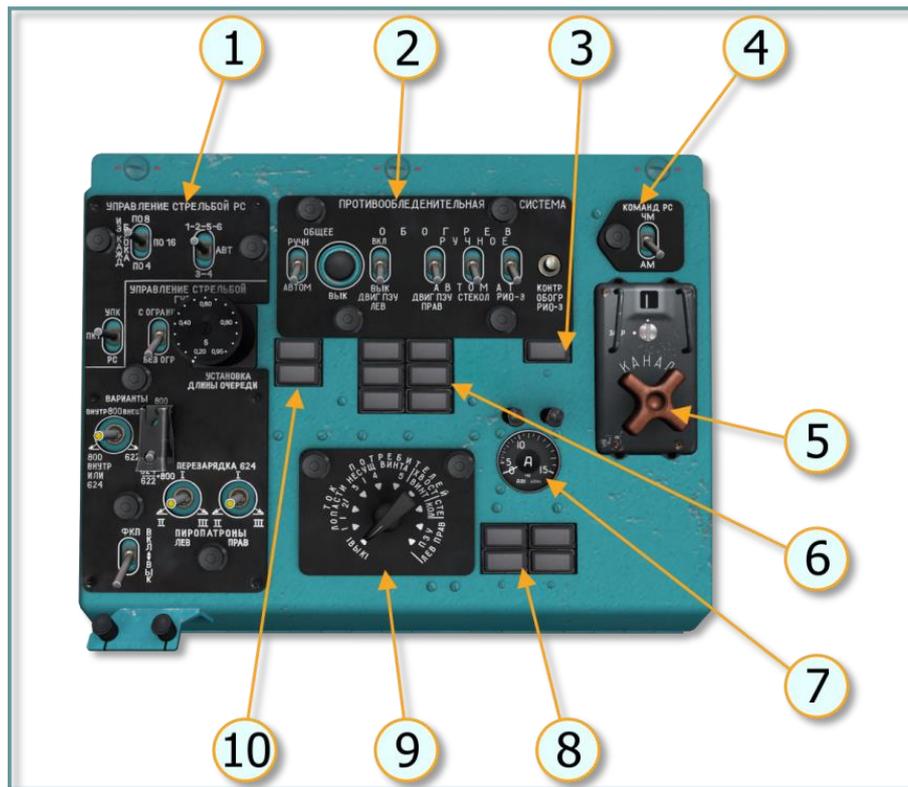


Рис. 5.7. Левая панель электропульта

- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Пульт управления вооружением 2. Пульт управления противообледенительной системой 3. Табло "ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН" 4. Переключатель АМ-ЧМ радиостанции Р-863 5. Пульт управления радиостанцией Р-863 (запоминающее устройство) 6. Табло "ОБОГРЕВ ДВИГ ЛЕВ", "ОБОГРЕВ ДВИГ ПР", "ЛЕВ ПЗУ ПЕРЕДН", "ПРАВ ПЗУ ПЕРЕДН", "ЛЕВ ПЗУ ЗАДН", "ПРАВ ПЗУ ЗАДН" | <ol style="list-style-type: none"> 7. Амперметр АФ1-150 8. Табло "1 СЕКЦИЯ", "2 СЕКЦИЯ", "3 СЕКЦИЯ", "4 СЕКЦИЯ" загорание сигнализирует, что секции лопастей несущего винта находятся под током 9. Галетный переключатель для контроля тока потребляемого элементами противообледенительной системы по амперметру АФ1-150 10. Табло "ОБЛЕДЕН" и "ПОС ВКЛЮЧЕНА" |
|---|--|

5.1.7. Средняя панель электропульты

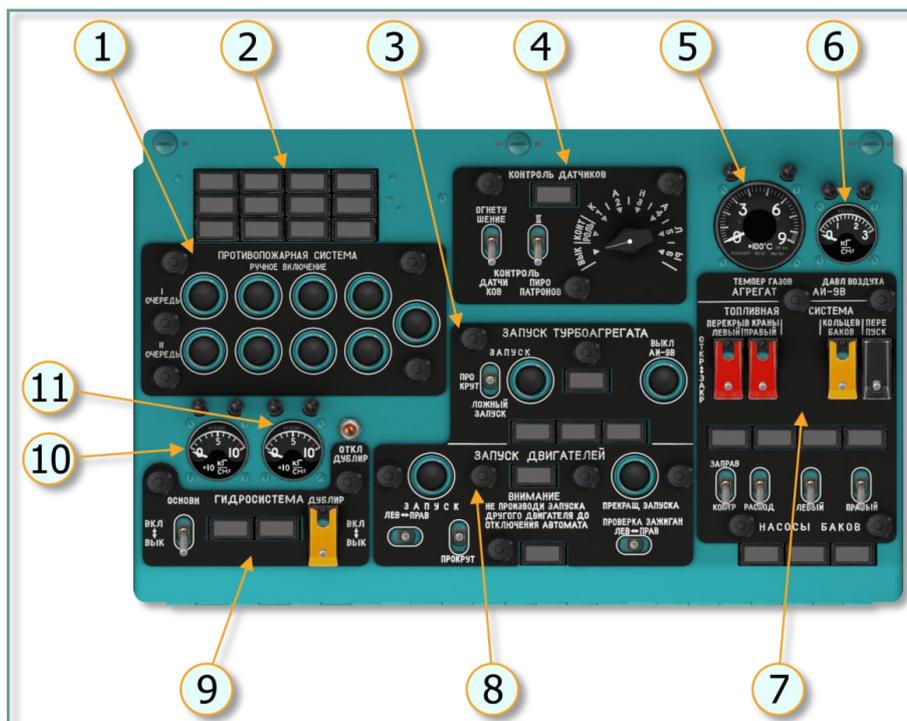


Рис. 5.8. Средняя панель электропульты

- | | |
|--|--|
| <p>1. Щиток противопожарной системы</p> <p>2. Табло пожарной системы "ПОЖАР ЛЕВ ДВИГ", "1 ОЧЕРЕДЬ", "2 ОЧЕРЕДЬ", "ПОЖАР ПРАВ ДВИГ", "1 ОЧЕРЕДЬ", "2 ОЧЕРЕДЬ", "ПОЖАР КО-50", "1 ОЧЕРЕДЬ", "2 ОЧЕРЕДЬ", "ПОЖАР РЕДУК АИ-9В", "1 ОЧЕРЕДЬ", "2 ОЧЕРЕДЬ"</p> <p>3. Панель запуска турбоагрегата</p> <p>4. Щиток контроля противопожарной системы</p> <p>5. Указатель температуры газов турбоагрегата АИ-9В</p> | <p>6. Указатель давления воздуха турбоагрегата АИ-9В</p> <p>7. Панель управления топливной системы</p> <p>8. Панель запуска двигателей</p> <p>9. Панель управления гидросистемами (табло "ОСНОВ. ВКЛЮЧ.", "ДУБЛИР. ВКЛЮЧ.")</p> <p>10. Указатель давления основной гидросистемы</p> <p>11. Указатель давления дублирующей гидросистемы</p> |
|--|--|

5.1.8. Правая панель электропульта



Рис. 5.9. Правая панель электропульта

- | | |
|--|--|
| 1. Пульт управления радиоконпасом АРК-15 | 5. Задатчик температуры воздуха в грузовой кабине |
| 2. Пульт управления радиоконпасом АРК-УД | 6. Аппаратура управления системы КО-50 (керосиновый обогреватель) (табло "ПОДОГРЕВАТЕЛЬ", "ЗАЖИГАНИЕ", "КО-50 РАБОТАЕТ") |
| 3. Пульт управления ПУ-26 курсовой системы ГМК-1А | |
| 4. Дистанционный переключатель волн радиоконпаса АРК-15 (дальний. ближний) | |

5.1.9. Панели АЗС

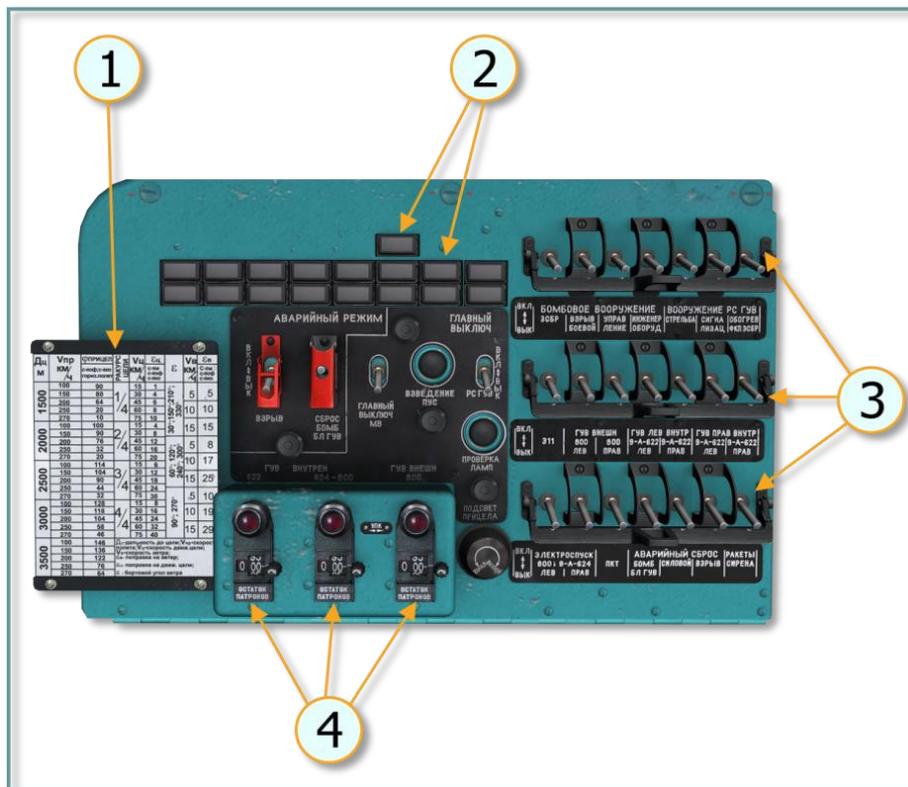


Рис. 5.10. Левая панель АЗС

1. Таблица поправок прицеливания
2. Табло и пульт управления вооружением
3. АЗС цепей вооружения
4. Указатели остатка боекомплекта

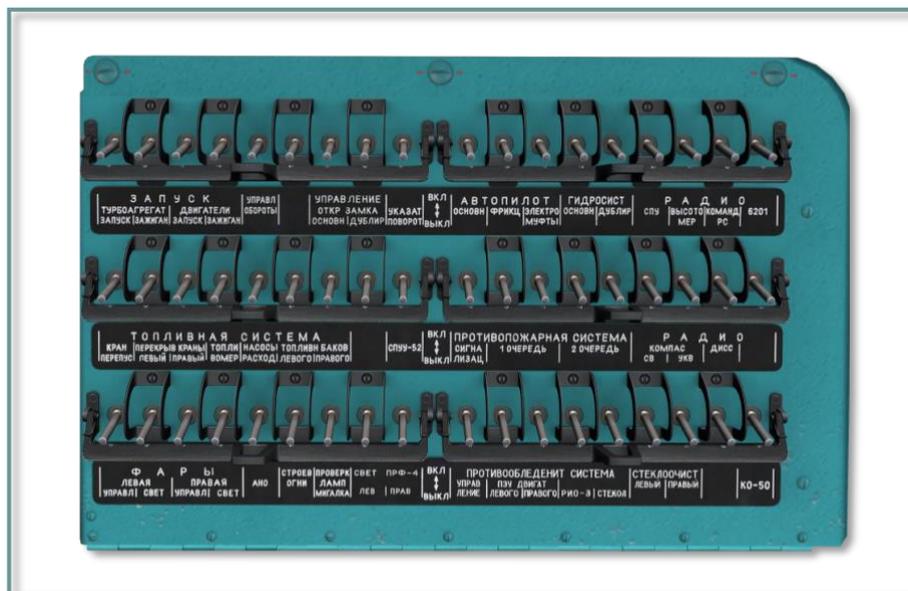


Рис. 5.11. Правая панель АЗС

5.1.10. Правый щиток электропульта

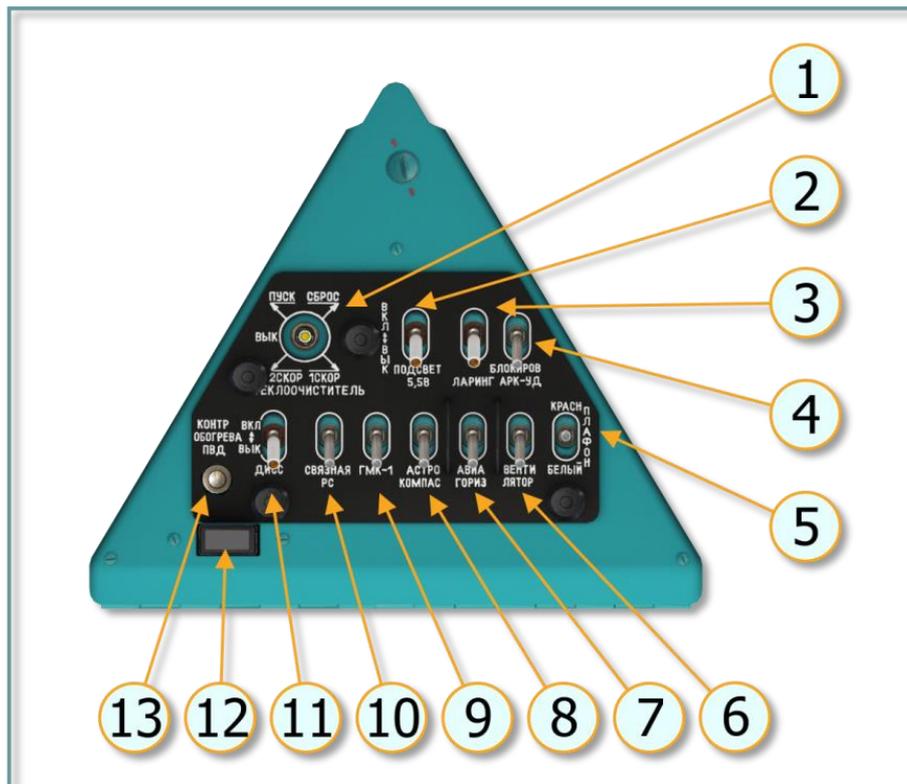


Рис. 5.12. Правый щиток электропульта

- | | |
|--|--------------------------------------|
| 1. Переключатель режимов работы стеклоочистителя | 6. Выключатель вентилятора |
| 2. Выключатель подсвета системы "Подсвет 5,5В" (ДИСС-15, пульта управления радиостанции ЯДРО-1А, индикатора РВ-5, индикатора ИР-117) | 7. Выключатель авиагоризонта |
| 3. Выключатель ларингофонов | 8. Выключатель астрокомпаса |
| 4. Выключатель блокировки АРК-УД | 9. Выключатель ГМК-1 |
| 5. Выключатель освещения | 10. Выключатель связной радиостанции |
| | 11. Выключатель ДИСС |
| | 12. Табло "ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН" |
| | 13. Кнопка контроля обогрева ПВД |

5.1.11. Правая боковая панель электропульты

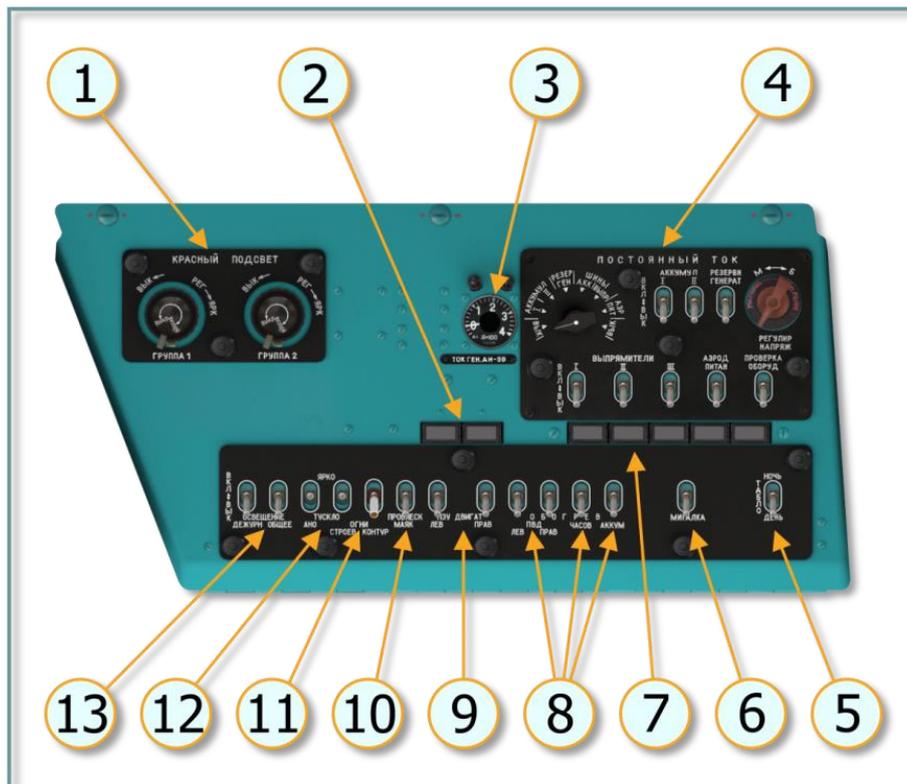


Рис. 5.13. Правая боковая панель электропульты

- | | |
|---|--|
| <p>1. Пульт управления красным подсветом</p> <p>2. Табло "ЛЕВ ПЗУ ВКЛЮЧЕН", "ПРАВ ПЗУ ВКЛЮЧЕН"</p> <p>3. Указатель тока генератора</p> <p>4. Панель управления питанием постоянным током</p> <p>5. Переключатель изменения яркости свечения табло</p> <p>6. Включение режима мигания аварийных ламп и табло</p> <p>7. Жёлтые табло "ВКЛЮЧИ ВЫПР. I", "ВКЛЮЧИ ВЫПР. II", "ВКЛЮЧИ ВЫПР. III" "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕН", "ПРОВЕРКА ОБОРУДОВ"</p> | <p>8. Выключатели обогрева левого и правого ПВД, часов и аккумулятора</p> <p>9. Выключатели ПЗУ левого и правого двигателей</p> <p>10. Выключатель проблескового маяка МСЛ-3</p> <p>11. Переключатели управления строевыми и контурными огнями</p> <p>12. Управление яркостью АНО и строевых огней</p> <p>13. Выключатели дежурного и общего освещения в грузовой кабине</p> |
|---|--|

5.1.12. Электрощиток



Рис. 5.14. Электрощиток

- | | |
|---|--|
| <p>1. Вольтметр постоянного тока В-1
 2. Амперметр А-1 для контроля тока нагрузки 1 аккумуляторной батареи
 3. Амперметр А-1 для контроля тока нагрузки 2 аккумуляторной батареи
 4, 5, 6. амперметры контроля постоянного тока выпрямителей
 7. Вольтметр генераторов переменного тока
 8
 9. Амперметры генераторов переменного тока
 10. Электрощиток переменного тока</p> | <p>11. Регуляторы подстройки напряжения переменного тока
 12. Выключатель преобразователя однофазного тока
 13. Выключатель преобразователя трехфазного тока
 14. Выключатель аэродромного питания
 15. Табло "ГЕНЕРАТ. I ОТКАЗАЛ", "ГЕНЕРАТ. II ОТКАЗАЛ", "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО", "ПО-500 ВКЛЮЧЕН"
 16, 17. Выключатели генераторов</p> |
|---|--|

5.1.13. Правый дополнительный щиток



Рис. 5.15. Правый дополнительный щиток

- 1. Пульт управления радиостанцией P-828
- 2. Выключатель радиостанции P-828
- 3. Переключатель "КОМПАС-СВЯЗЬ"
- 4. Пульт управления устройством выброса ИК-помех (УВ-26)
- 5. Пульт управления радиостанцией ЯДРО-1А.

5.2. Органы управления вертолетом и двигателями

Органы управления вертолетом и двигателями являются основными элементами системы управления, которая отдельно в данном руководстве не рассматривается.

Управление вертолетом осуществляется изменением величины и направления силы тяги несущего винта и изменением величины тяги рулевого винта.

В систему управления вертолетом входят:

- **двойное ручное управление**, в котором две ручки продольно-поперечного управления (РППУ) кинематически связаны между собой и с автоматом перекоса;
- **двойное ножное управление**, имеющее две пары педалей, связанных с рулевым винтом (РВ);
- **двойное объединенное управление "ШАГ-ГАЗ"** (рычаги общего шага или РОШ), в котором две руки "ШАГ-ГАЗ" кинематически связаны с ползуном автомата перекоса и рычагами топливных насосов-регуляторов на двигателях;
- **раздельное управление двигателями**, имеющее на кронштейне левой ручки "ШАГ-ГАЗ" два рычага (рычаги раздельного управления двигателями или РРУД), которые связаны с рычагами топливных насосов-регуляторов;
- **управление электромагнитными тормозами пружинных механизмов загрузки**, которые выключаются кнопками, расположенными на обеих ручках продольно-поперечного управления;
- **управление остановом двигателей**, имеющее две ручки, которые связаны с рычагами топливных насосов-регуляторов;
- **управление тормозом несущего винта**, в котором ручка управления тормозом в кабине экипажа кинематически связана с рычагом тормоза, установленного на главном редукторе.

Управление вертолетом в основном жесткой конструкции. Тросы применены в управлении тормозом несущего винта и частично в управлении рулевым винтом.

В продольном, поперечном управлении и в управлении общим шагом несущего винта установлены гидроусилители КАУ-30Б, а в управлении рулевым винтом – РА-60Б. Все гидроусилители работают по необратимой схеме (усилия от аэродинамических поверхностей не передаются на органы управления).

Для создания на ручке и педалях управления необходимых усилий, обеспечивающих возможность плавного выполнения маневра на вертолете, в систему управления включены пружинные механизмы загрузки. Снятие усилий с ручки управления и педалей при их перемещении летчиком осуществляется выключением электромагнитных тормозов ЭМТ-2М с помощью кнопок, расположенных на обеих ручках управления.

5.2.1. Продольно-поперечное управление

Продольное и поперечное управление осуществляется летчиком, который, отклоняя ручку, изменяет наклон тарелки автомата перекоса, что вызывает циклическое изменение угла установки лопастей в различных азимутальных

положениях, а, следовательно, меняется направление равнодействующей силы тяги несущего винта.

Продольно-поперечное управление состоит из двух колонок управления, проводок продольного и поперечного управлений. Каждая из проводок включает систему тяг и качалок, гидроусилитель КАУ-30Б, механизм загрузки с электромагнитным тормозом ЭМТ-2М, агрегат управления и автомат перекоса.

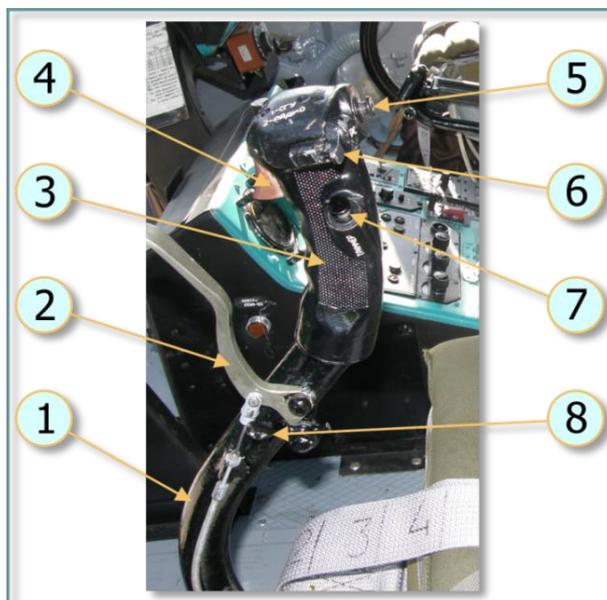


Рис. 5.16. Ручка управления вертолетом

Ручка управления вертолетом изготовлена из изогнутой стальной трубки (1), на верхнем конце которой установлена рукоятка (3) из эбонита. На рукоятке смонтированы по четыре кнопки: курковая кнопка (4) обеспечивает включение радио и СПУ, кнопка (5) — выключение автопилота, кнопка (6) — пуск (стрельба) оружия, кнопка (7) — включение ЭМТ-2М. На рукоятке левой ручки установлен рычаг (2) торможения колес, для удержания которого в заторможенном положении предусмотрен фиксатор (8).

Правая и левая колонки продольно-поперечного управления аналогичны по конструкции, установлены на балке пола кабины экипажа симметрично относительно продольной оси вертолета.

В продольном управлении установлен гидроупор, который включается только на земле. При отклонении автомата перекоса назад на угол $2^{\circ}12'$ и более на ручке управления от гидроупора возрастает усилие на 12 ± 3 кгс. Резкое увеличение усилия на ручке управления сигнализирует летчику о недопустимости дальнейшего отклонения ручки назад для исключения возможности касания лопастей несущего винта о хвостовую балку при рулении вертолета на земле.

Включение гидроупора производится микровыключателями при обжатии амортизаторов главных стоек шасси. После отрыва вертолета от земли гидроупор автоматически отключается. Функция гидроупора не моделируется в игре.

5.2.2. Путевое управление

Путевое управление состоит из двух педалей и проводки управления. Проводка управления смешанной конструкции, она включает систему тяг и качалок, участок тросовой проводки с втулочно-роликовой цепью, гидроусилитель РА-

60Б, механизм загрузки с электромагнитным тормозом ЭМТ-2М, агрегат управления, сектор и механизм изменения шага рулевого винта.

Изменение шага рулевого винта осуществляется путем отклонения педалей. При отклонении правой подножки педалей вперед шток механизма изменения шага рулевого винта втягивается, обеспечивая увеличение шага лопастей рулевого винта и разворот вертолета вправо; при отклонении левой подножки педалей вперед происходит обратный процесс.

Педали путевого управления — параллелограммного типа, выполнены в виде отдельного агрегата, смонтированного на попу кабины экипажа против сидений пилотов. На подножках смонтированы концевые выключатели для переключения канала направления автопилота на режим согласования. Подножки оборудованы ремнями и рифлеными накладками для фиксации ступни.



Рис. 5.17. Педали путевого управления

Путевое управление включает в себя систему подвижных упоров (СПУУ-52-1) ограничивающих предельный угол установки лопастей рулевого винта в зависимости от температуры и давления окружающей среды (плотности воздуха: плотность выше – упор работает, плотность ниже – упор убирается).

В полете кнопка-табло "ОТКЛ." на центральном пульте кабины летчиков не должна гореть, планка индикатора нуля перемещается влево с увеличением температуры или уменьшением давления наружного воздуха.

Необходимо иметь в виду, что при установке правой педали на упор канал курса автопилота отключается.



Рис. 5.18. Органы управления и контроля СПУУ-52

При отказе в полете СПУУ-52 загорается кнопка-табло "ОТКЛ." В этом случае необходимо установить выключатель СПУУ-52 на левом щитке электропульты в положение "ВЫК.", при этом стрелка индикатора нуля должна установиться в крайнее левое положение, что свидетельствует о снятии ограничения по перемещению правой педали.

Висение и посадку в этом случае выполнять по возможности против ветра, не допуская резких перемещений педалей путевого управления.

ОТКАЗ ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМ ВИНТОМ В ПОЛЕТЕ

Вертолет в момент разрушения проводки управления рулевым винтом разворачивается влево и затем выходит (при нулевом крене) на режимы полета с правым скольжением и левым разворотом.

На движение педалями вертолет не реагирует. При обнаружении такого отказа необходимо установить скорость 60–200 км/ч, для выполнения прямолинейного полета создать вертолету правый крен.

Наиболее удобно пилотировать вертолет на скорости около 150 км/ч, при этом в прямолинейном полете скольжение будет минимальным, а угол крена 5–7° вправо. Опробовать реакцию вертолета на движение педалями во всем диапазоне их хода. Возможно сохранение управления рулевым винтом в ограниченном диапазоне. Продолжить полет для подбора площадки, подходящей для выполнения посадки с пробегом с посадочной скоростью 70–80 км/ч.

В полете переходы от режима к режиму выполнять плавными движениями общего шага, имея в виду, что для балансировки вертолета в прямолинейном полете при увеличении общего шага требуется отклонение ручки вправо и увеличение угла крена, при уменьшении общего шага (переход к снижению) – отклонение ручки влево и уменьшение угла крена.

Развороты и управление курсом вертолета выполнять с помощью крена.

Развороты целесообразно выполнять в левую сторону.

После выбора площадки установить на предпосадочной прямой скорость снижения в прямолинейном полете 150 км/ч при вертикальной скорости 3–4 м/с.

На высоте 25–30 м начать энергичное гашение скорости. В процессе торможения не допускать разворота влево незначительным, при необходимости ступенчатым, сбросом общего шага. На высоте 10–15 м, продолжая гашение скорости, энергично уменьшить общий шаг на 1,5–2,5°, придав вертолету положение с нулевым креном. При сбросе шага вертолет разворачивается вправо и уменьшает угол скольжения (сноса). Контроль вертикальной скорости и угла сноса осуществлять по земле, корректируя получение приемлемого угла сноса движением общего шага.

На высоте 3 – 4 м увеличить общий шаг для получения к моменту приземления вертикальной скорости 1 – 2 м/с. Учитывать, что разворот вертолета влево и увеличение угла сноса следуют с запаздыванием на 1 – 2 с после взятия общего шага.

После приземления вертолета уменьшить общий шаг до минимального.

5.2.3. Рычаг общего шага

Ручки ШАГ–ГАЗ смонтированы в кронштейнах, которые установлены на полу кабины экипажа с левой стороны от сидений пилотов. Замыкающий вал, кинематически связывающий обе ручки, расположен под полом кабины. С ручками он связан четырьмя тягами: две из них предназначены для управления общим шагом, две другие — для управления двигателями. Левая ручка ШАГ–ГАЗ смонтирована на кронштейне вместе с рычагами отдельного управления

двигателями. Правая ручка ШАГ–ГАЗ, в отличие от левой, не имеет дискового фрикциона ручки и рычагов отдельного управления двигателями.

Управление общим шагом несущего винта и двигателями осуществляется от ручки ШАГ–ГАЗ, кинематически связанной с ползуном автомата перекоса и одновременно с рычагами подачи топлива насосов-регуляторов НР-40ВГ на двигателях. При перемещении ручки ШАГ–ГАЗ вверх увеличивается общий шаг несущего винта и одновременно двигатели переводятся на режим большей мощности. Фрикцион надежно удерживает ручку ШАГ–ГАЗ в любом положении, что обеспечивает возможность бесступенчатого изменения общего шага несущего винта.

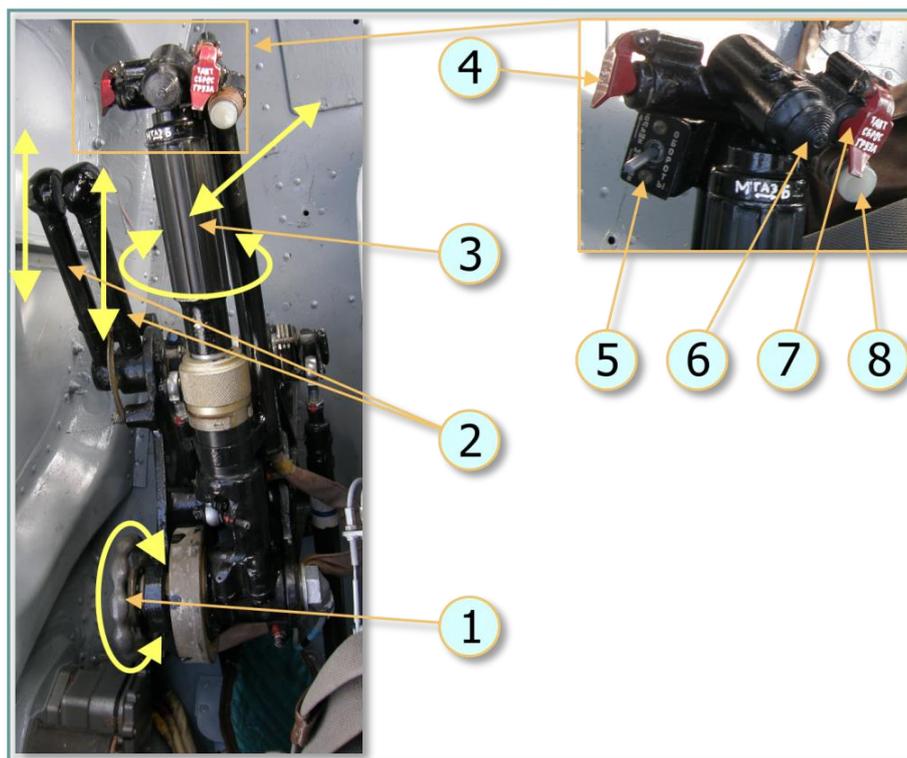


Рис. 5.19. Ручка управления "ШАГ-ГАЗ"

- | | |
|---|--|
| 1. Маховик затяжки фрикциона ручки | 5. Переключатель перенастройки оборотов двигателей |
| 2. Рычаги отдельного управления левым и правым двигателями (РРУД) | 6. Кнопка управления фарами |
| 3. Поворотная рукоятка коррекции | 7. Кнопка тактического сброса груза с внешней подвески |
| 4. Кнопка аварийного сброса груза | 8. Кнопка выключения фрикциона ручки ШАГ-ГАЗ |

Фрикцион затянут маховиком так, что без нажатия на кнопку выключения фрикциона ручку ШАГ–ГАЗ можно перемещать только с усилием 200...250 Н (20...25 кгс). Для изменения мощности двигателей с целью поддержания необходимой частоты вращения несущего винта при сохранении заданного значения общего шага на ручке ШАГ–ГАЗ предусмотрена поворотная рукоятка коррекции, которая кинематически связана только с рычагами подачи топлива на насосах НР-40ВГ. При повороте рукоятки коррекции влево двигатели переводятся на режим меньшей мощности.

Наряду с объединенным управлением ШАГ–ГАЗ на вертолете имеется отдельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы каждого двигателя без изменения общего шага несущего винта. Отдельное

управление осуществляется рычагами на кронштейне левой ручки ШАГ–ГАЗ. От рычагов отдельного управления двигателями движение передается к рычагам топливных насосов.

Система управления ШАГ–ГАЗ является резервной системой регулирования частоты вращения несущего винта, так как система автоматического поддержания частоты вращения несущего винта предусмотрена на двигателях.

Переход с системы автоматического поддержания частоты на систему управления ШАГ–ГАЗ и обратно осуществляется поворотом рукоятки коррекции.

При правой коррекции работает система автоматического поддержания частоты вращения. При повороте рукоятки коррекции влево отключается система автоматического регулирования частоты вращения и вступает в работу система управления ШАГ–ГАЗ. Момент переключения определяется по уменьшению частоты вращения несущего винта при дальнейшем незначительном повороте рукоятки коррекции влево.

Для установки оборотов несущего винта перед взлетом 95%, предусмотрена ручная перенастройка регуляторов свободных турбин двигателей. Управление перенастройкой оборотов осуществляется переключателями "ОБОРОТЫ БОЛЬШЕ – МЕНЬШЕ", установленными на ручках шаг-газ.

5.3. Приборы контроля работы двигателей и вертолётных систем

5.3.1. Тахометр ИТЭ-2Т

Двухстрелочный тахометр ИТЭ-2Т предназначен для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения вала турбокомпрессора двигателя. Стрелка с цифрой "1" показывает частоту вращения турбокомпрессора левого двигателя, а стрелка с цифрой "2" показывает частоту вращения турбокомпрессора правого двигателя.

Указатель представляет собой электромеханический прибор, который преобразует частоту переменного тока в угол поворота стрелок. Шкала указателя оцифрована в процентах. Диапазон измерения частоты вращения от 0 до 110%. Цена деления шкалы указателя 1%.



Рис. 5.20. Двухстрелочный тахометр ИТЭ-2Т

5.3.2. Тахометр ИТЭ-1Т

Тахометр ИТЭ-1Т предназначен для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения несущего винта в процентах. На вертолете установлены два тахометра, по одному на левой и правой приборных досках лётчиков.



Рис. 5.21. Тахометр ИТЭ-1Т

Принцип действия аналогичен принципу действия тахометра ИТЭ-2Т. Диапазон измерения прибора от 0 до 110%. Цена деления шкалы указателя 1%.

5.3.3. Двухстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРИ

Диапазон измерения давления масла от 0 до 8 кг/см². Цена деления шкалы 0,5 кг/см².

Диапазон измерения температуры масла от -70°C до +150°C. Цена деления шкалы 10°C. Датчики установлены на двигателях, указатели - на центральном пульте.



Рис. 5.22. Двухстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРИ

5.3.4. Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ

Предназначен для дистанционного измерения давления масла на входе в главный редуктор и температуры масла в промежуточном и хвостовом редукторах.



Рис. 5.23. Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ

Датчики давления и приёмники температуры установлены на редукторах в соответствующих маслосистемах. Диапазон измерения давления масла от 0 до 8 кг/см². Цена деления шкалы давления 0,5 кг/см².

Диапазон измерения температуры масла от -70°C до +150°C. Цена деления шкалы температуры – 10°C.

5.3.5. Указатель температуры выходящих газов двигателей 2УТ-6К



Рис. 5.24. Указатель температуры выходящих газов двигателей 2УТ-6К

Предназначен для индикации температуры выходящих газов двигателей по шкалам грубого и точного отсчета. Шкалы грубого отсчета имеют предел измерения от 0 до 1200°C с ценой деления 100°C. Шкалы точного отсчета имеют предел измерения от 0 до 100°C с ценой деления 5°C.

При изменении измеряемой температуры на каждые 100°C стрелка на указателе точного отсчета делает полный оборот, а стрелка грубого отсчета перемещается на одно деление 100°C.

Проверка производится двумя кнопками КОНТРОЛЬ-2ИА-6 "ЗЕМЛЯ", "ВОЗДУХ" на левой боковой панели электропульты. Питание прибора осуществляется однофазным переменным током 115V.

5.3.6. Измеритель режимов работы двигателей ИР-117

Измеритель режимов предназначен для контроля режимов работы двигателей.

Указатель ИР-117 в одном корпусе объединяет три самостоятельных прибора. На лицевой части указателя расположен единый индекс с нанесенными границами режимов: "О" - взлетный; "Н" - номинальный; "К" - крейсерский.

Слева и справа на шкале прибора имеются подвижные жёлтые треугольные индексы, указывающие избыточное давление за компрессором левого и правого двигателей. Максимальная погрешность измерения $\pm 1,5\%$; диапазон измерения избыточного давления 4,6...8,5 атм.; диапазон высот 0,5 км – 2,5 км.



Рис. 5.25. Измеритель режимов работы двигателей ИР-117

Принцип действия основан на измерении давления воздуха за компрессором и выдаче сигналов на подвижные индексы указателя. Подвижный индекс с нанесенными на нём буквами "О", "Н", "К", обозначающими режимы работы двигателей, перемещается по суммарному сигналу, формируемому датчиком давления и приёмником температуры наружного воздуха. Контроль режимов двигателей по ИР-117 осуществляется до значений температуры наружного воздуха +24°C, а при более высоких температурах – по оборотам компрессоров двигателей.

5.3.7. Термометр ТУЭ-48



Рис. 5.26. Термометр ТУЭ-48

Предназначен для измерения температуры масла в главном редукторе. Предел измерения от -70°C до $+150^{\circ}\text{C}$. Цена деления – 10°C .

5.3.8. Термометр ТВ-19



Рис. 5.27. Термометр ТВ-19

Предназначен для контроля за температурой воздуха в салоне. Диапазон измеряемых температур от -60 до $+60^{\circ}\text{C}$, цена деления 5°C .

5.3.9. Индикатор температуры ТСТ-2



Рис. 5.28. Индикатор температуры ТСТ-2

Предназначен для индикации температуры выходящих газов за турбиной двигателя АИ-9В. Диапазон измерения температуры от 0 до 900°C , цена деления 20°C .

5.3.10. Указатель давления воздуха УИ1-3



Рис. 5.29. Указатель давления воздуха УИ1-3

Предназначен для измерения давления воздуха, поступающего от двигателя АИ-9В в воздушные стартеры СВ-78Б двигателей ТВЗ-117ВМ.

Указатель УИ1-3 установлен на средней панели электропульты. Диапазон измерения давления от 0 до 3 кг/см². Цена деления 0.2 кг/см².

5.3.11. Указатели давления в гидросистемах УИ1-100



Рис. 5.30. Указатели давления в гидросистемах УИ1-100

Предназначены для индикации давления рабочей жидкости в основной и дублирующей гидросистемах.

Диапазон измерения давления манометрами от 0 до 100 кг/см². Цена деления указателя УИ1-100 10 кг/см².

5.3.12. Указатель шага винта УП-21-15



Рис. 5.31. Указатель шага винта УП-21-15

Указатель шага винта показывает общий угол установки лопастей несущего винта в градусах. Диапазон измерения прибора от 1° до 15°. Цена деления шкалы индикатора 1°.

5.3.13. Топливомер СКЭС-2027В



Рис. 5.32. Топливомер СКЭС-2027В

Предназначен для измерения запаса топлива в баках, а также для сигнализации полной заправки баков и аварийного остатка топлива в расходном баке.

На циферблат нанесены две шкалы. Наружная – предназначена для отсчета суммарного запаса топлива, а внутренняя – для отсчёта топлива в отдельном баке. Наружная шкала отградуирована от 0 до 2800 литров с ценой деления 200 литров. Внутренняя шкала отградуирована от 0 до 1200 литров с ценой деления 100 литров.

Рядом расположен переключатель с трафаретами:

- СУММА - суммарное измерение запаса топлива в баках;
- Пл, Ппр, РАСХ, Дпр - измерение топлива соответственно в Подвесном левом, Подвесном правом, расходном и Дополнительном левом (не моделируется) баках;
- ВЫКЛ - топливомер выключен.

На правой приборной доске установлено красное табло "ОСТАЛОСЬ 270 л", сигнализирующее о критическом остатке топлива в расходном баке (этого остатка хватает на выполнение полета на скорости 220км/ч в течение 23мин на расстояние 60км и посадке по вертолетному.

5.3.14. Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е

Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е предназначен для измерения величины линейной вибрации основных двигателей и выдачи соответствующей информации на сигнальные табло и речевой информатор.

Комплект ИВ-500Е:

- два датчика МВ-03 на корпусах первых опор двигателей;
- два жёлтых табло "ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГ ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕНА" на левой приборной доске;
- два красных табло "ВЫКЛЮЧИ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ" на левой приборной доске;
- кнопка "КОНТРОЛЬ ИВ-500Е" на левой боковой панели электропульты.

При виброскорости 45 мм/с – загораются жёлтые табло "ЛЕВ (ПРАВ) ДВ ВИБР ПОВ", при виброскорости 60 мм/с – загораются красные табло "ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ (ПРАВ) ДВ".

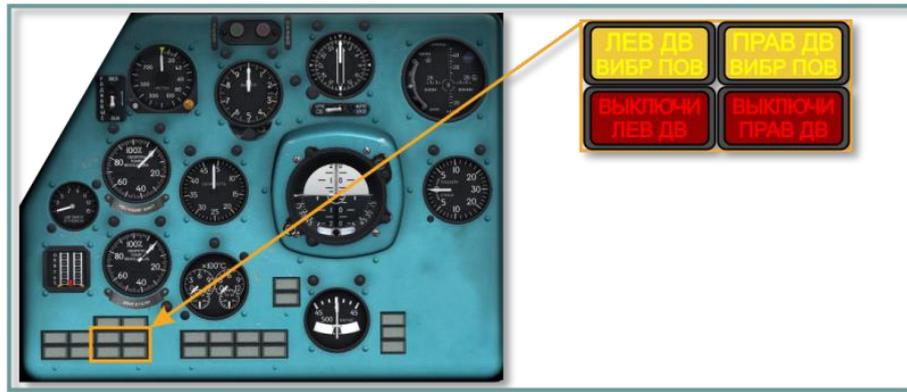


Рис. 5.33. Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е

Если в полёте загорится красное табло "ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ (ПРАВ) ДВ", то необходимо уменьшением режима работы двигателя попытаться снизить уровень вибрации. После погасания табло на скорости 130...140 км/ч следовать до ближайшего аэродрома с посадкой по самолётному.

Если табло не гаснет, то двигатель, работающий с опасной вибрацией, необходимо выключить. На режиме моторного планирования допускается мигание жёлтых и красных табло.

Контроль исправности ИВ-500Е производится перед запуском двигателей кнопкой "КОНТРОЛЬ ИВ-500Е". При нажатии на кнопку на левой приборной доске должны загореться жёлтые и красные табло и выдать соответствующую речевую информацию РИ – 65Б.

Основные технические данные аппаратуры ИВ-500Е:

- Контролируемый частотный диапазон 190...340 Гц;
- Контролируемый диапазон виброскорости 5...100 мм/с;
- Продолжительность непрерывной работы 10 часов.

5.3.15. Манометр МВУ-100К



Рис. 5.34. Манометр МВУ-100К

Предназначен для контроля за давлением в воздушной системе, которое должно быть в пределах 40...50 кгс/см². Диапазон измерения давления от 0 до 100 кгс/см². Цена деления 5 кгс/см². Манометр установлен на левой боковой панели электропульты.

5.3.16. Манометр МА-6К



Рис. 5.35. Манометр МА-6К

Манометр МА-6К индицирует давление воздуха в системе торможения шасси. Диапазон измерения от 0 до 60 кгс/см². Цена одного деления 2 кгс/см². Манометр установлен на левой боковой панели электропульты. Под манометром нанесена надпись "ТОРМОЗ".

5.4. Пилотажно-навигационные приборы и оборудование

К пилотажно-навигационному оборудованию относятся пилотажные приборы и связанное с ними оборудование, часы, автопилот АП-34Б (рассмотрен в [7.11](#)).

5.4.1. Приемники воздушного давления ПВД-6М и anerоидно-мембранные приборы



Рис. 5.36. Левый и правый ПВД

На вертолете в носовой части фюзеляжа снизу установлены два приемника ПВД-6М - левый и правый.

Приемники обеспечивают подачу статического давления в камеры указателей скорости УС-450К, высотомеров ВД-10К и вариометров ВР-30МК, расположенных на левой и правой приборных досках, датчиков высоты ДВ-15М и ДВК, измерительного комплекса

давления ИКД, датчиков скорости ДАС и КЗСП, а также обеспечивают подачу динамического давления в камеры указателей скорости, датчика скорости ДАС, корректора-задатчика скорости приборной КЗСП.

На левом борту кабины расположен кран ПВД. Рукоятка крана имеет три положения:

- О – объединенная (правый и левый ПВД работают совместно);
- Л – левая (в работе только левый ПВД);
- П – правая (в работе только правый ПВД).

При постановке рукоятки крана на отметку "О" статическое давление подается на все приборы от обоих ПВД-6М, а при постановке рукоятки на отметку "П" или "Л" соответственно от правого или левого ПВД. Полным давлением левый ПВД-6М обеспечивает только УС-450К на левой приборной доске, а правый обеспечивает УС-450К установленный на правой приборной доске и датчики приборной скорости ДАС и КЗСП. Приемники имеют обогревательные элементы, подключаемые выключателями ОБОГРЕВ ПВД "ЛЕВ." "ПРАВ." на правом боковом электропульты.

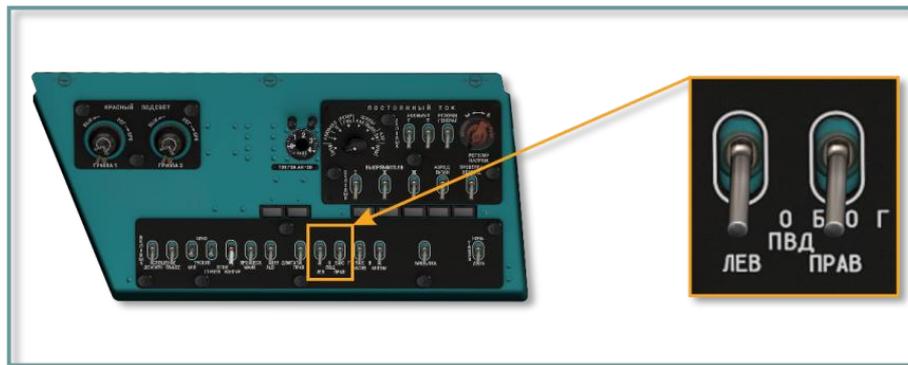


Рис. 5.37. Выключатели обогрева ПВД

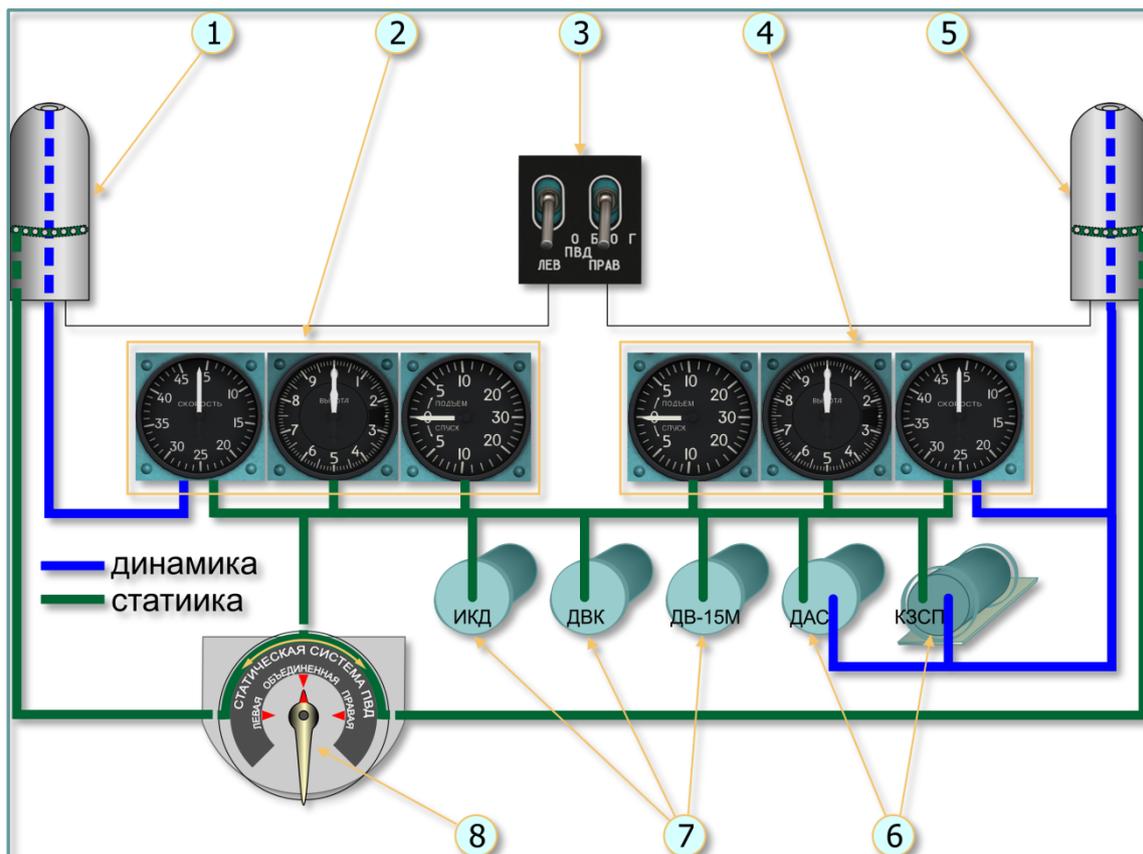


Рис. 5.38. Схема подключения aneroidно-мембранных приборов:

- | | |
|--|--|
| 1. Приемник воздушного давления ПВД-6М левый | 5. Приемник воздушного давления ПВД-6М правый |
| 2. Приборы УС-450К, ВД-10К и ВР-30МК левой приборной доски | 6. Потребители статического и динамического давления |
| 3. Выключатели обогрева левого и правого ПВД | 7. Потребители статического давления |
| 4. Приборы ВР-30МК, ВД-10К и УС-450К левой приборной доски | 8. Кран переключения ПВД. |

Контроль исправности обогрева ПВД осуществляется кнопками "КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА ПВД" на левом и правом щитках электропульты. При нажатии на эти кнопки рядом должны загораться жёлтые табло "ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН".



Рис. 5.39. Табло и кнопка контроля обогрева ПВД

5.4.2. Указатель скорости УС-450К



Рис. 5.40. Указатели скорости УС-450К

Предназначен для определения воздушной (приборной) скорости полета вертолета. Диапазон измерения от 0 до 450 км/ч. Цена деления – 10 км/ч.

5.4.3. Высотомер ВД-10К

Предназначен для определения барометрической высоты полета. Отсчет ведётся с помощью двух стрелок: большая показывает высоту в метрах (оцифровка через 100 м), малая – в километрах. Диапазон измерения высоты - от 0 до 10000 м. Цена деления для большой стрелки 10 м, для малой – 100 м.

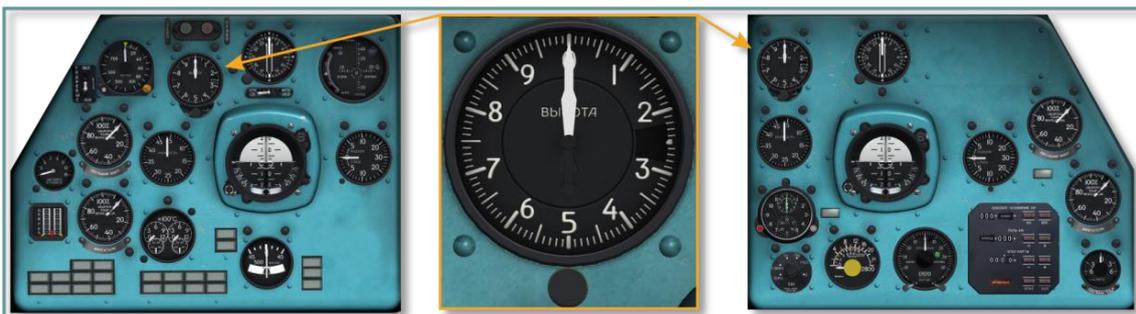


Рис. 5.41. Высотомеры ВД-10К. Расположение на приборных панелях



Рис. 5.42. Элементы лицевой панели высотомера

- | | |
|------------------------------------|-------------------------|
| 1. Треугольный индекс тысяч метров | 5. Стрелка тысяч метров |
| 2. Треугольный индекс сотен метров | 6. Стрелка сотен метров |
| 3. Шкала высотомера | 7. Кремальера |
| 4. Шкала давлений (мм.рт.ст.) | |

Кремальерное устройство предназначено для установки стрелок на 0 и перевода шкалы барометрического давления. Одновременно со шкалой барометрического давления перемещаются два треугольных индекса, расположенные на лицевой части прибора. Один перемещается по шкале метрового диапазона, другой – по шкале километрового диапазона. С помощью этих индексов можно выставлять превышение посадочной площадки на которой неизвестно атмосферное давление. В этом случае высотомер будет показывать высоту полета относительно площадки, превышение которой выставлено с помощью индексов. На примере ([Рис. 5.43](#)) показана установка высоты площадки 3.400м треугольными индексами с помощью кремальеры. При этом стрелки указывают барометрическую высоту относительно этой площадки (50 м).



Рис. 5.43. Установка высоты площадки треугольными индексами

5.4.4. Вариометр ВР-30МК



Рис. 5.44. Вариометры ВР-30МК

Предназначен для определения вертикальной скорости. С помощью вариометра контролируется выдерживание горизонтального полёта, а также заданная скорость снижения либо набора высоты. Диапазон измерения от 0 до 30 м/с на подъем и спуск. Цена деления – 1 м/с.

ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ

К гироскопическим пилотажным приборам относятся два авиагоризонта бомбардировщика АГБ-3К, установленные по одному на левой и правой приборных досках и электрический указатель поворота ЭУП-53, установленный на левой приборной доске.

5.4.5. Авиагоризонт АГБ-3К

Предназначен для определения положения вертолета в пространстве (углов крена и тангажа) относительно истинного горизонта, а также для определения бокового скольжения.

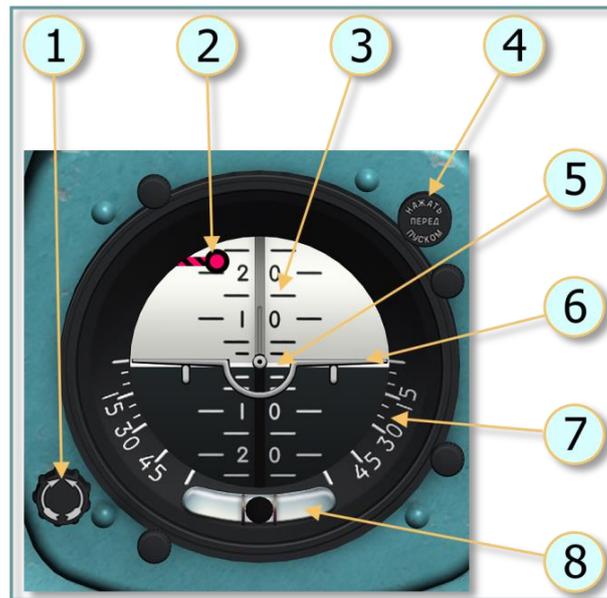


Рис. 5.45. Авиагоризонт АГБ-ЗК:

- | | |
|---|-------------------------|
| 1. Кремальера | 5. Линия горизонта |
| 2. Бленкер | 6. Силуэт самолета |
| 3. Шкала тангажа | 7. Шкала крена |
| 4. Кнопка "АРРЕТИР" (перед пуском нажать) | 8. Указатель скольжения |

Авиагоризонт АГБ-ЗК, установленный на левой приборной доске выдаёт сигналы крена и тангажа в ДИСС-15 и в САРПП-12Д1М, а правый, в автопилот АП-34Б. Работа авиагоризонта основана на свойстве гироскопа с тремя степенями свободы сохранять неизменным положение в пространстве. При углах тангажа порядка 85-87° прибор может "выбиваться" (терять одну из трёх степеней свободы).

При отсутствии питания на шкале прибора появляется красный бленкер.

Для поддержания главной оси ротора гироскопа в вертикальном положении в авиагоризонте предусмотрена система коррекции.

Основные данные АГБ-ЗК:

- время готовности не более 1,5 мин;
- погрешность:
 - в пределах углов измерения до 30° не более $\pm 1^\circ$;
 - в пределах углов измерения более 30° не более $\pm 2^\circ$.

Проверка работоспособности АГБ-ЗК. При наличии в бортсети питания переменным (36V 3Ф) и постоянным (27V) током:

- нажать кнопку "АРРЕТИР" на приборе (все три оси гироскопа устанавливаются перпендикулярно друг другу);
- выключатели "АВИАГОРИЗОНТ" на левом и правом электрощитках установить в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- убедиться в нормальной работе авиагоризонта (бленкеры на лицевых панелях АГБ-ЗК должны убраться).

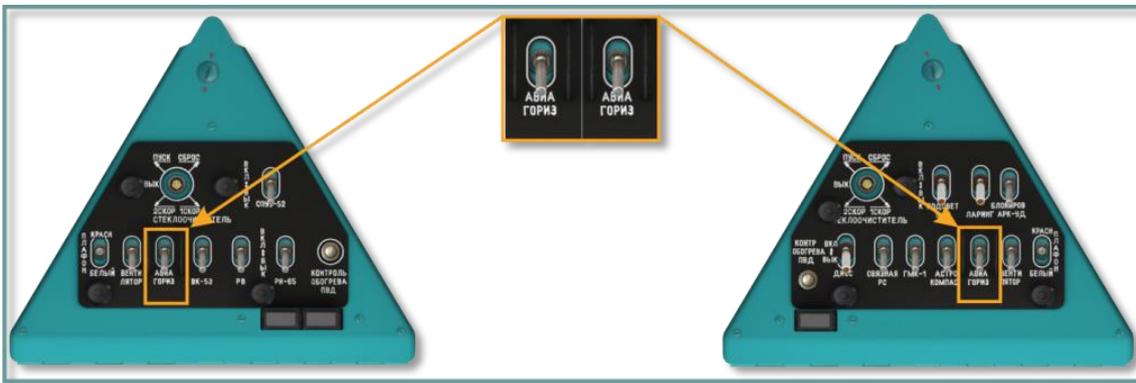


Рис. 5.46. Выключатели "АВИАГОРИЗОНТ" на левом и правом электрощитках

При отказе авиагоризонта АГБ-3К, из-за отсутствия питания, на лицевой панели прибора должен появиться красный бленкер. При отказе правого АГБ-3К отказывает автопилот АП-34Б. Пилотирование выполнять по левому АГБ-3К. Работа АП-34Б от левого АГБ-3К не предусмотрена.

5.4.6. Указатель поворота ЭУП-53



Рис. 5.47. Указатель поворота ЭУП-53:

1. шкала отсчета; 2. стрелка указателя; 3. указатель скольжения.

Является дублирующим прибором. Предназначен для определения величины и направления угловой скорости вращения (виража) вертолета относительно вертикальной оси. В нижней части прибора расположен указатель скольжения, который выполнен в виде стеклянной трубки, заполненной толуолом, с пластмассовым шариком внутри.

Шкала прибора отградуирована в градусах от 0 до 45° в обе стороны от нулевого положения. Цена деления 15°.

Работа прибора основана на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы. Питание осуществляется через АЗС "УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА", установленный на правой панели АЗС.

Необходимо иметь в виду, что при выполнении координированных разворотов показания указателя поворота (ЭУП-53) не соответствуют фактическим углам крена вертолета. Так, при развороте на скорости 160–200 км/ч с креном 5, 10 и 15° показания указателя поворота соответственно будут 15-10, 30-25 и 45-35°. При отсчете необходимо учитывать, что вследствие высокой чувствительности указателя поворота стрелка его будет находиться в постоянном колебательном движении около своего среднего положения, поэтому показания надо снимать осредненные.

5.4.7. Курсовая система ГМК-1А

Предназначена для определения и индикации курса, углов разворота вертолёта и выдачи магнитных или истинных пеленгов. Представляет собой комплекс взаимосвязанных магнитных и гироскопических устройств. Включается выключателем "ГМК-1" на правом щитке электропульта.

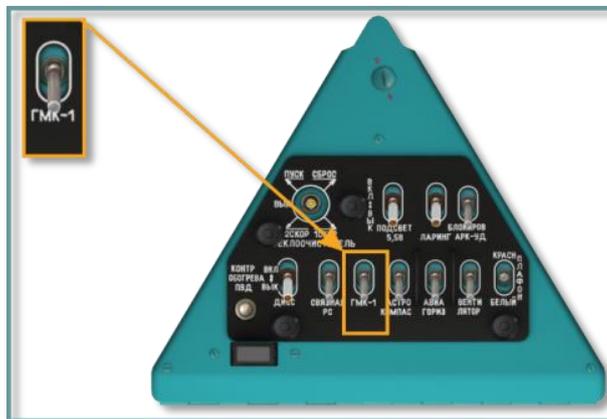


Рис. 5.48. Выключатель "ГМК-1" на правом щитке электропульта

ПУ-26 – пульт управления ([Рис. 5.49](#)), предназначен для:

- выбора режима работы ("МК" – "магнитная коррекция" и "ГПК" – "гирополукомпас");
- ввода широтной коррекции гироскопа, компенсирующей "уход" гироскопа из-за суточного вращения Земли;
- компенсации ухода гироскопа в азимуте от его несбалансированности;
- установки шкалы указателя на заданный курс в режиме ГПК;
- включения быстрой скорости согласования в режиме МК;
- контроля за работой системы.

Пульт управления ПУ-26 расположен на правой панели электропульта.



Рис. 5.49. Пульт управления ПУ-26:

- | | |
|-------------------------------------|---|
| 1. Переключатель широтной коррекции | 4. Переключатель "МК. ГПК. АМ" |
| 2. Переключатель "КОНТРОЛЬ" | 5. Рукоятка задатчика широты |
| 3. Лампа-сигнализатор "ЗАВАЛ ГА" | 6. Переключатель "ЗК" (задатчик курса). |

УГР-4УК – указатель предназначен для индикации курса вертолета, углов разворота, пеленгов и курсовых углов радиостанций. На вертолёте установлено два указателя, по одному на левой и правой приборных досках. Курс

отсчитывается по вращающейся шкале, оцифрованной через каждые тридцать градусов, относительно верхнего неподвижного индекса

Погрешность выдачи магнитного курса не более $\pm 1,5^\circ$.



Рис. 5.50. Указатели УГР-4УК

Накопление ошибки при работе в режиме ГПК за один час работы не более $\pm 2,5^\circ$.

Готовность к работе в режиме МК не более трёх минут, в режиме ГПК не более пяти минут.

Нормальная скорость согласования в режиме МК не менее 1,5...7 /мин; быстрая скорость согласования в режиме МК не менее $6^\circ/\text{с}$; от переключателя ЗК не менее $2^\circ/\text{с}$.

Принцип работы заключается в выработке индукционным датчиком сигнала курса и выдачи его на курсовой гироскоп (гироагрегат) для определения и стабилизации показаний. Система может работать в одном из двух режимов: в режиме ГПК или в режиме МК. Основным режимом работы системы является режим гирополукомпас с коррекцией его показаний от магнитного корректора (ИД+КМ). При работе системы в режиме ГПК датчиком курса является курсовой гироскоп. Режим ГПК позволяет выбрать за начало отсчета курсовых углов любое направление.

Свободный гироскоп имеет уход в азимуте из-за вращения Земли, и уходы, вызванные наличием трения в опорах карданного подвеса. Компенсация уходов производится автоматически широтным корректором.

Для включения режима ГПК необходимо на пульте управления переключатель режимов установить в положение "ГПК".

Режим МК применяется для согласования сигналов курса, выдаваемых гирополукомпасом с показаниями магнитного корректора (ИД+КМ). Работает при постановке переключателя режимов на пульте управления в положение "МК".

Возможно согласование по магнитному курсу с нормальной скоростью (переключатель "ЗК" на пульте управления ПУ-26) и в режиме быстрого согласования.

Режим автоматического согласования обеспечивает автоматическое согласование с большой скоростью при переключении переключателя режимов из положения "ГПК" в положение "МК" при наличии в системе рассогласования между магнитным и гироскопическим курсом.

Контроль осуществляется в режиме МК при нажатии на пульте переключателя "КОНТРОЛЬ" в положение 0° или 300° . На указателях устанавливается курс $0^\circ \pm 10^\circ$ или $300^\circ \pm 10^\circ$. Одновременно с нажатием переключателя "КОНТРОЛЬ"

загорается лампа "ЗАВАЛ ГА" (контролируется исправность лампы). В полете лампа загорается при сбое осей гироскопа.

При подготовке курсовой системы к полету необходимо:

- установить переключатель широтной коррекции на отметку "СЕВ" или "ЮЖН" в зависимости от того, в каком полушарии выполняется полет;
- ручкой "ШИРОТА" ввести широту места полётов;
- проверить работоспособность курсовой системы нажав "КОНТРОЛЬ";
- согласовать систему по магнитному курсу нажатием на переключатель "ЗК" (если система работает в режиме МК) или нажатием переключателя "ЗК" установить шкалы УГР-4УК на заданный курс (если система работает в режиме ГПК);
- перед взлетом согласовать систему или установить указатели УГР-4УК на заданный курс.

5.4.8. Магнитный авиационный компас КИ-13К

Компас магнитный жидкостный КИ-13К предназначен для определения компасного курса вертолета и применяется в качестве автономного дублирующего прибора. Установлен на профиле остекления в передней части кабины пилотов.

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

Шкала имеет разбивку через 5 градусов с оцифровкой через 30 градусов. Два основных курса "Север" и "Юг" отмечены буквами "С" и "Ю".



Рис. 5.51. Магнитный авиационный компас КИ-13К

Основные технические данные компаса:

- инструментальная погрешность компаса (без девиационного устройства) $\pm 1^\circ$;
- угол застоя картушки не более 1° ;
- собственная девиация компаса на курсах 0, 90, 180 и 270° не более $\pm 2,5^\circ$;
- Угол увлечения картушки:
- при температуре от 20 до 50°C и угловой скорости $18^\circ/\text{с}$ не более 10° ;
- при температуре -60°C и угловой скорости $18^\circ/\text{с}$ не более 35° .

- Время полного успокоения катушки при температуре от +50 до – 60°C не более 17 секунд.

Конструкция компаса обеспечивает его нормальную работу при кренах вертолётa не более 17°.

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

5.4.9. Авиационные часы АЧС-1

Часы АЧС-1 предназначены для измерения текущего времени в часах, минутах, секундах; времени полёта в часах и минутах; коротких промежутков времени (до одного часа) в минутах и секундах. Устанавливаются на приборной доске правого лётчика.



Рис. 5.52. Часы АЧС-1

Часы снабжены электрообогревателем с терморегулятором. Включение обогрева часов осуществляется АЗС "ОБОГРЕВ ЧАСОВ". Работоспособность часов при температуре ниже +5°C обеспечивается при условии включения обогревателя. Точность хода часов при нормальной температуре ± 20 секунд в сутки.

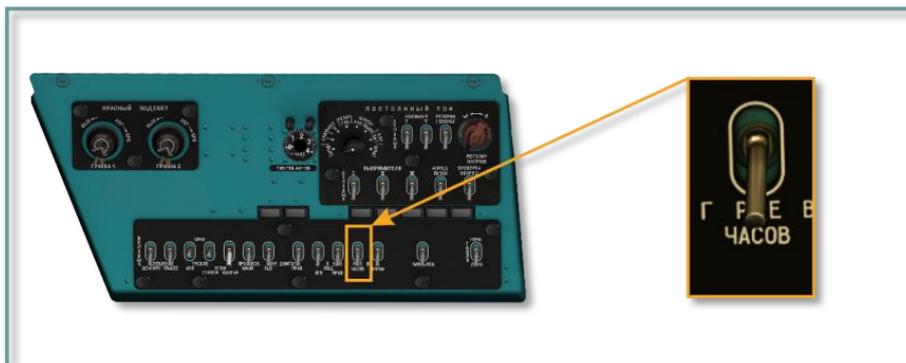


Рис. 5.53. Выключатель обогрева часов

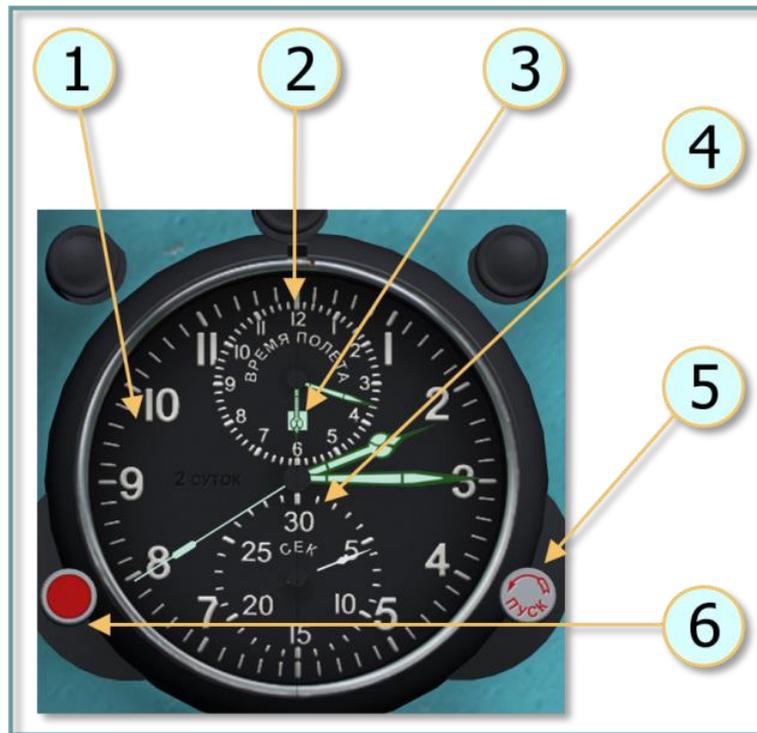


Рис. 5.54. Назначение стрелок, шкал и циферблатов АЧС-1:

- | | |
|--|--|
| 1. Циферблат обычных часов для отсчета текущего времени суток | 4. Секундомер для замера и отсчета коротких промежутков времени |
| 2. Циферблат времени полета для показания времени нахождения ЛА в полете | 5. Головка пуска часов или включения секундомера |
| 3. Сигнальный индикатор работы механизма учета времени полета | 6. Головка установки времени суток на механизме обычных часов или пуска отсчета времени полета |

Механизм суточных часов работает непрерывно. Механизм времени полета может включаться и выключаться с помощью нажатия левой головки (6) **[RALT + RCTRL + RSHIFT + C]**. Механизм секундомера может включаться и выключаться с помощью нажатия правой головки (5) **[RALT + RSHIFT + C]**.

Для установки стрелок на точное время необходимо в момент прохождения секундной стрелкой цифры 12 повернуть правую головку (5) по часовой стрелке **[RCTRL + RSHIFT + .]**, при этом стрелки часов остановятся. Затем вытянуть левую головку (6) на себя до упора правой кнопкой мыши **[RSHIFT + M]**, и вращая ее колесом мыши, перевести стрелки на текущее время **[LALT + .]**, **[LALT + .]**.

При подаче сигнала точного времени необходимо правую головку (5) повернуть против часовой стрелки **[RCTRL + RSHIFT + .]**.

Показания времени полета отсчитываются на верхней шкале циферблата часов (2).

Работа механизма времени полета определяется тремя положениями сигнального индикатора, покрытого красным (серо-голубым, синим) и белым покрытием. Пуск механизма времени полета осуществляется нажатием на левую головку **[RALT + RCTRL + RSHIFT + C]**; на индикаторе появится красный (серо-голубой, синий) цвет, и стрелки часов начнут перемещаться. Остановка

механизма времени полета производится вторым нажатием левой головки (6); при этом на индикаторе появится сочетание красного (серо-голубого, синего) и белого цветов. Возврат стрелок в нулевое положение осуществляется третьим нажатием левой головки.

Показания секундомера отсчитываются на нижней шкале циферблата часов (4), механизм которого управляется правой головкой (5). 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 (5).

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

5.4.10. Выключатель коррекции ВК-53РШ

Выключатель коррекции ВК-53РШ предназначен для автоматического отключения поперечной коррекции бортовых гироскопических устройств АГБ-ЗК и курсовой системы ГМК-1А при выполнении вертолётом разворотов и виражей. Коррекция выключается только при установившейся угловой скорости превышающей $0,3^\circ/\text{с}$. При колебаниях и толчках вертолёта в полёте коррекция не выключается.

Включается в работу выключателем "ВК-53", расположенным на левом щитке электропульты. В полёте обязательно должен быть включен.

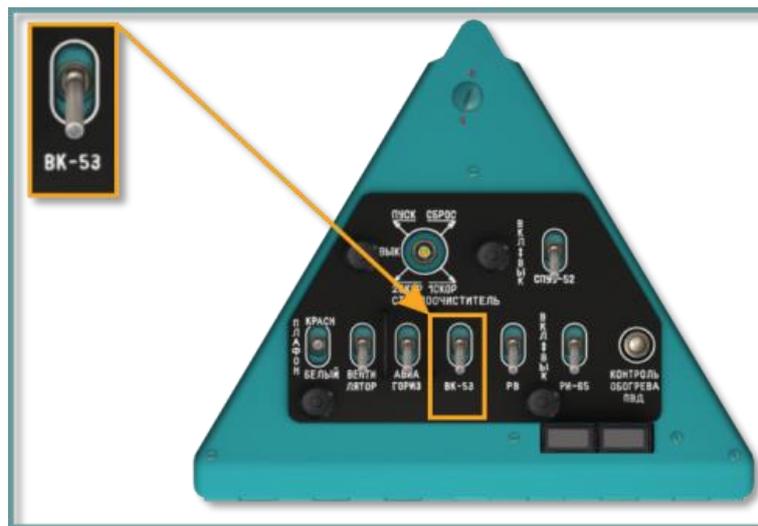


Рис. 5.55. Выключатель коррекции ВК-53РШ

Основные технические данные ВК-53РШ.

Напряжение источников питания:	
трёхфазного переменного тока	36В ±5%, 400 Гц;
постоянного тока	27 В ± 10%.
Угловая скорость выключения коррекции	0,3°/с.
Время выдержки выключения	3...15 с.
Время готовности	не более одной минуты.
Масса	2,7 кг.

5.4.11. Акселерометр

Акселерометр предназначен для индикации замеренного значения нормальной перегрузки вертолета (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 – 3g.

Максимальное индицируемое значение отрицательной перегрузки – минус 1g.

Для сброса зафиксированных значений перегрузок используется кнопка, находящаяся справа - внизу шкалы прибора **[LShift+ -]**.



6. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронное оборудование вертолета Ми-8МТВ2 включает:

- радиоаппаратуру связи;
- радиоаппаратуру вертолетождения;
- радиоаппаратуру опознавания и оповещения;
- радиоаппаратуру специального назначения.

Радиоэлектронное оборудование обеспечивает:

- связь между членами экипажа;
- связь экипажа с наземными командными пунктами и радиостанциями;
- связь с экипажами других летательных аппаратов;
- речевое оповещение экипажа и наземного командного пункта об аварийных ситуациях на вертолете;
- выдачу сигналов государственного опознавания и сигналов бедствия;
- навигацию вертолета по сигналам приводных и широкоэмиттерных радиостанций.

Электроснабжение радиоэлектронного оборудования осуществляется:

- постоянным током напряжением 28,5 В от трех выпрямительных устройств ВУ-6А, мощностью по 6 кВт каждое;
- переменным однофазным током напряжением 115 В 400 Гц через трансформатор ТС/1-2;
- переменным трехфазным током напряжением 36 В 400 Гц от трансформатора ТС 330С04Б.

Аварийными источниками электроснабжения на вертолете являются:

- две аккумуляторные батареи 12САМ-28 и генератор СТГ-3 постоянного тока;
- преобразователь ПО-500А и ПТ-200Ц переменного тока напряжением 115 В и 36 В частотой 400 Гц.

Все радиоэлектронное оборудование размещается в хвостовой балке, в радиоотсеке и в кабине экипажа.

6.1. Радиоаппаратура связи

В состав радиоаппаратуры связи входят:

- самолетное переговорное устройство СПУ-7;
- командная ультракоротковолновая радиостанция Р-863;
- связная коротковолновая радиостанция Ядро-1А;
- ультракоротковолновая радиостанция Р-828;
- радиоаппаратура записи П-503Б (не моделируется);
- аппаратура речевой информации РИ-65Б;
- система коммутации и авторегулирования уровня звука.

6.1.1. Самолетное переговорное устройство СПУ-7

Предназначено для обеспечения внутривертолетной телефонной связи между членами экипажа, выхода на внешнюю радиосвязь через радиостанции Р-863, Р-828, ЯДРО-1, прослушивание сигналов приемников радиокompасов АРК-15М и

АРК-УД, а также для прослушивания сигналов специального назначения от аппаратуры речевых сообщений РИ-65 и радиовысотомера РВ-5.

В состав комплекта самолетного переговорного устройства СПУ-7 входят:

- усилитель;
- распределительная коробка;
- два абонентских аппарата летчиков в кабине экипажа, слева и справа от панели АЗС электропульты;
- абонентский аппарат и переключатель "ЛАРИНГ ВКЛ. - ВЫКЛ.", на левом борту грузовой кабины;
- три дополнительные переговорные точки:

- 1) на рабочем месте бортового техника;
- 2) в грузовой кабине слева, около сдвижной двери;
- 3) в грузовой кабине около грузовой створки;

- переключатель "ПРОСЛУШИВАНИЕ АРК СВ – СПУ – АРК УКВ" установлен на правой этажерке;
- кнопка "СПУ" на кронштейне правой этажерки;
- выключатель "ЛАРИНГ ВКЛ.- ВЫКЛ." на правом щитке электропульты;
- две унифицированные кнопки "СПУ – РАДИО" на ручках управления вертолетом;
- АЗС "СПУ-7" на правой панели АЗС.



Рис. 6.1. Абонентский аппарат СПУ-7:

1. Регуляторы громкости "ОБЩАЯ" и "ПРОСЛ" для плавного регулирования громкости внутренней и внешней связи;
2. Переключатель режимов работы:
 - "УКР" – работа командной радиостанции Р-863;
 - "СП" – работа связной радиостанции ЯДРО-1А;
 - "КР" – работа радиостанции Р-828;
 - "ДР" – не задействован;
 - "РК 1" – прослушивание радиосигналов от АРК-9;
 - "РК 2" – прослушивание радиосигналов от АРК-УД;
3. Переключатель "СЕТЬ" не задействован;
4. Кнопка "ЦВ" (циркулярный вызов) для передачи экстренных сообщений. При нажатии обеспечивается:
 - внутривертолетная телефонная связь с удвоенной нерегулируемой громкостью;
 - прослушивание экстренных сообщений с максимальной нерегулируемой громкостью;

5. Переключатель "СПУ-РАД".

Особенности работы переключателя СПУ-РАД

При установке данного переключателя **в положение СПУ** и нажатой унифицированной кнопки СПУ-РАДИО на РППУ до первого или второго щелчка осуществляется выход на внутривертолетную телефонную связь. **В положении РАДИО** и нажатой унифицированной кнопки СПУ-РАДИО до первого щелчка осуществляется выход на внутривертолетную телефонную связь, при нажатии данной кнопки до второго щелчка осуществляется выход на внешнюю радиосвязь.

В положении РАДИО эфир звучит с нормальной громкостью, речь членов экипажа – с пониженной. Для регулирования громкости необходимо использовать регуляторы ОБЩАЯ и ПРОСЛ.

При установке переключателя СПУ-РАДИО в положение СПУ громкость сигналов внутренней телефонной связи регулируется регулятором ОБЩАЯ, а громкость сигналов внешней радиосвязи регулируется регулятором ПРОСЛ.

При установке переключателя СПУ-РАДИО в положение РАДИО громкость сигналов внутренней телефонной связи регулируется регулятором ПРОСЛ., а громкость сигналов внешней радиосвязи регулируется регулятором ОБЩАЯ.

На практике положение СПУ малоиспользуемое. Положение переключателя СЕТЬ-1 – СЕТЬ-2 на Ми-8 всех модификаций НЕ ИМЕЕТ ЗНАЧЕНИЯ. В любом положении этого переключателя работает.

6.1.2. Командная ультракоротковолновая радиостанция Р-863

Предназначена для обеспечения бесперерывной бесподстроечной радиосвязи с наземными и воздушными ультракоротковолновыми радиостанциями в метровом и дециметровом диапазоне длин волн в пределах прямой видимости. Радиостанция позволяет осуществлять с помощью пульта управления с запоминающим устройством (ЗУ) выбор в процессе полета одной из 20 фиксированных частот, предварительно настроенных на земле или с помощью наборного устройства (НУ) установить требуемую частоту связи.

Радиостанция обеспечивает дежурный прием сигналов на аварийной частоте (121,5 МГц или 243 МГц).



Рис. 6.2. Переключатель "КОМАНД. РС АМ-ЧМ" для выбора вида модуляции несущей частоты звуковых колебаний; запоминающее устройство (ЗУ) с переключателем на 20 каналов

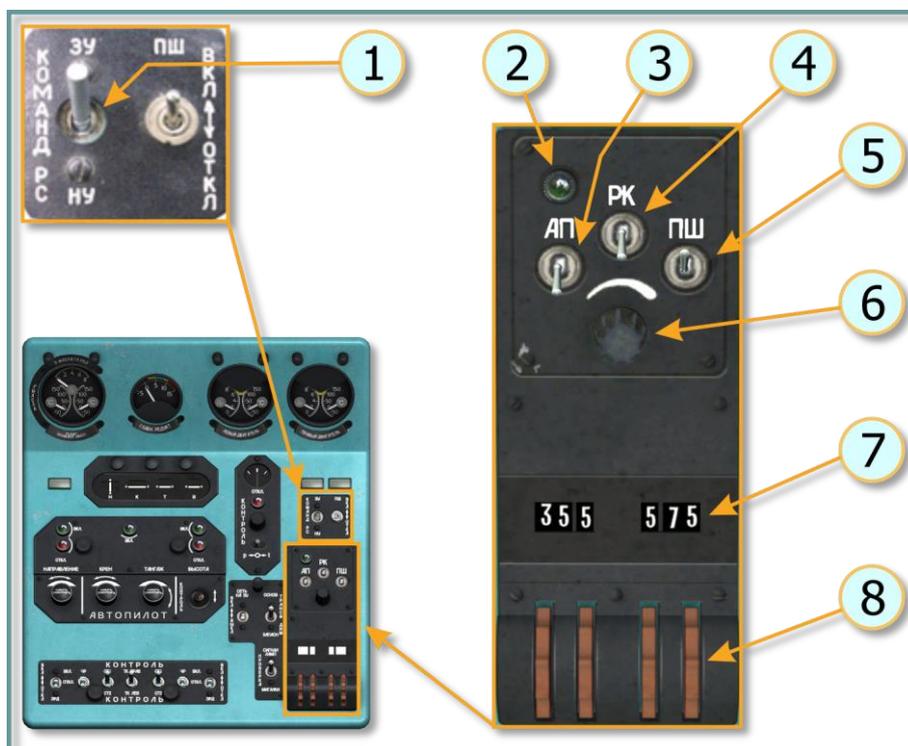


Рис. 6.3. Пульт управления с наборным устройством (НУ)

1. Переключатель "ЗУ-НУ" для выбора пульта управления
2. Сигнальная лампа "АП" (на Ми-8МТ, -МТВх – не задействован по причине отсутствия аварийного приемника)
3. Переключатель "АП" (аварийный приемник), при установке в верхнее положение прослушиваются сигналы, принимаемые аварийным приемником (на Ми-8МТ, -МТВх – не задействован по причине отсутствия аварийного приемника)
4. Переключатель "РК" (рабочий контроль) устанавливается в верхнее положение для параллельного прослушивания команд по радиостанции независимо от положения переключателя рода работ на абонентском аппарате СПУ-7 (на Ми-8МТ, -МТВх – не задействован)
5. Выключатель "ПШ" (подавитель шумов) предназначен для включения и отключения схемы подавителя шумов
6. Ручка "РГ" (регулятор громкости) регулирует громкость принимаемых сигналов
7. Окошки индикации набранной радиочастоты
8. Рукоятки набора радиочастоты

Основные ТТД

Диапазон рабочих частот:	
метровый (МВ)	100-149, 975 МГц;
дециметровый (ДМВ)	220-399,975 МГц.
Разнос частот между соседними каналами	25 кГц.
Количество фиксированных частот связи:	
в МВ диапазоне	2000;
в ДМВ диапазоне	7200.
Мощность передатчика:	
в МВ диапазоне	10 Вт;
в ДМВ диапазоне	8 Вт.
Чувствительность приемника	3 мкВ.
Частота настройки аварийного приемника:	
в МВ диапазоне	121, 5 МГц;
в ДМВ диапазоне	243 МГц.
Время перехода с канала на канал не более	1,5 с.

Готовность к работе	5 мин.
Напряжение электропитания	28,5 В.

Для использования радиостанции R-863 необходимо:

- включить питание радиостанции и СПУ автоматами защиты сети "КОМАНД. РС", "СПУ". Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение "УКР.", а переключатель "СПУ-РАДИО" в положение "РАДИО". Установить на пульте управления радиостанцией;
- выключатель "ПШ" в положение "ВЫКЛ.";
- переключатель режимов "АМ-ЧМ" в положение, соответствующее виду модуляции наземной радиостанции;
- переключателем "КАНАЛ" номер заданного канала связи;
- регулятор громкости на максимум.

При ухудшении слышимости сигналов наземной радиостанции выключить подавитель шумов. Для выключения радиостанции автомат защиты сети "КОМАНД. РС" установить в положение "ВЫКЛ.".

Примечания. 1. Переключатель АП для включения аварийного приемника и световой индикатор наличия приема на вертолете не задействованы в связи с отсутствием аварийного приемника.

2. Переключатель РК для включения одновременного прослушивания радиокompаса АРК-9 также не используется, так как прослушивание радиокompаса на вертолете обеспечивается через СПУ-7.

Настройка ЗУ для использования в игре

Для предварительной настройки каналов для ЗУ R-863 перед запуском миссии необходимо настроить каналы на закладке настроек после активации иконки вертолета на карте редактора миссий:

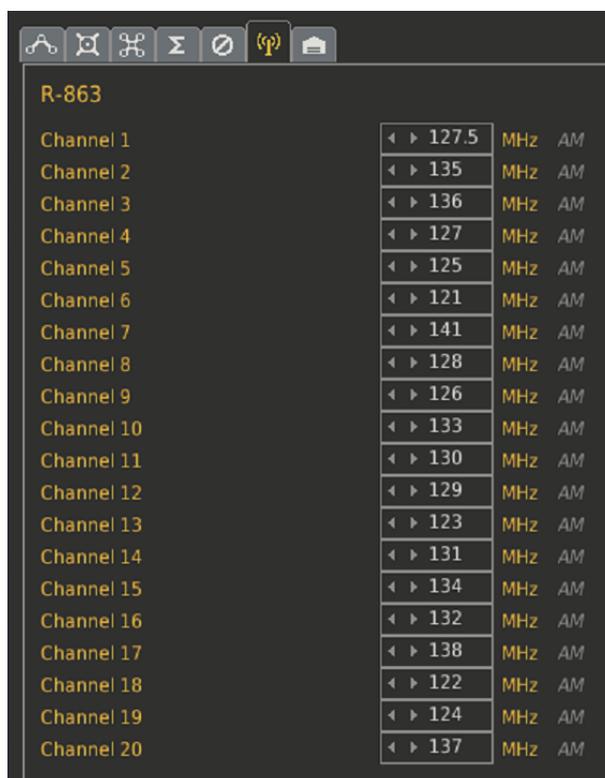


Рис. 6.4. Настройка каналов на ЗУ R-863

6.1.3. Связная радиостанция ЯДРО-1А

Приемо-передающая коротковолновая радиостанция ЯДРО-1А предназначена для беспойсковой и бесподстроечной телефонной радиосвязи с наземными пунктами управления и между экипажами летательных аппаратов в воздухе.

Радиостанция обеспечивает симплексную телефонную связь с двумя видами модуляции: АМ (амплитудная двухполосная модуляция) и ОМ (однополосная модуляция). Радиостанция позволяет осуществлять настройку в процессе полета на любую частоту рабочего диапазона.

В состав комплекта входят:

- приемопередатчик и антенно-согласующее устройство;
- лучевая антенна, расположена сверху, от фюзеляжа до стабилизатора, на изоляционных стойках вдоль хвостовой балки;



Рис. 6.5. Лучевая антенна

- пульт управления, на правом дополнительном щитке;
- АЗС "СВЯЗН. РС", на правом щитке электропульты.

Основные ТТД

Диапазон частот	2-17,999 МГц
Дискретность сетки частот	100 Гц
Дальность связи	не менее 900 км
Готовность к работе не более	2 мин
Время непрерывной работы	6 часов
Чувствительность приемника:	
при АМ	5 мкВ
при ОМ	3 мкВ
Мощность передатчика:	
на участке диапазона до 12,000 МГц	100 Вт
на участке диапазона 12,000 – 17,999 МГц	50 Вт
Время перехода на другую частоту	5 с
Электропитание	28,5 В

Органы управления

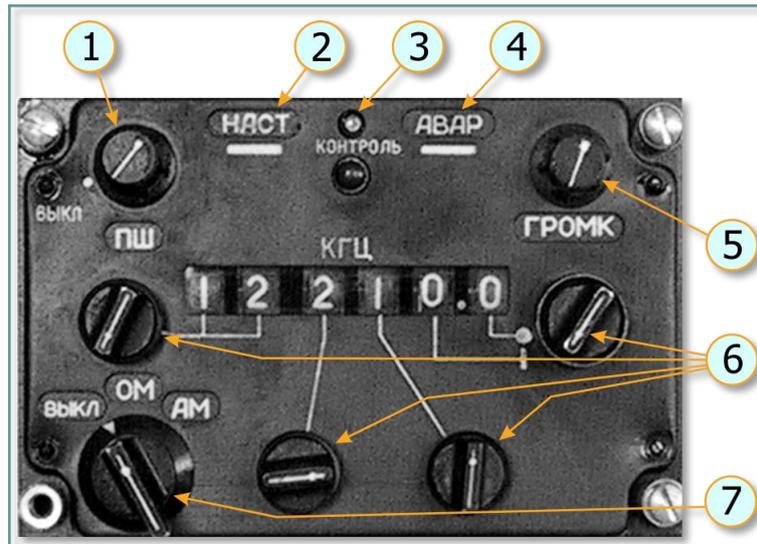


Рис. 6.6. Пульт управления радиостанцией "ЯДРО-1А"

- | | |
|---|---|
| <p>1. Регулятор "ПШ" для регулировки порога срабатывания подавителя шумов и его выключения</p> <p>2. Табло световой индикации "НАСТ." (белое) сигнализирует о режиме настройки на заданную частоту</p> <p>3. Кнопка и индикаторная лампа "КОНТРОЛЬ" для проверки радиостанции с помощью системы встроенного контроля</p> <p>4. Табло световой индикации "АВАР." (красное) сигнализирует об аварийном состоянии радиостанции</p> | <p>5. Ручка "ГРОМК." для регулировки громкости принимаемого сигнала</p> <p>6. Четыре ручки для установки заданной частоты связи</p> <p>7. Переключатель на 3 положения: "ВЫКЛ." - радиостанция обесточена; "ОМ", "АМ" - выбор режима работы радиостанции.</p> |
|---|---|

Для использования радиостанции Ядро-1А необходимо:

- включить питание радиостанции и СПУ автоматами защиты сети "СВЯЗН. РС", "СПУ". Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение "СР", а переключатель "СПУ-РАДИО" в положение "РАДИО". Установить на пульте управления радиостанцией:
- переключатель вида модуляции "ВЫКЛ. – ОМ - АМ" в положение, соответствующее виду модуляции наземной радиостанции;
- выключатель "ПШ-ВЫКЛ." в положение "ВЫКЛ.";
- регулятор громкости на максимум;
- ручками установки частоты необходимую частоту, при этом на пульте управления радиостанцией загорается табло "НАСТ.", которое должно погаснуть не более чем через 5 с.

Для проверки работоспособности радиостанции с помощью системы встроенного контроля нажать кнопку "КОНТР." на пульте управления радиостанцией. При исправной радиостанции, работающей в режиме ПРИЕМ, в телефонах должны прослушиваться шумы и загораться лампа "КОНТР.", в режиме ПЕРЕДАЧА должен прослушиваться звуковой сигнал и загораться лампа "КОНТР."

Для выключения радиостанции автомат защиты сети "СВЯЗН. РС" установить в положение "ВЫКЛ".

6.1.4. Радиостанция Р-828

Предназначена для обеспечения бесперерывной бесподстроечной телефонной радиосвязи с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов в воздухе, а при совместной работе с радиоконпасом АРК-УД - для привода летательного аппарата на наземные радиостанции.

Радиостанция является малогабаритной многоканальной радиостанцией УКВ диапазона с частотной модуляцией (ЧМ).

Радиостанция Р-828 имеет два режима работы: "СВЯЗЬ" и "КОМПАС".

В режиме "СВЯЗЬ" радиостанция работает как обычная связная УКВ радиостанция. В режиме "КОМПАС" радиостанция работает совместно с радиоконпасом АРК-УД и обеспечивает вывод вертолета на наземные объекты с радиостанциями, работающими в диапазоне 20...60 МГц. В этом режиме нет возможности выхода на внешнюю связь.

В состав комплекта радиостанции Р-828 входят:

- приемопередатчик;
- пульт управления, на правом дополнительном щитке;
- выключатель "Р-828 ВКЛ. - ВЫКЛ." и переключатель "Р-828 КОМПАС-СВЯЗЬ" на правом дополнительном щитке;
- антенна типа НИПВ (настраиваемый излучатель прямого возбуждения), установлена в нижней части фюзеляжа.



Рис. 6.7. Антенна типа НИПВ

Основные ТТД

Диапазон частот	20-59, 975 МГц.
Дискретность сетки частот	25 кГц.
Готовность к работе не более	не более 3 мин.
Количество фиксированных частот связи	1600.
Число предварительно настроенных каналов	10.
Чувствительность приемника	не хуже 2 мкВ.
Мощность передатчика	10 Вт.
Дальность радиосвязи при высоте полета 1000 м	120 км.
Время перехода на другую частоту	не более 5 с.
Электропитание	28,5 В.

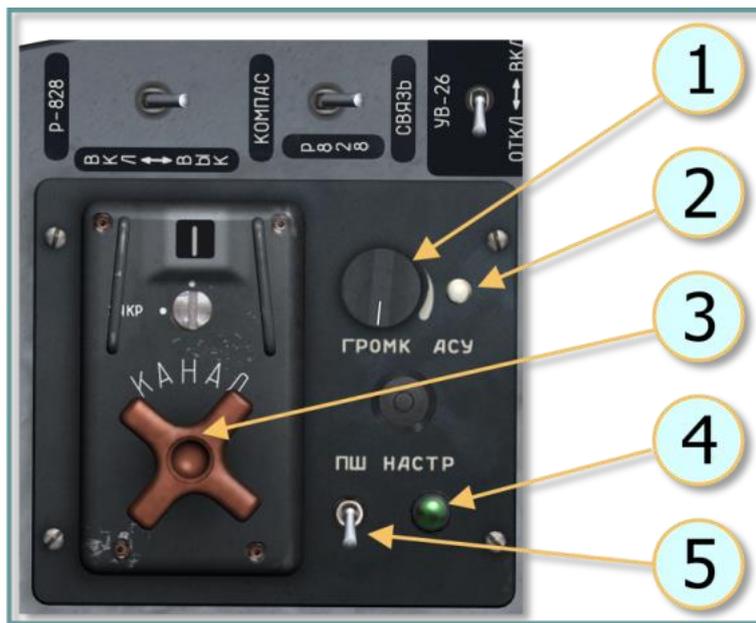


Рис. 6.8. Пульт управления Р-828

- | | |
|---|---|
| <p>1. Ручка "ГРОМК" для регулирования громкости принимаемого сигнала</p> <p>2. Кнопка "АСУ" для включения системы АСУ с целью согласования выхода передатчика с антенной</p> <p>3. Запоминающее устройство с переключателем "КАНАЛ" для выбора одной из 10 ранее настроенных частот</p> | <p>4. Сигнальная лампа "НАСТР" (белого цвета) сигнализирует о процессе настройки АСУ</p> <p>5. Выключатель "ПШ" для включения и выключения подавителя шумов</p> |
|---|---|



Рис. 6.9. Расположение переключателей

- | | |
|---|---|
| <p>1. Выключатель "Р-828 ВКЛ – ВЫКЛ", для включения и выключения радиостанции</p> | <p>2. Переключатель "Р-828 СВЯЗЬ – КОМПАС", для выбора режима работы радиостанции</p> |
|---|---|

Для использования радиостанции Р-828 необходимо:

- включить питание радиостанции выключателем "Р-828 ВКЛ.– ВЫКЛ.", СПУ АЗС "СПУ". Установить переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение "КР", а переключатель "СПУ–РАДИО" в положение "РАДИО". Установить переключатель "Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС" в положение "СВЯЗЬ";
- установить на пульте управления радиостанцией:
 - выключатель "ПШ" в положение "ВЫКЛ.";
 - регулятор громкости на максимум;
 - переключателем "КАНАЛ" номер заданного канала связи, при этом лампа "НАСТР." должна загореться и через 1–5 с погаснуть.

Для выключения радиостанции выключатель "Р-828 ВКЛ.-ВЫКЛ." установить в положение "ВЫКЛ".

В полете для обеспечения вывода вертолета на наземную УКВ радиостанцию с помощью радиоконуса [АРК-УД](#) при совместной его работе с радиостанцией Р-828 необходимо установить двустороннюю радиосвязь по радиостанции Р-828 с наземной радиостанцией, дать команду оператору наземной радиостанции на включение ее в режим ТОНАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ.

При приеме тонового сигнала перевести переключатель "Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС", в положение "КОМПАС", при этом стрелка указателя радиоконуса АРК-УД должна показать направление на наземную радиостанцию.

Осуществить вывод вертолета на наземную радиостанцию путем выдерживания нулевых показаний указателя АРК-УД.

НАСТРОЙКА КАНАЛОВ СВЯЗИ НА ЗАДАЮЩЕМ УСТРОЙСТВЕ (ЗУ) Р-828

Для предварительной настройки каналов для ЗУ Р-828 перед запуском миссии необходимо настроить каналы на закладке настроек (после активации иконки вертолета на карте редактора миссий):

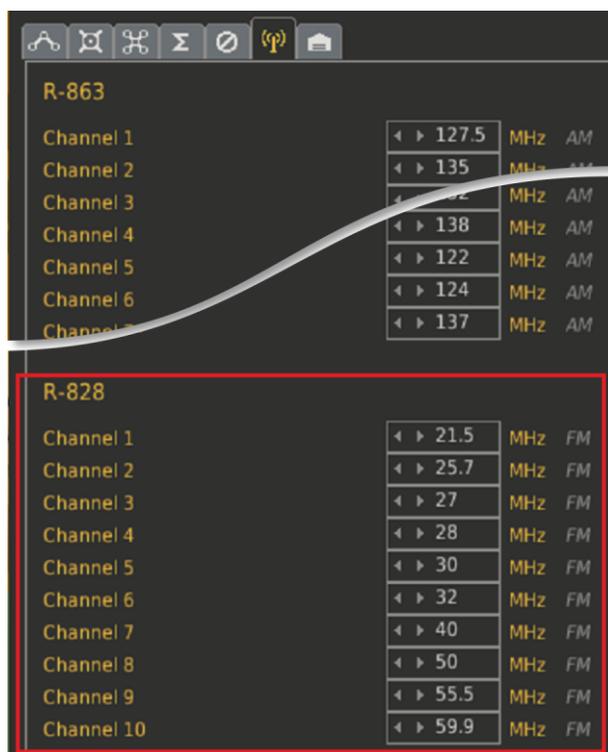


Рис. 6.10. Настройка каналов на ЗУ Р-828 в редакторе миссий

6.1.5. Аппаратура речевой информации РИ-65Б

Речевой информатор РИ-65Б предназначен для речевого оповещения членов экипажа и оператора наземного командного пункта через командную радиостанцию Р-863 об аварийных ситуациях, возникающих на вертолете. Речевые сообщения выдаются автоматически в телефоны членов экипажа при поступлении на РИ-65Б сигналов от датчиков бортовых систем одновременно со срабатыванием соответствующей световой сигнализации. При поступлении сигналов от нескольких датчиков одновременно речевые сообщения выдаются последовательно в зависимости от степени важности сообщения (первым выдается сообщение, записанное на дорожке с меньшим номером).

Сообщения о пожаре на борту вертолета выдаются, кроме того, на вход радиостанции УКВ диапазона (Р-863) для автоматической передачи на наземный командный пункт.

На вертолете аппаратура РИ-65 обеспечивает выдачу в телефоны членов экипажа следующих речевых сообщений:

- "Борт ... Пожар в отсеке левого двигателя";
- "Борт ... Пожар в отсеке правого двигателя";
- "Борт ... Пожар в отсеке главного редуктора";
- "Борт ... Пожар в отсеке обогревателя";
- "Опасная вибрация левого двигателя";
- "Опасная вибрация правого двигателя";
- "Отказала основная гидросистема";
- "Аварийный остаток топлива";
- "Отказал насос расходного бака";
- "Отказали насосы основных топливных баков";
- "Обледенение";
- "Отказал первый генератор";
- "Отказал второй генератор";
- "Блок РИ-65 исправен".

В комплект РИ-65 входят:

- аппаратура речевых сообщений;
- выключатель РИ-65Б и световое табло (желтого цвета) ВКЛЮЧИ РИ-65 размещены на левом дополнительном щитке электропульты, [Рис. 6.11](#);
- пульт дистанционного управления, Рис. 6.12.



Рис. 6.11. Выключатель РИ-65Б и световое табло ВКЛЮЧИ РИ-65

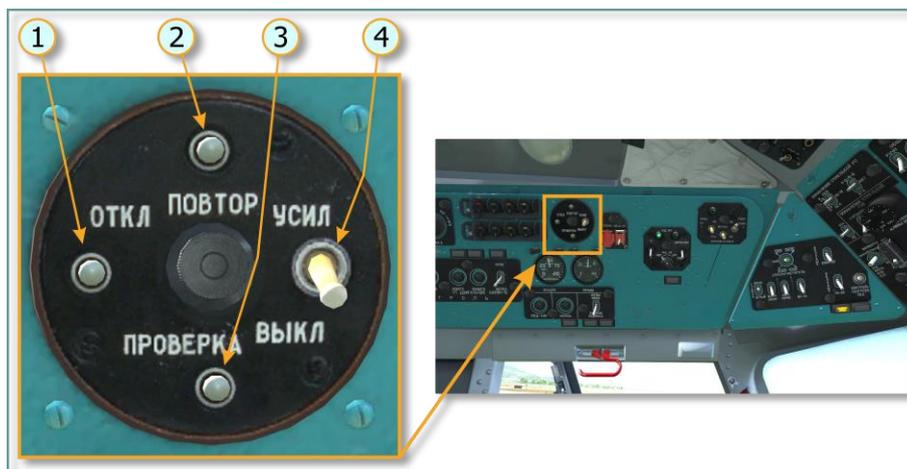


Рис. 6.12. Пульт дистанционного управления РИ-65

- | | |
|---|---|
| <p>1. Кнопка ОТКЛ. для отключения прослушиваемой информации и перевода радиостанции Р-863 из режима ПЕРЕДАЧА в режим ПРИЕМ.</p> <p>2. Кнопка ПОВТОР для повторного прослушивания текущего речевого сообщения.</p> | <p>3. Кнопка ПРОВЕРКА предназначена для проверки работо-способности аппаратуры</p> <p>4. Выключатель УСИЛ. не задействован.</p> |
|---|---|

Сигнальное табло ВКЛЮЧИ РИ-65 гаснет при включении питания аппаратуры РИ-65Б.

Питание аппаратуры РИ-65 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

6.2. Радиоаппаратура вертолетовождения

В состав радиоаппаратуры вертолетовождения входят:

- средневолновый автоматический радиокompас АРК-9;
- ультракоротковолновый автоматический радиокompас АРК-УД;
- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-15;
- радиовысотомер малых высот РВ-5.

6.2.1. Средневолновый автоматический радиокompас АРК-9

Предназначен для вертолетовождения по приводным и широкоэвещательным радиостанциям. Радиокompас обеспечивает измерение и непрерывный отсчет курсового угла радиостанции (КУР), автоматическое определение пеленга на радиостанцию, заход на посадку по системе ОСП, полет на радиостанцию и от нее, прослушивание позывных сигналов радиостанций. Кроме того, радиокompас может использоваться в качестве резервного связного приемника. Работает в трёх режимах: "Антенна", "Компас" и "РамкаВ состав комплекта АРК-9 входят:

- приемник;
- рамочная антенна с блоком вращения рамки и ненаправленная антенна расположены под общим радиопрозрачным обтекателем в нижней части фюзеляжа;



Рис. 6.13. Рамочная и ненаправленная антенны

- антенно-согласующее устройство и антенный фильтр;
- пульт управления, на правой панели электропюльта;
- переключатель "АРК СВ – АРК УКВ" для подключения указателя УГР-4УК к радиокompасу АРК-9 или к АРК-УД, на левой приборной доске под прибором УГР-4УК;
- АЗС "КОМПАС СВ" для подключения электропитания радиокompаса, на правой панели АЗС.

Указателями курсовых углов являются два индикатора УГР-4УК на левой и правой приборных досках.

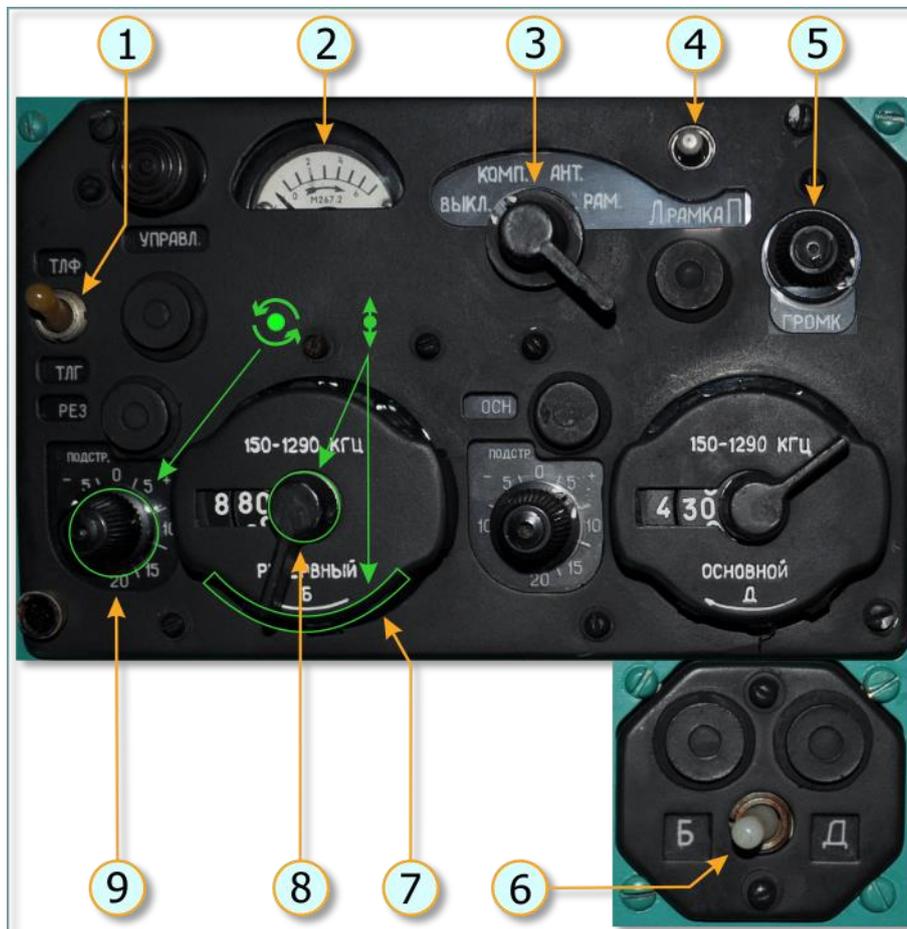


Рис. 6.14. Пульт управления АРК-9

1. Переключатель "ТЛФ-ТЛГ" (основное положение "ТЛФ")
 2. Индикатор мощности сигнала
 3. Переключатель режимов работы "АРК ВЫКЛ., КОМП., АНТ., РАМ.":
 - "ВЫКЛ." радиокompас обесточен;
 - "КОМП." (КОМПАС) работают все схемы радиокompаса, основное положение;
 - "АНТ." (АНТЕННА) рамочная антенна отключается, приемник АРК работает на ненаправленную антенну и используется как широкополосный средневолновый приемник;
 - "РАМ." (РАМКА) прием сигналов осуществляется только на рамочную антенну. Режим является вспомогательным и используется в условиях большого уровня помех и при отказе режима "КОМПАС" для определения на слух пеленга радиостанции
 4. Нажимной переключатель "Л рамка П", для принудительного вращения рамочной антенны (и соответственно стрелки УГР-4УК) во всех режимах работы АРК
 5. Ручка "ГРОМК." для регулировки громкости сигналов (кнопка "УПРАВЛ." не задействована)
 6. Переключатель "Б – Д" для переключения наборных устройств: в положении "Б" подключается левое наборное устройство, в положении "Д" - правое
- НАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО:**
7. Переключатель фиксированной настройки (сотни кГц)
 8. Переключатель фиксированной настройки (десятки кГц)
 9. Ручка точной подстройки

Переключатель "ТЛФ-ТЛГ" (1) устанавливается в положение, соответствующее характеру работы приводной радиостанции. Для прослушивания модулированных сигналов приводных радиостанций, передач широкополосных радиостанций и сообщений, передаваемых руководителями полётов на частоте приводной радиостанции, переключатель "ТЛФ – ТЛГ" на пульте управления радиокompасом должен быть установлен в положение "ТЛФ", для прослушивания немодулированных сигналов приводных

радиостанций - в положение "ТЛГ" (основное положение "ТЛФ"). Прослушивание позывных сигналов обеспечивается при установке переключателя режимов работы на абонентском щитке СПУ в положение "РК 1". Ручками настройки (7, 8) устанавливается частота от 150 до 1290 кГц с шагом 10 кГц.

Установка сотен килогерц (7) на переключателе фиксированной настройки осуществляется вращением барабана переключателя, для чего подвести указатель мыши в обозначенную зеленым маркером область (7), курсор мыши при этом преобразуется в "маркер клика" () , далее нажимая левую или правую кнопку мыши установить нужное значение сотен кГц.

Установка десятков килогерц (8) на переключателе фиксированной настройки осуществляется поворотом флажка переключателя, для чего подвести указатель мыши в обозначенную зеленым маркером область (8), курсор мыши при этом преобразуется в "маркер клика" () , далее нажимая левую или правую кнопку мыши установить нужное значение десятков кГц.

Подстройка единиц килогерц (9) осуществляется ручкой тонкой настройки, для чего подвести указатель мыши в обозначенную зеленым маркером область (9), курсор мыши при этом преобразуется в "маркер вращения" () , далее вращая колесо мыши, повернуть ручку на нужное значение.

Частота, на которую установлен переключатель фиксированной настройки, показывается цифрами в окне переключателя, ручками точной подстройки устанавливается добавка от -10 до +20 кГц, суммирующаяся с установленной на переключателе частотой.

Основные ТТД

Диапазон рабочих частот	150-1300 кГц.
Точностью настройки	±10 кГц.
Дискретностью настройки	10 кГц.
Дальность действия при работе с радиостанцией ПАР-10 при $H_{\text{пол.}} = 1000$ м	не менее 160 км.
Время перехода на другой канал	2-4 с.
Точность определения курсового угла	не более 2°.
Время готовности к работе	1-2 мин.
Чувствительность в режиме АНТ	5-8 мкВ.

Включение и настройка радиоконпаса

1. Включить питание радиоконпаса (должны работать источники 27V, 115V 400Hz) и СПУ автоматами защиты сети "КОМПАС СВ", "СПУ".

2. Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение "РК 1", а переключатель "СПУ–РАДИО" в положение "РАДИО"



3. Установить переключатель "АРК-СВ – АРК-УКВ" в положение "АРК-СВ" (Средневолновый АРК) для подключения УГР-4 на левой приборной доске к контуру АРК-9, а не к АРК-УД.

4. Установить на пульте управления радиоконпасом ([Рис. 6.14](#)):

- переключатель рода работы (3) в положение "АНТ.";
- переключатель "ТЛФ–ТЛГ" (1) в положение ТЛФ (в положении "ТЛГ", в телефонах должен появляться звуковой сигнал, а в положении "ТЛФ" – исчезать);
- регулятор громкости (5) в крайнее правое положение;
- переключатель "Б – Д" (6) в положение "Б";
- наборным устройством первого канала частоту работы приводной радиостанции (7-9) и прослушать ее позывные (контролировать по максимальному отклонению стрелки индикатора мощности сигнала, (2));
- переключатель рода (3) работы в положение "КОМП.", при этом стрелка указателя УГР-4 должна указать курсовой угол пеленгуемой радиостанции;
- отвести стрелку указателя УГР-4 от первоначального положения КУР на угол 150°–170° нажатием переключателя "Л-РАМКА-П" (4), отпустить переключатель "Л-РАМКА-П", при этом стрелка указателя УГР-4 должна возвратиться в первоначальное положение;

5. Установить переключатель "Б – Д" (6) в положение "Д" и настроить радиоконпас аналогичным образом.

При работе радиоконпаса в условиях помех может использоваться режим "РАМ" ([Рис. 6.14](#), 3). В этом случае для определения пеленга на радиостанцию нажатием переключателя "Л-РАМКА-П" определить пеленг по минимальной громкости приема позывных сигналов радиостанции.

6.2.2. Ультракотковолновый автоматический радиоконпас АРК-УД

Предназначен для привода вертолета на радиостанции (радиомаяки) непрерывного и импульсного излучения в целях поиска экипажей вертолетов и других летательных аппаратов, оборудованных аварийными УКВ и ДЦВ радиостанциями (радиомаяками), а также для сбора группы вертолетов в воздухе.

Радиоконпас АРК-УД обеспечивает:

- круговое автоматическое курсоуказание и привод поисковых вертолетов на УКВ или ДЦВ радиомаяки (радиостанции);
- четкую отметку момента пролета вертолета радиомаяка (радиостанции) путем изменения показаний индикатора УГР-4УК на 180°;
- опознавание летчиком сигналов радиомаяка (радиостанции), на которой осуществляется привод вертолета.

В состав комплекта АРК-УД входят:

- антенный блок (рамочная и ненаправленная антенна), установлен под полом грузовой кабины в специальной чаше;



Рис. 6.15. Антенный блок АРК-УД

- антенный усилитель;
- пульт дистанционного управления, на правой панели электропюльта;
- приемно-пеленгаторное устройство;
- ненаправленная антенна АШС-УД на хвостовой балке;



Рис. 6.16. Ненаправленная антенна АШС-УД

- выключатель "БЛОКИРОВКА АРК-УД" на правой щитке электропульты для обеспечения блокировки радиоконпаса при работе радиостанции Р-863 на передачу;
- АЗС "РАДИОКОМПАС УКВ", на правой панели АЗС;
- переключатель "АРК СВ - АРК УКВ", на левой приборной доске.

Работа радиоконпаса в УКВ и ДЦВ диапазонах имеет отличительную особенность от работы в средневолновом диапазоне:

1. В диапазоне УКВ и ДЦВ металлические части фюзеляжа вертолета влияют на точность показаний, т.к. они соизмеримы с длиной волны. Вследствие чего радиоконпас АРК–УД показывает только ориентировочное направление на пеленгуемую радиостанцию (радиомаяк).
2. В УКВ диапазоне радиоволны не огибают препятствия, а отражаются от них. В результате возникают интенсивные переотражённые сигналы, вызывающие колебания стрелки при приближении вертолета к радиомаяку.

Основные ТТД

УКВ диапазон частот	114,166-124,1 МГц.
фиксированные частоты	114,166 МГц; 121,5 МГц; 114,333 МГц; 123,1 МГц; 114,583 МГц; 124,1 МГц.
ДЦВ диапазон частот	243-248 МГц.
фиксированная частота	243 МГц.
Дальность действия с Р-855УМ:	
Н=3000 м	55 км;
Н=1000 м	35 км;
Н=500 м	25 км;
Н=300 м	15 км.
Точность пеленгования на нулевом КУР	не хуже $\pm 3^\circ$.
Точность выхода на аварийную радиостанцию по боковому уклонению на Н=1000 м	не более ± 200 м.

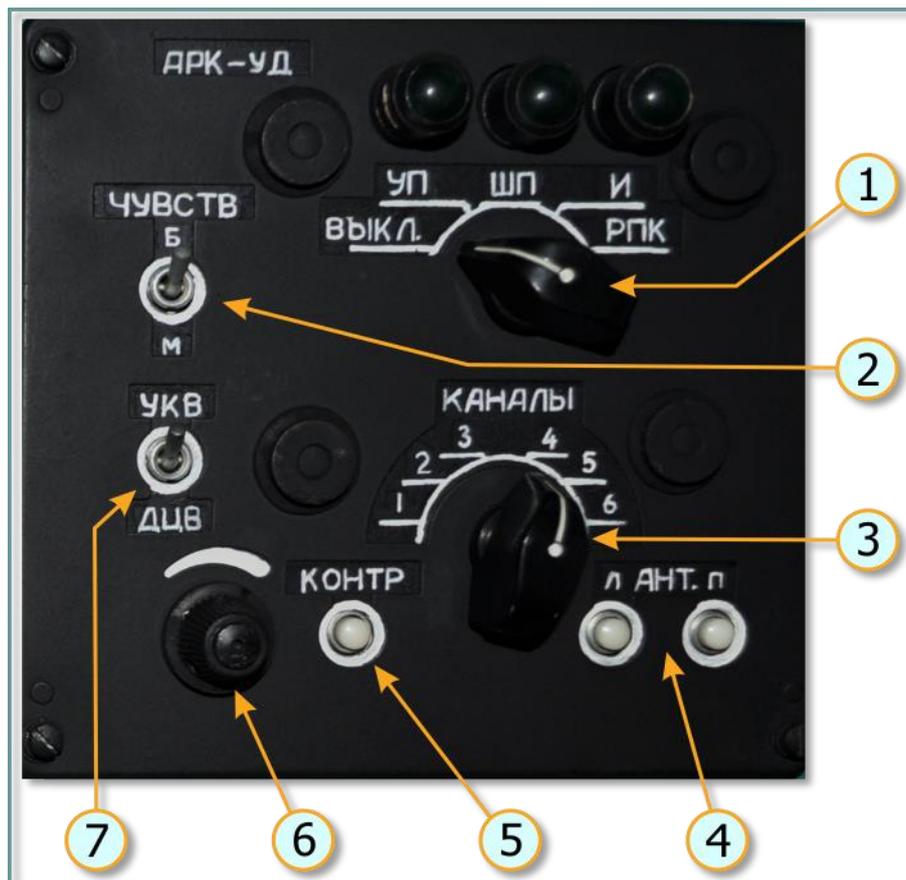


Рис. 6.17. Пульт управления АРК-УД

1. Переключатель режимов "ВЫКЛ., УП., ШП, И, РПК.":

- "ВЫКЛ." радиокompас обесточен;
- "УП" (узкая полоса) - принимается непрерывный сигнал узкополосной частью приемника, сигнализируется лампой;
- "ШП" (широкая полоса) - принимается непрерывный сигнал широкополосной частью приемника, сигнализируется лампой;
- "И" (импульсный режим) - канал привода включен для работы со схемой преобразования при приеме импульсных сигналов маяков с длительностью импульса 40 мкс и частотой повторения 300 Гц, а телефонный выход канала обнаружения подключен к широкополосной части приемника, сигнализируется лампой;
- "РПК" (радиополукомпас) - не используется;

2. Переключатель "ЧУВСТВ. Б-М" для переключения чувствительности (инерционности) следящей системы канала привода:

- "Б" - максимальная чувствительность
- "М" - минимальная чувствительность

3. Переключатель "КАНАЛЫ" на 6 положений для переключения фиксированных настроенных частот

4. Кнопки "Л-АНТ.- П." для вращения антенны АРК во всех режимах

5. Кнопка "КОНТР." для проверки работоспособности аппаратуры

6. Регулятор громкости – для регулировки громкости

7. Переключатель "УКВ-ДЦВ" для переключения диапазона частот

Радиокompас АРК-УД работает на следующих фиксированных частотах:

Диапазон	Частота, MHz	Номер канала на ПУ
УКВ	114,166	1
УКВ	114,333	2
УКВ	114,583	3
УКВ	121,5	4

УКВ	123,1	5
УКВ	124,1	6
ДЦВ	243,0	Не имеет значения

При работе встроенного контроля (5) стрелка УГР-4УК устанавливается на $KУР=180^{\circ}\pm 10^{\circ}$ и загораются сигнальные лампочки соответственного режима, установленного переключателем (1) на пульте управления.

На вертолете в качестве индикатора курсовых углов пеленгуемых АРК-УД радиостанций используется указатель УГР-4УК только левого летчика.

Для использования радиокompаса АРК-УД необходимо:

1. Включить питание компаса (27V, 115V 400Hz и 36V 400Hz), автоматы защиты сети "РАДИОКОМПАС УКВ" и "СПУ" на панели АЗС, на абонентском аппарате СПУ-7 установить положение РК2, а переключатель "СПУ-РАДИО" в положение



"РАДИО"

2. Установить выключатель "АРК СВ-АРК УКВ" в положение "АРК УКВ"



(это необходимо для прослушивания речи или тонального сигнала, для работы компаса необязательно);

3. На пульте управления АРК-УД (Рис. 6.14):

- переключатель режимов работы на пульте управления (1) в положение УП, а при загорании лампы ШП (когда вертолет приблизится к объекту поиска) – в положение ШП;
- переключатель диапазонов (7) – в положение прослушиваемого диапазона, а переключатель "КАНАЛЫ" (3) – на требуемый канал (при установке переключателя диапазонов (7) в положение ДЦВ номер канала на переключателе КАНАЛЫ не имеет значения).

4. Готово.

Примечание. При установке переключателя режимов в положение "И" в наушниках должен прослушиваться тональный сигнал с пониженной частотой (в игре этот режим пока не используется).

Для использования АРК-УД в игре необходимо, чтобы источник радиоизлучения (радиостанция наземной техники или ЛА) был настроен на одну из частот, приведенных в таблице выше.

Примечание. Настройка осуществляется из редактора миссий: выбрать ЛА или наземную единицу, далее – МАРШРУТ/ РАСШИРЕННЫЙ (ППМ, ДЕЙСТВИЯ)/ добавить действие –

ВЫПОЛНИТЬ КОМАНДУ/ УСТАНОВИТЬ ЧАСТОТУ (модуляция АМ), далее – добавить действие – ВЫПОЛНИТЬ КОМАНДУ/ ПОСЛАТЬ СООБЩЕНИЕ (выбрать звуковой файл в качестве передаваемой информации на излучение, выбрать флаг "Закольцевать", чтобы звучало непрерывно), более подробно см. Руководство по использованию редактора миссий DCS User Manual RU(EN).pdf.

Кроме того, для определения направления на радиостанции сухопутных войск компас АРК-УД может использовать приемник радиостанции Р-828. При этом получается, что "компасная часть" АРК-УД переключается с собственного приемника, на приемник Р-828, который работает в другом диапазоне частот. Переключение выполняется с пульта управления Р-828



Более подробно см. описание [P-828](#).

6.2.3. Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-15

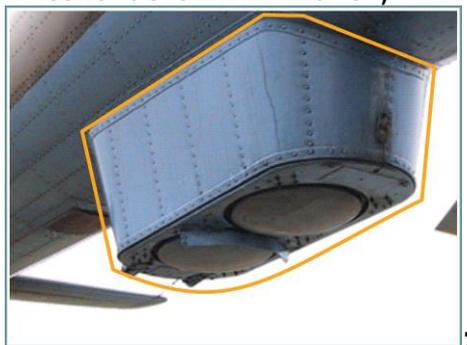
Предназначен для автоматического непрерывного измерения и индикации путевой скорости и угла сноса, составляющих вектора путевой скорости и счисления ортодромических координат местоположения вертолета.

ДИСС-15 совместно с другими бортовыми устройствами позволяет решать следующие навигационные задачи:

- вывод вертолета в точку с заданными координатами;
- висение вертолета и посадку при отсутствии информации о силе и направлении ветра;
- висение и управление движением при отсутствии визуальной видимости.

В комплект аппаратуры ДИСС-15 входят:

- низкочастотный блок (внутри вертолета);
- вычислитель координат (внутри вертолета);
- высокочастотный блок, в нижней части хвостовой балки



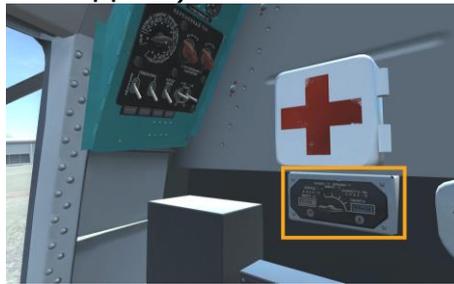
- индикатор висения и малых скоростей на левой приборной доске



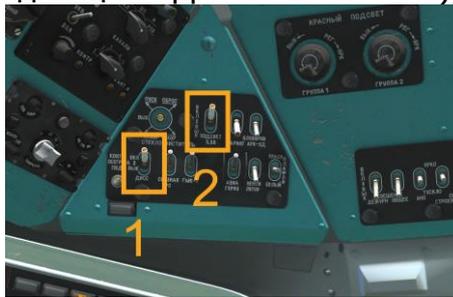
- индикатор путевой скорости и угла сноса (1), индикатор координат (2), табло "ДИСС ОТКАЗАЛ" (3) на правой приборной доске (загорается при переходе ДИСС в режим "ПАМЯТЬ" или при отказе



составных элементов ДИСС)



- пульт контроля
- выключатель питания "ДИСС" (1) и, если необходимо, выключатель "ПОДСВЕТ 5,5В" (обеспечивает включение подсветки элементов управления и индикации ДИСС в кабине), на правом щитке



электропульту (2)

- АЗС "ДИСС", на правой панели АЗС.

Работа ДИСС-15 основана на использовании эффекта Доплера. Для измерения путевой скорости на вертолете установлены передатчик (источник излучения) и приемник, который принимает отраженные от земли сигналы, несущие информацию о частоте Доплера. В аппаратуре ДИСС-15 используется антенная система с трехлучевой диаграммой направленности, что необходимо для измерения угла сноса и вычисления трех составляющих вектора путевой скорости.

Вычислитель составляющих вектора путевой скорости состоит из двух основных решающих схем. Сначала определяются составляющие путевой скорости в прямоугольной системе координат, связанной с вертолетом, затем решается задача пересчета составляющих вектора скорости из прямоугольной связанной

в прямоугольную горизонтальную систему координат, с учетом величин углов крена и тангажа, поступающих с левого авиагоризонта АГБ-ЗК.

Вычисленные значения выдаются на индикаторы:

- висения и малых скоростей;
- путевой скорости и угла сноса;
- координат.

При полете над водной поверхностью и волнении менее 1...2 баллов ДИСС переходит в режим ПАМЯТЬ, при этом летчикам выдаются предыдущие измерения. Кроме этого ДИСС переходит в режим ПАМЯТЬ при углах крена более $\pm 30^\circ$ и при углах тангажа более $\pm 7^\circ$.

Основные ТТД

Вид излучения	непрерывное.
Частота излучаемых колебаний	13325 + 20 - 30 МГц.
Мощность излучения	не менее 2 Вт.
Рабочий диапазон высот	10-3000 м.
В режиме висения:	
над сушей	2-1000 м;
над морем (при волнении более 1 балла)	2-500 м.
Диапазон измерения путевой скорости	0-400 км/ч.
Диапазон измерения углов сноса	$\pm 45^\circ$.
Погрешности измерения:	
путевой скорости	0,5% $\pm 1,5$ км/ч;
угла сноса	25 угловых минут;
ортодромических координат	1% ± 1 км за 1 час;
продольной и поперечной составляющих	$\pm 1,5$ км/ч;
вертикальной составляющей	$\pm 0,4$ м/с.

Органы управления и индикации:

Пульт контроля, предназначен для контроля работоспособности аппаратуры ДИСС на земле и в воздухе, расположен за спиной правого пилота. Позволяет периодически контролировать исправность аппаратуры по правильности решения контрольных задач (соответствие наблюдаемых значений параметров допускам, указанным на передней панели пульта контроля). Кроме того, в аппаратуре ДИСС-15 имеется непрерывный автоматический контроль:

- при заниженном уменьшении уровня отраженного сигнала или отсутствии его на индикаторе путевой скорости загорается табло "П";
- при отказе магнетрона на пульте контроля загорается табло "М";
- при нарушении работы вычислителя на пульте контроля загорается табло "В". На правой приборной доске загорается табло "ДИСС ОТКАЗАЛ" одновременно с загоранием табло "М" или "В" на пульте контроля.



Рис. 6.18. Пульт контроля

1. Переключатель режимов на пять положений. При установке переключателя в первые четыре положения обеспечивается проверка работоспособности, при этом СВЧ колебания передатчика в антенну не поступают.

Первое и второе положение служат для проверки правильности отработки контрольных значений, составляющих вектора путевой скорости в режиме висения и малых скоростей. Решение контрольных задач проверяется по индикатору висения и малых скоростей на левой приборной доске.

Третье положение для проверки точности индикации путевой скорости и угла сноса. Решение контрольной задачи проверяется по Индикатору путевой скорости и угла сноса на правой приборной доске.

Четвертое контроль работоспособности в режиме ПАМЯТЬ.

2. Световое табло "КОНТРОЛЬ". Включается при установке переключателя режимов в первые четыре положения;

3. Световое табло РАБОТА (зеленого цвета). Включается при установке переключателя режимов работы в пятое положение, при отсутствии сигналов отказа. В этом положении происходит излучение передающей антенной СВЧ колебаний передатчика и измерение составляющих путевой скорости и угла сноса.

4. Световое табло "В" (красного цвета). Включается при отказе вычислителя составляющих вектора путевой скорости;

5. Световое табло "М" (красного цвета). Включается при отказе передающего устройства (магнетрона).

Индикатор висения и малых скоростей, предназначен для индикации трех составляющих вектора скорости при висении, взлете, посадке и медленных перемещениях вертолета. Расположен на левой приборной доске.

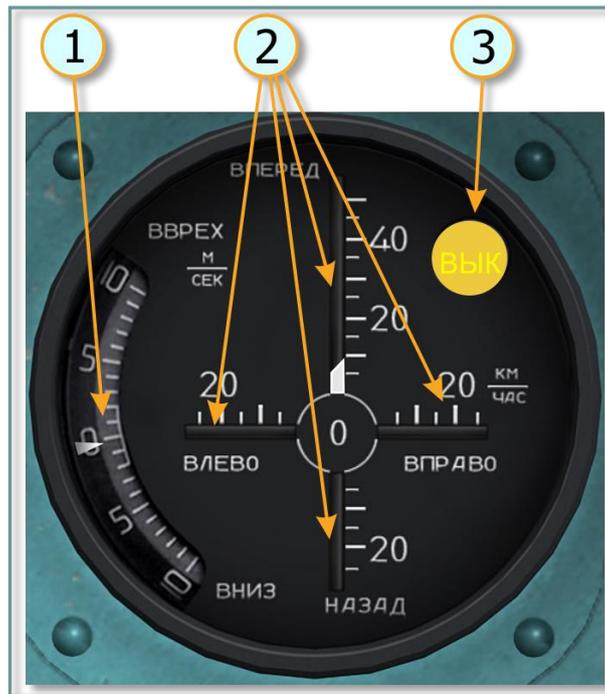


Рис. 6.19. Индикатор висения и малых скоростей:

1. Шкала отсчета скорости вверх-вниз, индицируется подвижной стрелкой по левой шкале. Цена деления 1 м/с;
2. Шкалы отсчета скорости вперед-назад и влево-вправо. Отсчет производится по острию столбиков-указателей, перемещающихся в щелях перекрестия. Цена деления 5 км/ч.
3. Табло "ВЫК." включается в случаях:
 - а) превышения более чем на 50 км/ч продольной составляющей путевой скорости, при этом в работу включается индикатор путевой скорости и угла сноса, а индикатор висения отключается;
 - б) при переходе аппаратуры в режим "ПАМЯТЬ".

Индикатор путевой скорости и угла сноса, предназначен для индикации текущих значений путевой скорости и угла сноса в режиме навигации. Расположен на правой приборной доске.

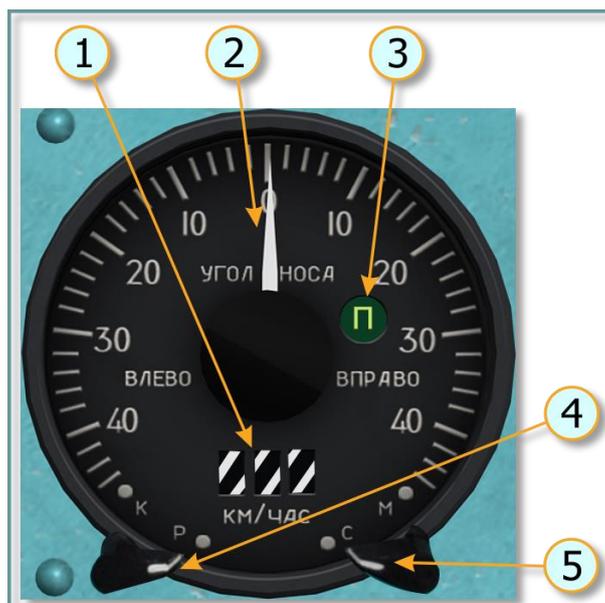


Рис. 6.20. Индикатор путевой скорости и угла сноса:

1. Трехразрядный счетчик путевой скорости (50 до 400 км/ч). Цена деления счетчика: первого разряда. 1 км/ч, второго разряда. 10 км/ч, третьего разряда. 100 км/ч. При путевой скорости менее 50 км/ч цифровой счетчик закрыт шторкой;

2. Стрелка указателя угла сноса (диапазон измерения $\pm 45^\circ$). Цена деления шкалы угла сноса. 2° ;
3. Зеленая лампа "П", сигнализирует работу режима "ПАМЯТЬ";
4. Ручка-переключатель режимов "Р-К" (РАБОТА-КОНТРОЛЬ). При установке переключателя в положение "К" отрабатывается значение скорости $306 \pm 3,5$ км/ч и угла сноса $15 \pm 1^\circ$;
5. Ручка-переключатель режимов "С-М" (СУША-МОРЕ), для коррекции показаний аппаратуры ДИСС-15 при полетах над морем и сушей, при этом текущее значение путевой скорости увеличивается на 2%.

Индикатор координат, предназначен для обработки и индикации ортодромических координат вертолета. Расположен на правой приборной доске.

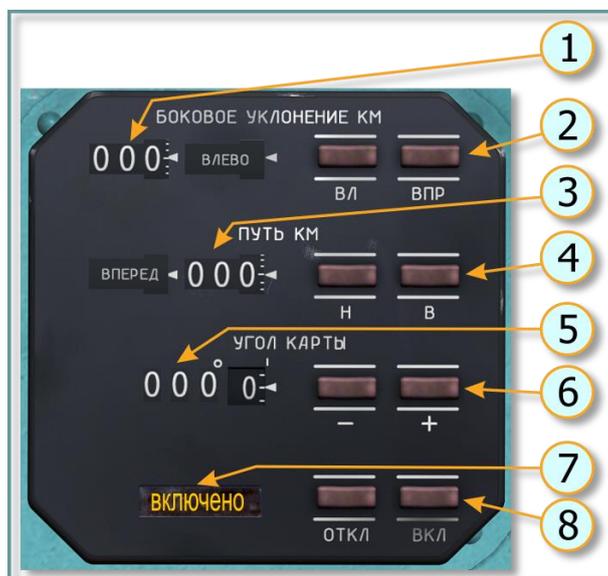


Рис. 6.21. Индикатор координат:

1. Счетчик "БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ", показывает отклонение вертолета ВПРАВО или ВЛЕВО от линии заданного пути в километрах с дискретностью 200 м;
2. Кнопки "ВЛ", "ВПР" предназначены для обнуления счетчика "БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ";
3. Счетчик "ПУТЬ КМ", показывает пройденный путь ВПЕРЕД или НАЗАД в километрах с дискретностью 200 м;
4. Кнопки "Н" и "В" предназначены для обнуления счетчика "ПУТЬ КМ";
5. Счетчик "УГОЛ КАРТЫ" предназначен для индикации угла карты с дискретностью 6 угловых минут;
6. Кнопки "-" и "+", для установки угла карты по счетчику "УГОЛ КАРТЫ";
7. Табло "ВКЛЮЧЕНО", сигнализирует о работе индикатора координат;
8. Кнопки "ВКЛ" и "ОТКЛ" для включения и отключения режима счисления координат.

УГОЛ КАРТЫ – угол, который выставляется перед полетом для работы счетчика координат. "Зная" угол карты (УК) система начинает отсчет пройденного расстояния от точки включения кнопки 8 на индикаторе координат. Т.е. по сути, летчик-штурман устанавливает некое условное начало координат отсчета, относительно которого рассчитывается текущее положение вертолета.

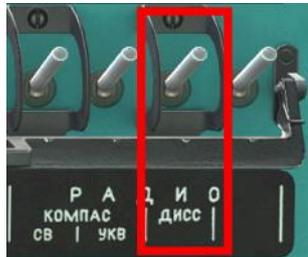
Если необходимо выполнить полет по маршруту с достаточно длинным участком (по опыту – более 30км), то целесообразно отслеживать координаты вертолета (пройденный путь и боковое отклонение) относительно оси этого этапа. Для этого угол карты выставляется равным значению МПУ этого участка маршрута.

Если необходимо пролететь по маршруту с несколькими поворотными и при этом этапы относительно непродолжительны, то для удобства использования в полете (а именно – исключения необходимости постоянно наклоняться к панели управления ДИСС и заниматься вводом нового угла карты) выбирается некая условная линия (ортодромия), тогда значением УК выставляется значение угла между магнитным меридианом и направлением этой линии. При этом летчик-штурман заранее определяет расчетные значения показаний Индикатора

координат (влево-вправо-вперед-назад) на каждом ППМ, подписывает их рядом с ППМ, и руководствуется ими при контроле текущего положения вертолѐта.

Подсветка индикаторов ДИСС-15 осуществляется от системы "Подсвет 5,5В".

Включение и проверка ДИСС



1. Включить АЗС ДИСС

2. Установить переключатель режимов на пульте контроля (ПК) в положение ПАМЯТЬ



3. На индикаторе путевой скорости и угла сноса переключатели К-Р, С-М установить



соответственно в положение Р (работа) и С (суша)

3. Включить питание ДИСС (после включения источников питания 27V постоянного тока и 115V переменного тока включить выключатель ДИСС на правом электрощитке)



, при этом должны загореться:

- на пульте контроля табло: КОНТРОЛЬ, М, В,
- на индикаторе путевой скорости и угла сноса световое табло П;
- на индикаторе висения и малых скоростей табло ВЫК.;
- на приборной доске правого летчика табло ДИСС ОТКАЗАЛ.

4. На пульте контроля переключатель режимов установить поочередно в положение 1, 2, 3, при этом на индикаторе висения и малых скоростей значения должны отличаться не более, чем на $\pm 2,5$ км/ч для продольной и поперечной составляющих и $\pm 0,5$ м/с для вертикальной составляющей от значений, указанных на пульте контроля. Показания индикатора путевой скорости и угла сноса должны быть $136 \pm 2,5$ км/ч и $0 \pm 1^\circ$ соответственно.



5. Переключатель С-М установить в положение М, при этом значение путевой скорости должно увеличиться на 3 км/ч (2%) от прежнего значения. Вернуть переключатель в положение С.

6. Поставить переключатель режимов в положение 3 и проверить работу индикатора координат для чего:

- обнулить счетчики БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, ПУТЬ КМ и УГОЛ КАРТЫ;

- нажать кнопку ВКЛ., при этом загорится световое табло ВКЛЮЧЕНО на индикаторе координат. Включить секундомер и засечь время. За 5 минут счетчик ПУТЬ КМ должен отработать ВПЕРЕД 11,3 км; а БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ – 0 км.

За 10 минут счетчик ПУТЬ КМ должен отработать ВПЕРЕД 22,5±1,5 км, а счетчик БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ - 0±1,1 км.



7. Переключатель К-Р установить в положение К. На счетчике путевой скорости должно установиться значение 306±3,5 км/ч, угол сноса ВЛЕВО –15±1°.

8. Установить переключатель режимов работы в положение ПАМЯТЬ. При этом путевая скорость не должна измениться от прежнего значения более, чем на ± 9 км/ч, а угол сноса не более чем на ± 3°. Одновременно должно загореться табло П.

9. После проверок для применения ДИСС-15 в полете необходимо переключатель режимов



установить в положение РАБОТА. При этом будут работать: индикатор висения и малых скоростей и индикатор путевой скорости и угла сноса.

10. Для применения индикатора координат (кроме установки переключателя в положение РАБОТА) необходимо установить на индикаторе угол карты (УК), равный магнитному путевому углу следующего этапа маршрута (в случае варианта применения в частной ортодромической



системе координат) и включить аппаратуру кнопкой ВКЛ над ориентиром начала этого этапа маршрута. На индикаторе будут отсчитываться пройденный путь (ВПЕРЕД + значение) и линейное боковое уклонение (ВЛЕВО или ВПРАВО + значение). Можно установить начальное значение расстояния кнопкой НАЗАД. В этом случае с приближением к следующему ППМ расстояние на счетчике будет убывать (НАЗАД + значение) и на следующем ППМ счетчик покажет значение 0.

6.2.4. Радиовысотомер малых высот РВ-5

Предназначен для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши и моря в диапазоне от 0 до 750 м. Точность измерения истинной высоты ±2 м на высотах до 20 м и ±0,1Н на высотах более 20 м.

В комплект радиовысотомера входят:

- приемопередатчик;
- индикатор высоты, на левой приборной доске;
- приемная и передающая антенны, установлены в нижней части хвостовой балки;
- АЗС "РАДИОВЫСОТОМЕР" на правой панели АЗС;
- выключатель "РАДИОВЫСОТОМЕР ВКЛ. - ОТКЛ.", расположен на левой приборной доске.



Рис. 6.22. Индикатор высотомера

1. Стрелка указателя высоты
2. Флажок (бленкер) сигнализации отказа радиовысотомера
3. Ручка для установки "опасной высоты" путем перемещения индекса по шкале указателя. В ручке смонтирована желтая лампа. В полете при достижении "опасной высоты" выдается звуковая и световая сигнализация
4. Подвижный индекс-указатель для установки "опасной высоты"
5. Кнопка "ТЕСТ" для проверки работоспособности радиовысотомера по отклонению стрелки высоты индикатора в контрольный сектор
6. Выключатель радиовысотомера на левой приборной доске.

При использовании радиовысотомера в полете не требуется производить его подстройку и регулирование (кроме установки "опасной высоты").

При полетах на малых высотах над толстым слоем льда (снега) радиовысотомер может измерять высоту с большой ошибкой, так как измерение высоты может происходить от нижней кромки ледяного (снежного) покрова. Высота до верхней кромки ледяного (снежного) покрова измеряется только при полетах над влажным или загрязненным льдом или снегом.

При полетах на малых высотах над лесными массивами в зависимости от состава и плотности леса радиовысотомер может измерять высоту до верхней кромки крон деревьев (густой лес) или до земной поверхности (редкий лес).

При полетах над горной местностью, когда резкие изменения высоты полета могут выходить за пределы диапазона измеряемых высот, а также при углах крена и тангажа более 40° радиовысотомером пользоваться не рекомендуется.

При углах крена и тангажа более 20° погрешность измерения высоты полета увеличивается за счет влияния наклонной дальности.

При полетах выше рабочего диапазона высот или неисправном радиовысотомере на индикаторе высоты появляется флажок бленкера красного цвета, стрелка индикатора находится в темном секторе, со стороны больших высот.

При проверке радиовысотомера в режиме "Контроль" (может производиться на любой высоте нажатием кнопки ТЕСТ на индикаторе высотомера) необходимое время контроля определяется временем прохождения стрелки индикатора из затемненного сектора до высоты 15 м. После отработки контрольной высоты флажок бленкера не должен быть в поле зрения.

При снижении вертолета и прохождении им заданной высоты выдается звуковая и световая сигнализация.

При транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске радиовысотомер может давать неустойчивые показания (в игре не реализовано).

При отключении питающих напряжений от радиовысотомера на индикаторе радиовысотомера появляется флажок бленкера, а стрелка индикатора может находиться в любой точке шкалы.

Питание радиовысотомера осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В 400 Гц.

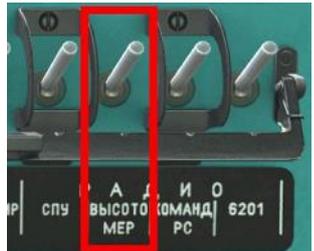
Подсветка индикатора РВ-5 осуществляется от системы "Подсвет 5,5В".

Основные ТТД

Диапазон частот	4200-4400 МГц
Диапазон измерения высот	0-750 м
Вид модуляции	частотная
Длительность звукового сигнала	3-9 с
Погрешность измерения текущей высоты полета:	
на Н=0-20 м	±2 м
на Н=20-750 м	± 0,1 Н

Включение и проверка работоспособности радиовысотомера

1. Включить автомат защиты сети "РАДИОВЫСОТОМЕР", на правой панели АЗС



2. Установить выключатель "РАДИОВЫС. ВКЛ.– ВЫК.", расположенный на левой приборной



доске, в положение "ВКЛ."

3. После включения радиовысотомера стрелка индикатора высоты должна отклониться в темный сектор и через 1–2 мин установиться в пределах двойной ширины оцифрованной нулевой риски шкалы, а флажок бленкера индикатора высоты должен исчезнуть из поля зрения.

4. Если индекс "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" был установлен в диапазоне измеряемых высот начиная с 5 м, то в момент перехода стрелки через значение высоты, отмеченной индексом "ОПАСНАЯ ВЫСОТА", должна сработать звуковая сигнализация (в течение 3 – 9 с слышится прерывистый сигнал) и световая сигнализация (загорается желтая лампа "ОПАСНАЯ ВЫСОТА").

5. Нажать кнопку "ТЕСТ" на индикаторе радиовысотомера, при этом стрелка индикатора должна установиться в контрольном секторе шкалы.

5. Отпустить кнопку ТЕСТ, стрелка индикатора должна вернуться в первоначальное положение.

6.2.5. Радиоаппаратура специального назначения (Устройство выброса УВ-26)

Предназначение

УВ-26 предназначено для постановки пассивных ИК-помех с борта вертолета за счет выброса тепловых ИК-патронов. Объектами РЭБ являются ГСН ракет с тепловой головкой самонаведения ("Игла", "Стингер", AIM-9, Р-60, Р-73 и т.д.).

Устройство УВ-26 обеспечивает:

- отстрел по заданной программе непрерывной серии по одному патрону или залпами до полного израсходования всех патронов;
- отдельную индикацию наличия патронов по правому и левому бортам;
- индикацию кода установленной программы;
- прекращение и возобновление отстрела помеховых патронов с возможностью изменения заданной программы;
- выбор начала отстрела с левого или правого бортов с автоматическим переходом на другой борт при израсходовании патронов на одном.

Состав

В состав в УВ-26 входят:

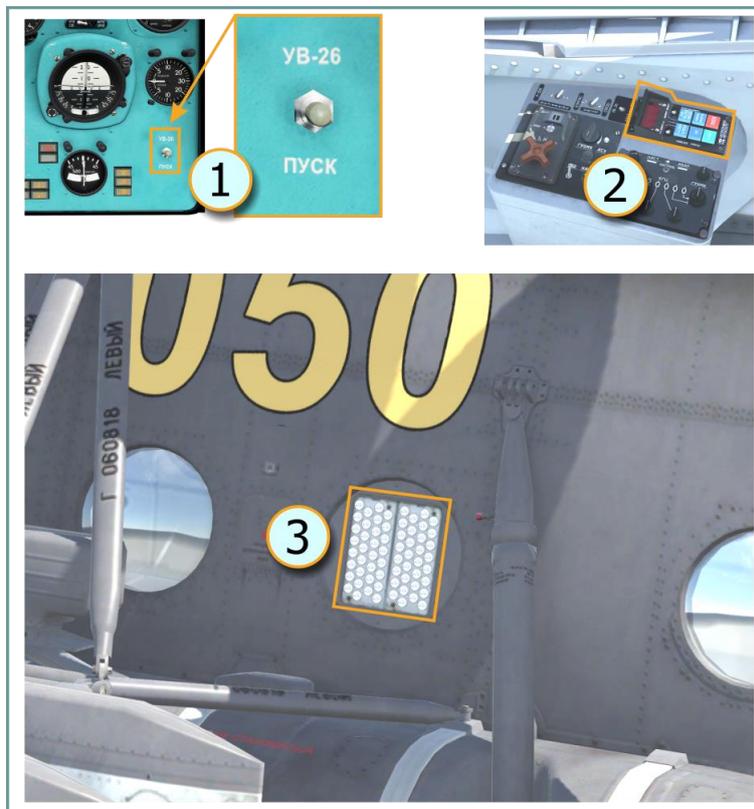


Рис. 6.23. Элементы УВ-26

- (1) кнопка для отстрела патронов на левой приборной доске;
- (2) пульт управления УВ-26 установлен на правой дополнительной панели;;
- (3) четыре держателя с кассетами (устанавливаются вместо иллюминаторов на левом и правом борту попарно). В каждом

держателе имеется одна кассета, снаряженная 32 патронами. Всего в 4-х кассетах – 128 патронов ППИ-26.

Пульт управления УВ-26

Пульт управления УВ-26 располагается с правой стороны на дополнительном щитке. Пульт предназначен для управления системой постановки пассивных помех.



Рис. 6.24. 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 + J].

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 установлена 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.



7

СИСТЕМЫ

7. СИСТЕМЫ

7.1. Система электроснабжения

Система электроснабжения вертолета включает в себя первичную и вторичную системы электроснабжения, а также питание от наземных источников, [Рис. 7.1.](#)

7.1.1. Первичная система электроснабжения

Первичной системой является энергосистема переменного тока, основными источниками которой являются два генератора трёхфазного переменного тока СГС-40ПУ с напряжением на выходе 208V и частотой 400Hz. Общая электрическая мощность энергосистемы составляет 80kVA.

От канала генератора № 1 питаются:

- выпрямительное устройство ВУ-6А № 1
- трансформатор ТС310С04Б (208/36)
- противообледенительная система (ПОС) несущего и рулевого винтов

От канала генератора №2 питаются:

- выпрямительные устройства ВУ-6А № 2 и № 3
- трансформатор ТС/1-2 (208/115)
- ПОС стекол и ПЗУ.

При отказе канала одного из генераторов обеспечивается резервирование питания всех потребителей, кроме ПОС несущего и рулевого винтов, путем переключения вторичных источников ТС/1-2 и ТС310С04Б на канал исправного генератора. Кроме того, ВУ №3 является резервным и автоматически подключается к каналу генератора №1 в случае отказа генератора №2. Таким образом, при одном отказавшем генераторе всегда работает два ВУ.

При отказе каналов обоих генераторов питание потребителей, необходимых для завершения полета и безопасной посадки, осуществляется от резервных источников.

ЭНЕРГОСИСТЕМА ПЕРЕМЕННОГО И ПОСТОЯННОГО ТОКА

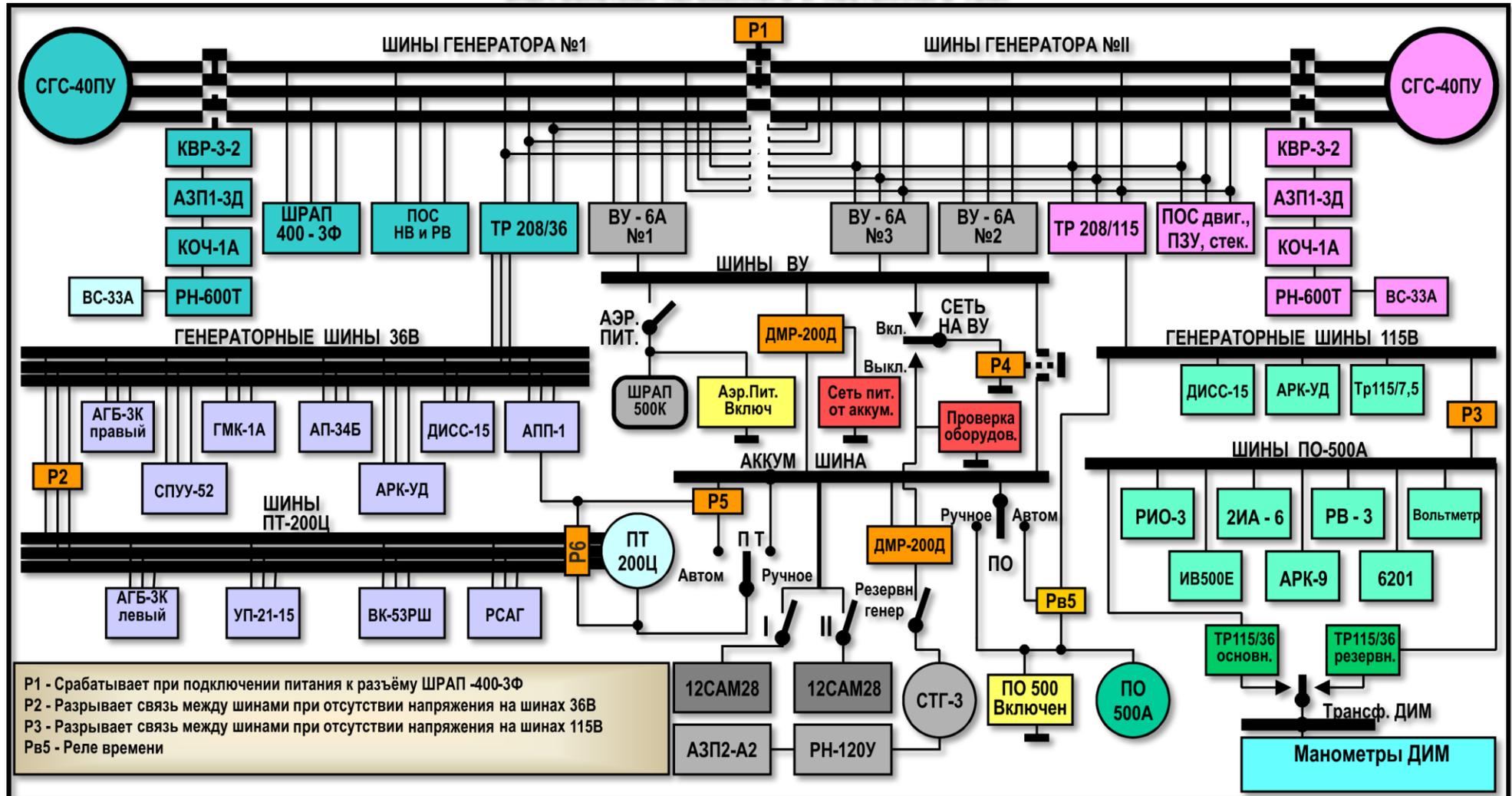


Рис. 7.1. Схема системы электроснабжения

7.1.2. Вторичная система электроснабжения

Для питания потребителей переменным и постоянным током различных напряжений на вертолете имеются следующие одноканальные вторичные системы электроснабжения:

- система однофазного переменного тока напряжением 115V и частотой 400 Hz;
- система однофазного переменного тока напряжением 36 V и частотой 400 Hz;
- система трехфазного переменного тока напряжением 36 V и частотой 400 Hz;
- система постоянного тока напряжением 27V;
- резервные источники.

Система однофазного переменного тока напряжением 115V

Система однофазного переменного тока напряжением 115V и частотой 400 Hz получает питание от канала генератора № 2 первичной системы через трансформатор ТС/1-2 мощностью 2 kVA и предназначена для питания всех потребителей однофазного переменного тока напряжением 115V и частотой 400 Hz. На вертолете обеспечено резервирование питания трансформатора ТС/1-2 при отказе канала генератора № 2 путем переключения на канал генератора № 1.

При отказе каналов обоих генераторов или трансформатора ТС/1-2 и его цепей питания потребителей, обеспечивающих продолжение полета и безопасную посадку, осуществляется от резервного источника – преобразователя ПО-500А.

Система однофазного переменного тока напряжением 36 V

Система однофазного переменного тока напряжением 36 V и частотой 400 Hz получает питание от системы однофазного переменного тока напряжением 115V и частотой 400 Hz через основной или резервный трансформатор ТР 115/36. От трансформатора ТР115/36 питаются приборы контроля работы двигателей и трансмиссии.

Система трехфазного переменного тока напряжением 36 V

Система трехфазного переменного тока напряжением 36 V и частотой 400 Hz получает питание от канала генератора № 1 первичной системы через трансформатор ТС310С04Б мощностью 1 kVA и предназначена для питания всех потребителей трехфазного переменного тока напряжением 36 V и частотой 400 Hz. На вертолете предусмотрено резервирование питания трансформатора ТС310С04Б при отказе канала генератора № 1 путем переключения питания на канал генератора № 2.

При отказе каналов обоих генераторов или трансформатора ТС310С04Б и его цепей питания потребителей, обеспечивающих продолжение полета и безопасную посадку, осуществляется от резервного источника – преобразователя ПТ-200Ц.

Система постоянного тока напряжением 27 V

Система постоянного тока напряжением 27 V получает питание от первичной системы через три выпрямительных устройства ВУ-6А №1, № 2, № 3)

мощностью по 6 kW. Все три выпрямительных устройства подключены параллельно к общей шине (шина Выпрямительных Устройств, или шина ВУ), связанной комплексным аппаратом ДМР-200Д с шиной аккумуляторов.

Мощности двух выпрямительных устройств достаточно для питания всех потребителей постоянного тока напряжением 27 V. Третье выпрямительное устройство ВУ-6А № 3 подключено к каналу генератора № 2 и является резервным. При отказе канала генератора № 2 оно переключается на канал генератора № 1 и совместно с ВУ-6А № 1 обеспечивает питание всех потребителей.

При отказе каналов обоих генераторов или неисправностях в цепях выпрямительных устройств питание потребителей, обеспечивающих продолжение полета и безопасную посадку, осуществляется от резервных источников – двух аккумуляторных батарей 12САМ-28 и стартер-генератора СТГ-3 двигателя АИ-9В.

РЕЗЕРВНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ на вертолете являются:

- две аккумуляторные батареи 12САМ-28;
- преобразователь ПО-500А;
- преобразователь ПТ-200Ц;
- стартер-генератор СТГ-3 двигателя АИ-9В.

Две аккумуляторные батареи с преобразователями ПО-500А и ПТ-200Ц обеспечивают безопасную посадку вертолета. Завершение полета, в аварийной ситуации возможно только при одновременной работе аккумуляторных батарей со стартер-генератором СТГ-3 двигателя АИ-9В при его работе в генераторном режиме в течение 30min. Кроме того, стартер-генератор может быть использован совместно с преобразователями ПО-500А и ПТ-200Ц на земле (при внеаэродромном базировании) для проверки оборудования. Ввиду ограниченной мощности стартер-генератора СТГ-3 (3 kW) проверку оборудования разрешается производить только поочередным включением потребителей

7.1.3. Управление системой энергоснабжения

Управление электросистемой осуществляется с правой боковой панели электропульты и электрощитка, [Рис. 7.2](#).

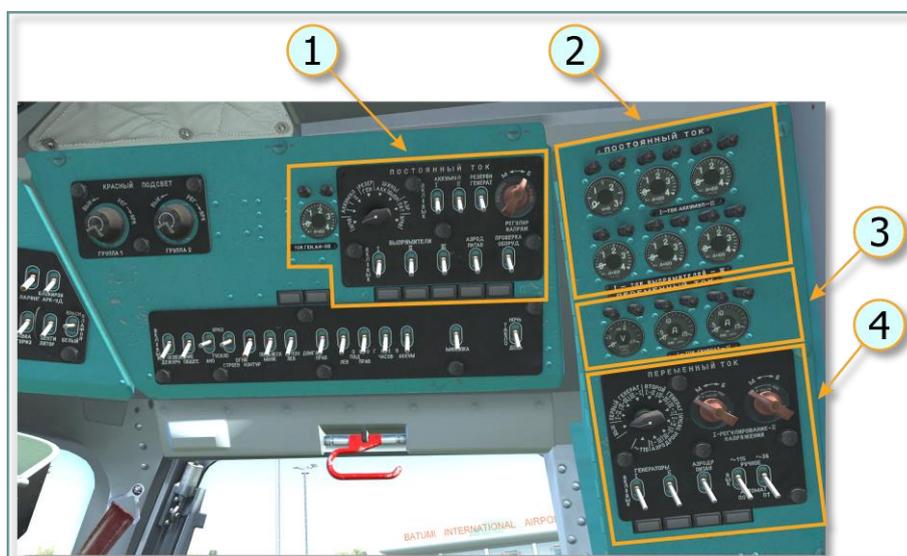


Рис. 7.2. Расположение органов управления системой энергоснабжения

1. Панель управления питанием

3. Приборы контроля электропитания

постоянным током

2. Приборы контроля электропитания постоянного тока

переменного тока

4. Панель управления питанием переменным током

Управление источниками постоянного тока

Управление источниками постоянного тока (включение, регулировка напряжения, контроль нагрузки) осуществляется с панели управления питанием постоянного тока, [Рис. 7.3](#).

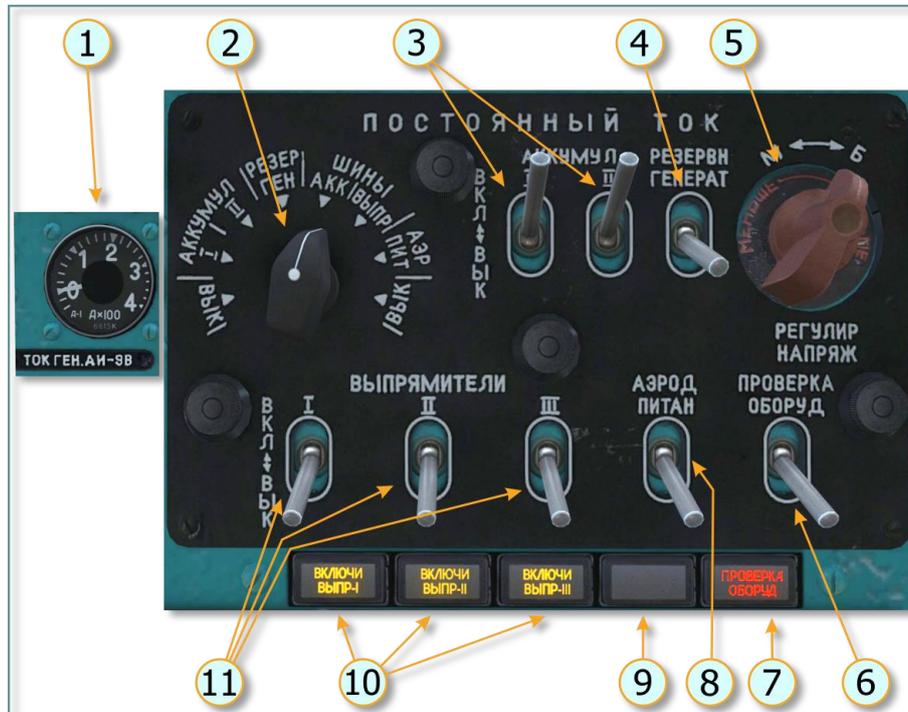


Рис. 7.3. Расположение органов управления источниками постоянного тока

1. Амперметр генератора АИ-9В (во время работы в качестве резервного генератора ток не должен превышать 100 А)
 2. Галетный переключатель для подключения источников постоянного тока к приборам контроля
 3. Выключатели аккумуляторов (I, II)
 4. Выключатель резервного генератора (установленного на АИ-9В)
 5. Выносное сопротивление для регулировки напряжения выпрямительных устройств (I, II, III), в игре не используется

6. Выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ, для подключения резервного генератора к аккумуляторной шине
 7. Табло сигнализации включения выключателя ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ
 8. Выключатель аэродромного питания постоянного тока 27-29 V
 9. Табло сигнализации подключения ШРАП-500К к борту вертолета
 10. Табло сигнализации отключения ВУ (I, II, III) от шины ВУ при работающих генераторах переменного тока
 11. Выключатели ВУ (I, II, III)

Контроль нагрузки выпрямителей и аккумуляторов осуществляется по амперметрам, а напряжение каждого источника – по вольтметру постоянного тока ([Рис. 7.2](#), 2), расположенным на электрощитке. Контроль напряжения каждого из источников постоянного тока осуществляется при подключении

вольтметра к этому источнику галетным переключателем



Управление источниками переменного тока

Управление источниками переменного тока (включение, регулировка напряжения, контроль нагрузки) осуществляется с панели управления питанием переменного тока, [Рис. 7.4](#).

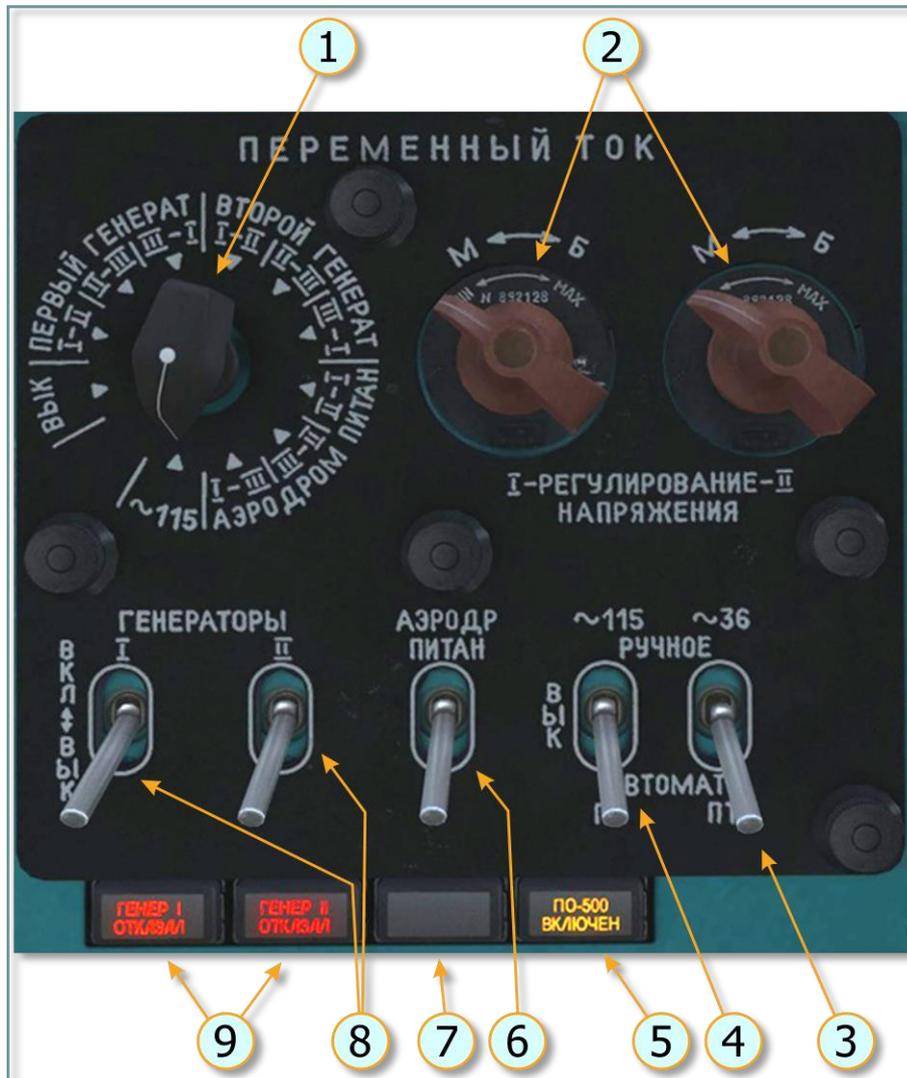


Рис. 7.4. Расположение органов управления источниками переменного тока

1. Галетный переключатель для подключения источников переменного тока к приборам контроля
2. Выносные сопротивления для регулирования напряжения генераторов переменного тока (I, II), в игре не используются
3. Переключатель режима работы преобразователя 36 В ПТ РУЧНОЕ (вверх)– АВТОМАТ (вниз)
4. Переключатель режима работы преобразователя 115 В ПО РУЧНОЕ (вверх)– АВТОМАТ (вниз)
5. Табло сигнализации работы однофазного преобразователя (115 В)
6. Выключатель аэродромного питания переменного тока 208 В
7. Табло сигнализации подключения ШРАП-400-3Ф к борту вертолета
8. Выключатели генераторов переменного тока (I, II)
9. Табло сигнализации отказа генераторов переменного тока (I, II)

Контроль нагрузки генераторов осуществляется по амперметрам, а напряжение каждого источника – по вольтметру переменного тока ([Рис. 7.2](#), 3), расположенным на электрощитке. Контроль напряжения каждого из источников

переменного тока осуществляется при подключении вольтметра к этому



источнику галетным переключателем

7.1.4. Нормальная эксплуатация

Действия с электрооборудованием во время подготовки к полету и после выполнения полета изложены в разделе [9.2](#).

7.1.5. Неисправности

ПРИЗНАКИ:

- РИ-65 информирует: "Отказал первый генератор" ("Отказал второй генератор");
- загорается табло ГЕНЕРАТОР I ОТКАЗАЛ (ГЕНЕРАТОР II ОТКАЗАЛ) на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК;
- стрелка амперметра отказавшего генератора отклоняется до нуля;
- стрелка вольтметра при установке переключателя контроля напряжения на отказавший генератор установится на нуль.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:

- установить выключатель отказавшего генератора ГЕНЕРАТОРЫ I (II) в положение ВЫК.;
- выключить противообледенительную систему несущего и рулевого винтов, для чего на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА левой панели электропульта:
 - если полет выполняется с включенной вручную ПОС, убедиться, что выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.—в положении ВКЛ., переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ — в положении РУЧНОЕ, установить переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ. — в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК.;
 - если полет выполняется с включенной автоматически ПОС, убедиться, что переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ.—в положении АВТОМ., выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.—в положении ВКЛ., установить переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ—в положение РУЧНОЕ и нажать кнопку ВЫК.;
- принять решение о дальнейшем выполнении задания.

Примечание. При отказе одного из генераторов второй работающий генератор полностью обеспечивает питание всех потребителей электроэнергии вертолета, за исключением противообледенительной системы несущего и рулевого винтов.

ОТКАЗ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

ПРИЗНАКИ:

- РИ-65 информирует: "Отказал первый генератор", "Отказал второй генератор";
- загораются табло ГЕНЕРАТОР I ОТКАЗАЛ, ГЕНЕРАТОР II ОТКАЗАЛ на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК;
- стрелки амперметров обоих генераторов отклоняются до нуля;

- стрелка вольтметра при установке переключателя контроля напряжения в положения ПЕРВЫЙ ГЕНЕРАТОР, ВТОРОЙ ГЕНЕРАТОР установится на нуль;

При отказе обоих генераторов переменного тока питание автоматически переключается на аккумуляторную шину. При этом остаются включенными: двигатель АИ-9В, преобразователи ПО-500 и ПТ-200Ц, трехстрелочные индикаторы ЭМИ-ЗРИ и ЭМИ-ЗРВИ, указатель шага несущего винта, термометр выходящих газов 2ИА-6, регулятор температуры газов РТ12-6-20, аппаратура контроля вибраций ИВ-500Е, индикатор режимов ИР-117, основная и дублирующая гидросистемы, электромагнитный кран ГА-19 в системе управления двигателями, обогрев левого ПВД противопожарная система, плафоны летчиков, II группа системы красного подсвета, дежурное освещение грузовой кабины, аэронавигационные огни, правая фара ФПП-7, проблесковый маяк МСЛ-3, радиостанция Р-860, радиокомпас АРК-9, переговорное устройство СПУ-7, левый авиагоризонт АГБ-ЗК, радиовысотомер РВ-5, магнитофон МС-61, аппаратура САРПП-12ДМ, замок внешней подвески ДГ-64, цепи аварийного сброса вооружения, стеклоочиститель левого летчика, насосы топливных баков, механизмы МП-100М-2С в системе управления перестройкой оборотов двигателей, кран перепуска топлива, пожарные краны двигателей, воздушно-тепловой обогрев входных частей двигателей, сигнализатор обледенения РИО-3, ракеты ЭКСР-46, лебедка ЛПГ-150М, система подвижных упоров управления СПУУ-52-1, аппаратура РИ-65, электромагнитные тормоза ЭМТ-2М системы управления (триммер), электромагнитный кран ГА-192 подачи жидкости на растопаривания ручки шаг-газ.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:

- установить выключатели ГЕНЕРАТОРЫ I, II в положение ВЫК.;
- выключить противообледенительную систему несущего и рулевого винтов и стекол, для чего на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА левой панели электропульты:
 - если полет выполняется с включенной вручную ПОС, убедиться, что выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. – в положении ВКЛ., переключатель ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. – в положении РУЧНОЕ, установить переключатели ОБЩЕЕ РУЧН.– АВТОМ., СТЕКОЛ – в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК.;
 - если полет выполняется с включенной автоматически ПОС, убедиться, что переключатели ОБЩЕЕ РУЧН.–АВТОМ., СТЕКОЛ – в положении АВТОМ., выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.– в положении ВКЛ., установить переключатель ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. – в положение РУЧНОЕ и нажать кнопку ВЫК.;
- произвести запуск двигателя АИ-9В, см. раздел ...;
- после запуска двигателя выключатель РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ. поставить в положение ВКЛ. Галетный переключатель контроля напряжения на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК установить в положение РЕЗЕР. ГЕН. Проверить по вольтметру напряжение генератора, которое должно быть 27-29 В, и по амперметру ток генератора, который не должен превышать 100 А. Время работы двигателя АИ-9В в режиме "Генератор" не более 30 мин;
- командиру экипажа в течение указанного времени принять решение о прекращении выполнения задания и возвращении на аэродром вылета или о выполнении посадки на запасном аэродроме.

Примечание. При работе указанных выше потребителей только от аккумуляторных батарей их емкости будет достаточно для 6—7 мин полета.

7.2. Топливная система

Топливная система вертолета предназначена для размещения необходимого запаса топлива на борту вертолета и для бесперебойного питания топливом основных двигателей, двигателя бортовой вспомогательной установки и керосинового обогревателя на всех эксплуатационных режимах работы вертолета.

7.2.1. Размещение топлива

На вертолете топливо размещается в трех протектированных пенополиуретаном (ППУ) основных топливных баках, из которых два подвесных жестких бака расположены снаружи по бортам фюзеляжа, а один расходный мягкий бак – в контейнере за главным редуктором, Рис. 7.5

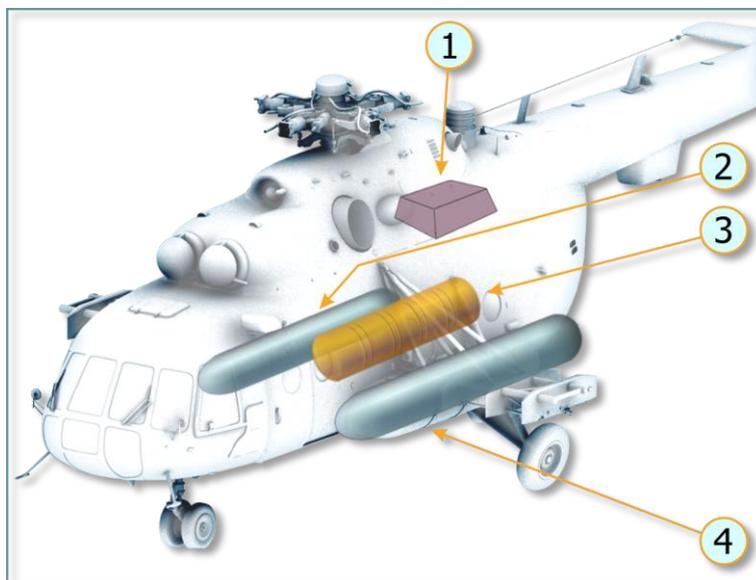


Рис. 7.5. Размещение топливных баков на вертолете

- | | |
|-------------------------|---|
| 1. Расходный бак | 3. Левый дополнительный бак (не моделируется) |
| 2. Правый подвесной бак | 4. Левый подвесной бак |

При необходимости для увеличения дальности и продолжительности полета внутри фюзеляжа может быть установлен один или два дополнительных жесткий топливных бака (в игре не моделируются).

Вместимость топливных баков в ltr/kg:

расходного протектированного	415/322
правого подвесного с ППУ	1040/832
левого подвесного с ППУ	1130/904
дополнительного с ППУ	895/694

7.2.2. Распределение топлива

Для обеспечения надежной работы в топливную систему включены насосы, клапаны, датчики давления, электромагнитные и перекрывные краны, [Рис. 7.6](#)

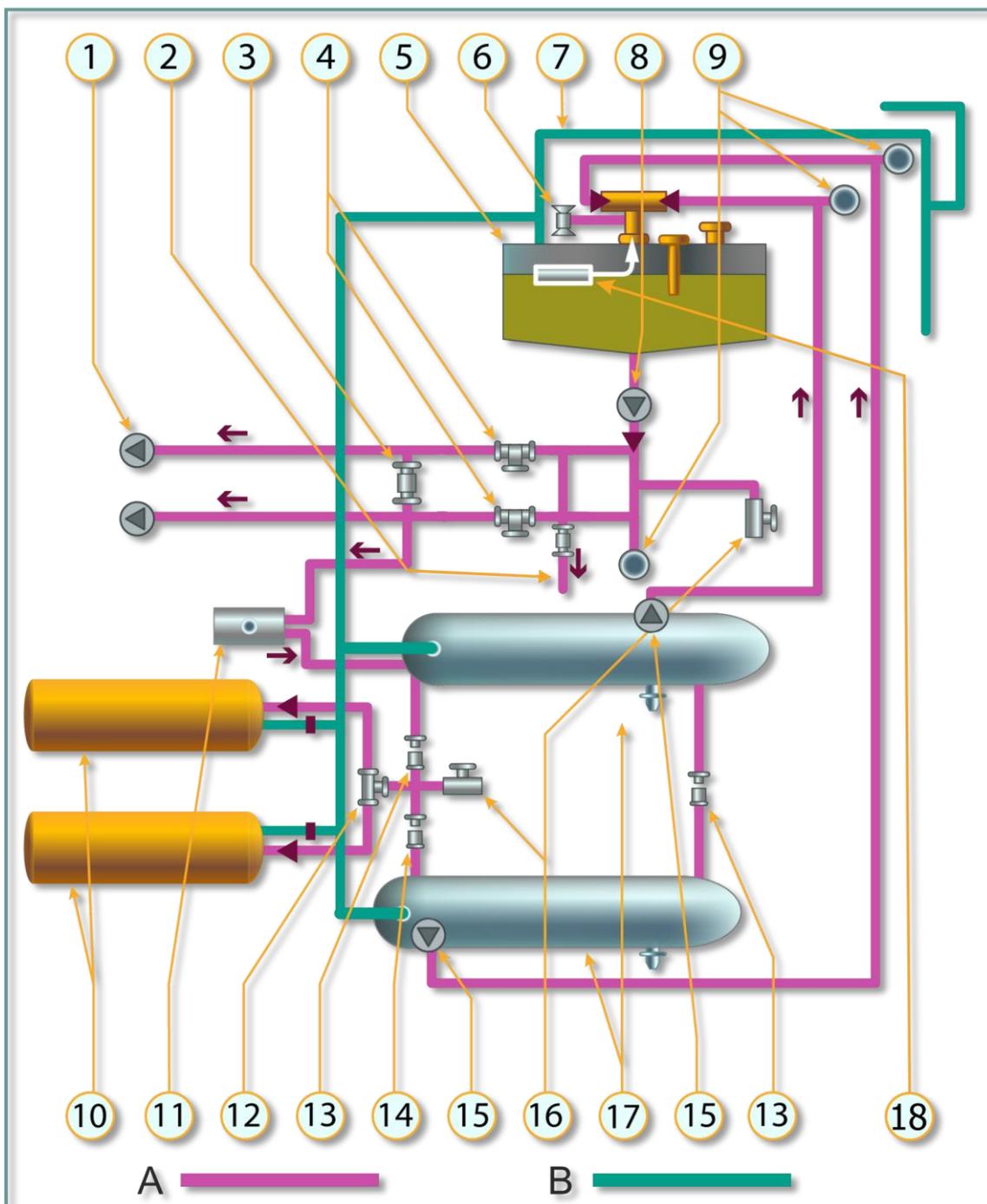


Рис. 7.6. Схема топливной системы

- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Насосы двигателей ДЦН-70А, 2. Магистраль в АИ-9В с краном 610200А 3. Электромагнитный кран 610200А КО-50 4. Пожарные краны 768600МА (электродистанционные) 5. Расходный бак 6. Перекрывной кран 768600МА магистрали перепуска топлива 7. Трубопровод суфлирования 8. Насос 463Б 9. Сигнализаторы давления СД-29А | <ol style="list-style-type: none"> 10. Дополнительные баки (не моделируются) 11. КО-50 12. Перепускной кран 637000 13. Перекрывные краны 768600МА 14. Перекрывной кран 633600А 15. Насосы ЭЦН-91 16. Сливные краны 17. Подвесные баки 18. Поплавковый клапан 766300А-1 <p>А – Магистраль подачи топлива
В – Трубопроводы суфлирования системы</p> |
|---|--|

В систему распределения топлива на вертолете входят: электро-приводной центробежный топливный насос 463Б (8); два центробежных топливных насоса ЭЦН91С (15); электроприводной топливный насос 748Б (обогревателя КО-50, не показан); поплавковый клапан 766300А-1 (18); пять перекрывных кранов

768600МА (6, 13); один перекрывной кран 633600А (14); два электромагнитных крана 610200А (2, 3) для магистралей питания АИ-9 и КО-50 соответственно; перепускной кран 637000 (12); топливный фильтр 11 ТФ30 СТ (не показан); блок обратных клапанов (не показан); трубопроводы и шланги.

Топливо из подвесных баков двумя насосами ЭЦН-91С (15) подается по трубопроводам в расходный бак, из которого оно насосом 463Б (8) распределяется для питания двигателей ТВ3-117ВМ. В магистралях от насоса 463Б к двигателям установлены перекрывные (пожарные) краны 768600 МА (4).

Отбор топлива для питания двигателя АИ-9В и керосинового обогревателя производится от магистрали, идущей к правому двигателю ТВ3-117ВМ, до пожарного крана.

На схеме не указаны механические КРАНЫ ОСТАНОВА двигателей, которые открываются/закрываются членами экипажа для запуска/выключения двигателей.

Назначение агрегатов топливной системы

ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС 463Б (8) предназначен для создания подпора топлива на входе в основные топливные насосы двигателей ТВ3-117ВМ и двигателя АИ-9В, а также в насос 748Б керосинового обогревателя КО-50.

Насос 463Б – внебакового расположения, установлен в нижней части расходного бака.

При отказе насоса 463Б работа двигателей не нарушается, так как в этом случае топливо к двигателям из расходного бака поступает самотеком.

Цепь питания насоса подключена к аккумуляторной шине через АЗСы ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ-РАСХОД, установленных на правой панели АЗС электропульты летчиков.

Включение насоса осуществляется выключателем НАСОСЫ БАКОВ-РАСХОД, установленным на средней панели электропульты.

ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ НАСОСЫ ЭЦН-91С, (15) расположенные в монтажных устройствах внутри подвесных баков (в левом баке спереди, в правом – сзади), предназначены для перекачки топлива в расходный бак.

Цепи питания электродвигателей насосов подключены к аккумуляторной шине через АЗСы ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ-ЛЕВОГО и ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ-ПРАВОГО, установленных на правой панели АЗС электропульты летчиков. Включение насосов осуществляется выключателями НАСОСЫ БАКОВ-ЛЕВЫЙ и НАСОСЫ БАКОВ-ПРАВЫЙ, установленными на средней панели электропульты летчиков.

ЭЛЕКТРОПРИВОДНОЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС 748Б (11) – шестеренчатого типа, предназначен для подачи топлива к форсункам керосинового обогревателя КО-50 и установлен в отсеке керосинового обогревателя.

Цепь питания и управления насосом подключена к шине ВУ через АЗС КО-50, расположенном на правой панели АЗС электропульты летчиков. Включение насоса осуществляется при включении обогревателя в работу.

ПОПЛАВКОВЫЙ КЛАПАН 766300А-1 (18) предназначен для предохранения расходного бака от переполнения при перекачке топлива из подвесных баков, установлен в расходном баке и крепится к плите.

Во время перекачки, когда расходный бак не заполнен полностью, под давлением топлива клапан отходит от седла, открывая проходное сечение для топлива. Через окна корпуса клапана топливо выливается в бак и заполняет его. При наполнении бака, когда поплавков клапана займет верхнее положение, клапан перекрывает поступление топлива в бак.

ПЕРЕКРЫВНЫЕ КРАНЫ 768600А (4), (могут называться **ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ**) электродистанционного управления предназначены для перекрытия и открывания топливных магистралей. Установлены в редукторном отсеке, (см. [Рис. 7.7](#) 1, 2).

Цепи питания пожарных кранов подключены к аккумуляторной шине через автоматы защиты сети **ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. ПЕРЕКРЫВ. КРАНЫ-ЛЕВЫЙ И ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. ПЕРЕКРЫВ. КРАНЫ-ПРАВЫЙ**, установленные на правой панели АЗС электропульты летчиков. Открытие и закрытие кранов осуществляется переключателями **ПЕРЕКРЫВ. КРАНЫ-ЛЕВЫЙ И ПЕРЕКРЫВ. КРАНЫ-ПРАВЫЙ**, закрытыми предохранительными колпачками и установленными на средней панели электропульты. О закрытии кранов сигнализируют табло **ЛЕВЫЙ ЗАКРЫТ И ПРАВЫЙ ЗАКРЫТ**, расположенные под переключателями.

ДВА КРАНА ОСТАНОВА (они же называются **СТОП-КРАНЫ**) установлены в магистралах питания двигателей ТВЗ-117ВМ. Каждый из них предназначен для механического перекрытия топлива перед насосом-регулятором двигателя при необходимости его останова. Рукоятки кранов находятся на потолочной панели кабины экипажа. При запуске двигателей должны быть открыты вручную членами экипажа.

ОДИН ПЕРЕКРЫВНОЙ КРАН (6) предназначен для перепуска топлива от подвесных баков в расходный бак при отказе поплавкового клапана 766300А-1 в закрытом положении. Кран установлен на плите расходного бака.

Цепь питания перекрывного крана подключена к аккумуляторной шине через автомат защиты сети **АЗС ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА-КРАН ПЕРЕПУСК.**, установленный на правой панели электропульты. Открытие и закрытие крана осуществляется переключателем **ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА-ПЕРЕПУСК**, установленным на средней панели электропульты.

ДВА ПЕРЕКРЫВНЫХ КРАНА установлены в магистралах кольцевания баков, соединяющие подвесные баки между собой спереди и сзади и служащие для равномерной выработки топлива из подвесных баков при отказе одного из насосов ЭЦН-91С.

Нормальное положение кранов – открытое.

Краны должны быть закрыты в случае входа в зону возможного поражения вертолета, обеспечивая сохранение топлива в одном из подвесных баков при повреждении другого;

Цепи питания кранов кольцевания подключены к аккумуляторной шине. Открытие и закрытие кранов осуществляется переключателем **КОЛЬЦЕВ БАКОВ ЗАКР-ОТКР** под колпачком, установленным на средней панели электропульты. О закрытом положении кранов сигнализирует желтое табло **КОЛЬЦЕВ ОТКЛ.**, расположенное под переключателем.

ПЕРЕКРЫВНОЙ КРАН 633630 (не моделируется) предназначен для перекрытия переднего трубопровода кольцевания подвесных баков. Кран управляется вручную и должен находиться в открытом положении. Кран закрывается в случае демонтажа правого бака и слива топлива из дополнительных баков.

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ КРАНЫ 610200А предназначены для управления подачей топлива в двигатель АИ-9В и керосиновый обогреватель КО-50. Электромагнитный кран, смонтированный в магистрали подачи топлива в двигатель АИ-9В, установлен в редукторном отсеке и открывается автоматически при нажатии кнопки пуска двигателя АИ-9В. Закрытие крана производится при выключении АИ-9В.

Электромагнитный кран, смонтированный в магистрали подачи топлива в керосиновый обогреватель КО-50, установлен на потолочной панели грузовой кабины под правым пожарным краном и открывается автоматически при пуске обогревателя, а закрывается при его выключении.

ПЕРЕПУСКНОЙ КРАН 637000 (не моделируется) предназначен для подключения одного или двух дополнительных баков к передней магистрали, соединяющей подвесные топливные баки, также для слива топлива из дополнительных баков. Кран открывается вручную, а установлен под полом грузовой кабины рядом с передним перекрывным краном 633600А и обеспечивает выработку топлива из дополнительных баков как отдельную, так и одновременную.

БЛОК ОБРАТНЫХ КЛАПАНОВ включает в себя два обратных клапана, смонтированных в магистралах перекачки топлива из подвесных баков в расходный. Клапаны пропускают топливо только в одном направлении – в расходный бак и установлены на плите расходного бака перед поплавковым и перекрывным кранами.

Система трубопроводов и обратных клапанов обеспечивает питание двигателей топливом от любого из двух насосов подвесных топливных баков в случае выхода одного из них.

СИГНАЛИЗАТОРЫ ДАВЛЕНИЯ СД-29А отключают табло, сигнализирующие о работе перекачивающих насосов ЭЦН-91С или насоса 463Б в случае, когда давление в соответствующей магистрали становится менее 0,5 кг/см².

7.2.3. Управление и контроль работы топливной системы

Управление агрегатами топливной системы

Управление агрегатами топливной системы осуществляется с панели управления топливной системой, которая расположена на средней панели электропульты, [Рис. 7.7](#). Кроме того, имеются ручные перекрывные краны, которые в игре не моделируются.



Рис. 7.7. Панель управления топливной системой на средней панели электропульты

- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Левый перекрывной (пожарный) кран и табло, сигнализирующее о его закрытом положении 2. Правый перекрывной (пожарный) кран и табло, сигнализирующее о его закрытом положении 3. Табло сигнализации отключения кольцевания подвесных баков (связывающая магистраль перекрыта) 4. Выключатель электромагнитных кранов открытия кольцевания подвесных баков | <ol style="list-style-type: none"> 6. Выключатель и табло сигнализации рабочего состояния электроприводного насоса ЭЦН-91С ПРАВОГО бака 7. Выключатель и табло сигнализации рабочего состояния электроприводного насоса ЭЦН-91С ЛЕВОГО бака 8. Выключатель и табло сигнализации рабочего состояния электроприводного насоса 463Б РАСХОДНОГО бака 9. Переключатель режима работы ламп, сигнализирующих о наполнении бака на |
|---|--|

(верхнее положение – связывающая магистраль ОТКРЫТА)
5. Выключатель электромагнитного крана ручного перепуска топлива из подвесных баков в расходный (при отказе поплавкового клапана расходного бака).
Нормальное положение ЗАКРЫТО (вниз)

100%. Лампы расположены вблизи заправочных горловин, в игре не моделируются

Контроль работы топливной системы

Контроль работы топливной системы осуществляется по сигнальным табло работы насосов и топливомеру, который показывает остаток топлива в литрах отдельно по бакам или в сумме (подвесных и расходного баков), Рис. 7.8:



Рис. 7.8. Топливомер

1. Внутренняя шкала для замера топлива по бакам (выделена красным)

2. Внешняя шкала для замера топлива в сумме (выделена синим)

Переключение между баками осуществляется переключателем топливомера, Рис. 7.9:

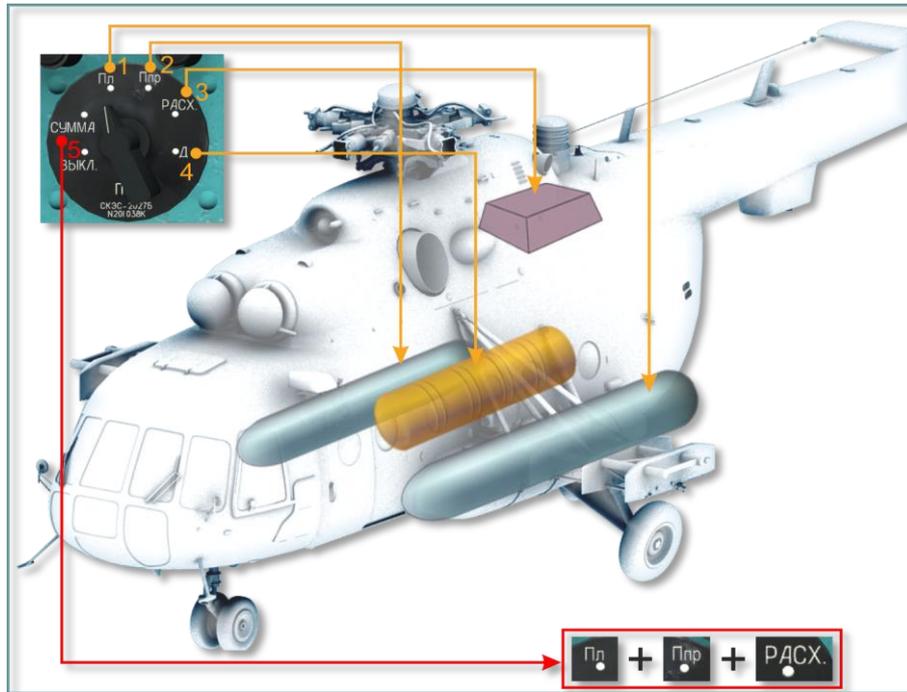


Рис. 7.9. Переключатель топливомера

- Положения переключателя топливомера:
- | | |
|---------------------------|---|
| 1. Пл – Подвесной Левый | 3. РАСХ – Расходный бак |
| 2. Ппр – Подвесной Правый | 4. Д – Дополнительный (не моделируется в игре) |
| | 5. СУММА – суммарное количество топлива в подвесных и расходном баках |

7.2.4. Нормальная эксплуатация

Перед запуском

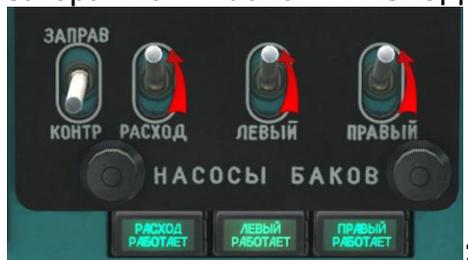
1. Включить автоматы защиты сети **ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА. ТОПЛИВОМЕР; НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ-РАСХОД-ЛЕВОГО-ПРАВОГО; ПЕРЕКРЫВ КРАНЫ ЛЕВЫЙ-ПРАВЫЙ, КРАН ПЕРЕПУС.** на правой панели АЗС



, при этом загораются табло **ЛЕВЫЙ ЗАКРЫТ, ПРАВЫЙ ЗАКРЫТ** на средней панели электропульты;

2. Проверить количество топлива по указателю топливомера;
3. Поочередным включением проверить работоспособность подкачивающего и перекачивающих насосов, контролируя их работу по

загоранию табло РАСХОД РАБОТАЕТ, ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) РАБОТАЕТ



4. Перед запуском ВСУ и основных двигателей включить топливомер, подкачивающий и перекачивающие насосы, убедиться в их работе по загоранию соответствующих табло, открыть противопожарные краны, при этом должны погаснуть табло ЛЕВЫЙ ЗАКРЫТ и ПРАВЫЙ ЗАКРЫТ



Работа в полете

Топливо, подаваемое насосами из подвесных баков по двум трубопроводам через обратные и поплавковый клапаны поступает в расходный бак, а оттуда через открытые пожарные краны – в двигатели ТВЗ-117ВМ.

В полете необходимо контролировать табло, сигнализирующие работу насосов, и раз в 5-10 мин – остаток топлива в расходном баке.

7.2.5. Неисправности

Проявление неисправности и необходимые действия.

Отказ поплавкового клапана расходного бака (отказ не реализован)

Отказ поплавкового клапана расходного бака сопровождается следующим признаком:

- при работающих насосах подвесных баков количество топлива в расходном баке уменьшается.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

- Принять решение о возможности дальнейшего выполнения полета.



- Установить выключатель ПЕРЕПУСК на пульте ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА в положение ОТКР., при этом топливо, минуя поплавковый клапан, через открытый перекрывной кран будет поступать в расходный бак. Далее вручную регулировать дальнейшую выработку топлива, не допуская переполнения расходного бака поддерживая количество топлива в расходном баке не более 370...390 л.

Отказ одного/обоих перекачивающих насосов

Отказ перекачивающих насосов сопровождается следующими признаками:

- погасанием сигнального табло НАСОСЫ БАКОВ "ЛЕВЫЙ РАБОТАЕТ" или "ПРАВЫЙ РАБОТАЕТ" или оба табло вместе



- сигналом речевого информатора "Отказали насосы основных топливных баков";
- уменьшением количества топлива в расходном баке.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА

- Выключить отказавший насос.
- При отказе одного из насосов второй обеспечивает наполнение топливом расходного бака.
- Убедившись в поступлении топлива в расходный бак, продолжить выполнение задания.

ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ

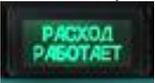


- Выключить НАСОСЫ БАКОВ ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ
- выполнение задания прекратить.
- произвести посадку на ближайшем аэродроме или на площадке, подобранной с воздуха.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Необходимо учитывать, что запас топлива в расходном баке достаточен для полета на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 21 мин на расстояние 70 км.

Отказ подкачивающего насоса расходного бака

Отказ подкачивающего насоса расходного бака сопровождается:

- кратковременное падение оборотов двигателей на 2-5%, давления топлива на 3-4 кгс/см² и падение оборотов несущего винта на 1-3%;
- погасанием зеленого сигнального табло РАСХОД РАБОТАЕТ  на средней панели электропульты;
- сигналом речевого информатора "Отказал насос расходного бака".

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

- при отказе подкачивающего насоса выполнение задания продолжать. При этом нормальную работу двигателей обеспечивают насосы двигателей ДЦН-70А.



- выключить насос
- изменение режимов работы двигателей и пилотирование вертолета производить плавно.

7.3. Гидравлическая система

7.3.1. Краткое описание

На вертолете имеются две самостоятельные гидравлические системы:

- основная;
- дублирующая.

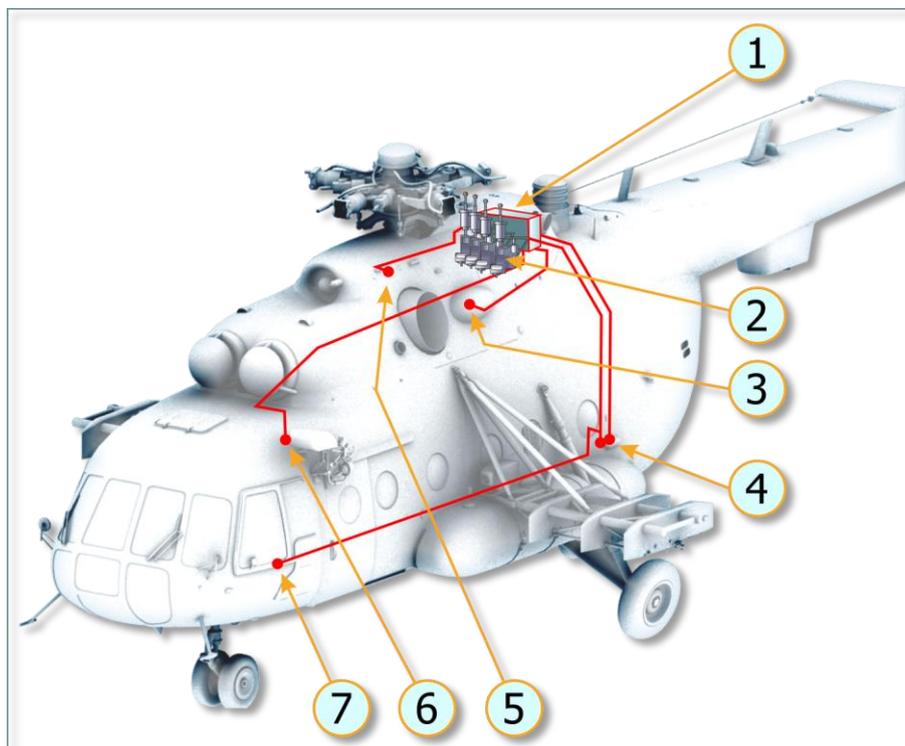


Рис. 7.10. Размещение объектов гидросистемы на вертолете

- | | |
|--|---|
| 1. Панель с гидроагрегатами | 5. Гидронасос НШ-39М дублирующей системы |
| 2. Гидроусилители | 6. Цилиндр гидроупора |
| 3. Гидронасос НШ-39М основной системы | 7. Гидроцилиндр расстопорения фрикциона ручки "Шаг-газ" |
| 4. Бортовая панель с зарядными штуцерами | |

(1) *ПАНЕЛЬ С ГИДРОАГРЕГАТАМИ* – предназначена для компактного размещения объектов обеих гидросистем (электромагнитных кранов, гидроаккумуляторов, фильтров, обратных клапанов);

(2) *ГИДРОУСИЛИТЕЛИ* предназначены для преобразования перемещения тяг ручного управления и сигналов от автопилота в перемещение силового штока;

(3) *ГИДРОНАСОС НШ-39М* основной системы предназначен для создания давления в магистрали основной гидросистемы;

(4) *БОРТОВАЯ ПАНЕЛЬ* с зарядными штуцерами предназначена для зарядки гидросистем гидрожидкостью и проверки этих систем от наземной гидроустановки (в игре не моделируется);

(5) *ГИДРОНАСОС НШ-39М* дублирующей системы предназначен для создания давления в магистрали дублирующей гидросистемы;

(6) *ЦИЛИНДР ГИДРОУПОРА* предназначен для создания усилия на РППУ при достижении угла отклонения тарелки автомата перекоса $2^{\circ}12'$. Усилие составляет 16 кг (в игре не моделируется);

(7) Гидроцилиндр расстопорения фрикциона ручки "Шаг-газ" предназначен для снятия усилий с РОШ при нажатии кнопки на РОШ (в игре не моделируется)

Основная гидравлическая система предназначена для питания комбинированных агрегатов управления (гидроусилителей) КАУ-30Б, установленных в системах продольного, поперечного управлений и управления общим шагом несущего винта, РА-60Б, установленного в системе путевого управления, гидроцилиндра расстопаривания фрикциона ручки "ШАГ-ГАЗ"; гидроцилиндра управления переменным упором в продольном управлении.

Гидроусилители КАУ-30Б и РА-60Б могут работать в двух режимах:

- от ручного управления, осуществляемого пилотом;
- от комбинированного управления с включенным автопилотом.

Дублирующая гидравлическая система является повторением основной гидросистемы и предназначена для выполнения функций основной гидросистемы при ее отказе. Включение дублирующей гидросистемы происходит автоматически при падении давления в основной гидросистеме до 30 ± 5 кгс/см².

При отказе основной гидросистемы и включении в работу дублирующей гидросистемы автопилот АП-34Б, система расстопаривания фрикциона ручки "ШАГ-ГАЗ" и гидроупор **отключатся**. При этом гидроусилители управляются только в ручном режиме работы, а для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения ручки "ШАГ-ГАЗ", следует подобрать определенную затяжку фрикциона (в игре не моделируется).

Управление гидросистемами осуществляется с панели гидросистемы, [Рис. 7.11](#)



Рис. 7.11. Панель управления гидросистемы

- | | |
|---|--|
| 1. Выключатель основной системы | 5. Манометр дублирующей системы |
| 2. Манометр основной системы | 6. Выключатель дублирующей системы |
| 3. Табло, сигнализирующее включение основной системы | 7. Кнопка отключения дублирующей системы |
| 4. Табло, сигнализирующее включение дублирующей системы | |

Кнопка ОТКЛ.ДУБЛИР. (Рис. 7.11, 7) для обеспечения устойчивого перехода с дублирующей гидросистемы на основную при запуске двигателя и наземной проверке гидросистемы (наземная проверка в игре не реализована).

ТТХ Гидросистем указаны в Табл. 7.1.

Табл. 7.1

Рабочая жидкость	масло АМГ-10
Рабочее давление в основной и дублирующей гидросистемах	(4500± 300...6500 ⁺⁸⁰⁰ ₋₂₀₀) kPa [(45±3...65 ⁺⁸ ₋₂) kgf/cm ²]
Диапазон температуры окружающего воздуха, при которой обеспечивается нормальная работа гидросистемы	от -50 до +60 °С
Допустимая температура рабочей жидкости	до 70°С
Количество масла АМГ-10 в гидросистеме	22 л (по 11)
Давление в системе, при котором происходит включение насоса на рабочий режим (питание гидросистемы)	(4500±300) kPa [(45±3) kgf/cm ²]
Давление в системе, при котором происходит переключение насоса на холостой режим (прокачка жидкости в бак)	(6500 ⁺⁸⁰⁰ ₋₂₀₀) kPa [(65 ⁺⁸ ₋₂) kgf/cm ²]

Минимальное давление в основной системе, при котором происходит переключение питания гидроусилителей на дублирующую систему

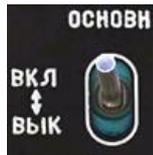
(3000±500) kPa [(30±5) kgf/cm²]

7.3.2. Нормальная эксплуатация

Контрольная проверка перед запуском двигателей



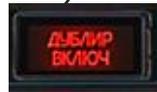
1. Включить АЗСы ГИДРОСИСТ. ОСНОВН/ДУБЛИР. Убедиться, что выключатели гидросистем находятся в положении "ВКЛ." (включены основная



и дублирующая гидросистемы), а выключатель дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. закрыт предохранительным колпачком.

Во время запуска двигателя

Внимание! В процессе запуска двигателей при включенных выключателях основной и дублирующей гидросистем возможно вступление в работу не основной, а дублирующей гидросистемы. При давлении в дублирующей гидросистеме (2500±160) kPa [(25±1,6) kgf/cm²] должно загореться табло

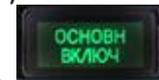


ДУБЛИР ВКЛЮЧЕНА (При этом электромагнитное реле выключит основную гидросистему). Давление по указателям манометров обеих систем установится в пределах (6500) kPa [(65) kgf/cm²]. Для перехода на работу от



основной гидросистемы, необходимо нажать кнопку ОТКЛ ДУБЛИР и удерживать ее 1...1,5 s. Должно загореться табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА и погаснуть ДУБЛИР ВКЛЮЧЕНА. Давление в дублирующей гидросистеме должно упасть до значений (0-500) kPa [(0-5) kgf/cm²].

Перед проверкой исправности гидросистемы необходимо перейти на основную гидросистему, для чего нажать кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР. на средней панели электропульта пилотов и удерживать ее до тех пор, пока не загорится



светосигнальное табло зеленого цвета ОСНОВН. ВКЛЮЧ. и погаснет светосигнальное табло красного цвета ДУБЛИР. ВКЛЮЧ.

Убедиться, что давление в основной гидросистеме нарастает до значений 42...



73 кгс/см². При этом необходимо обратить внимание на частоту перемещения стрелки указателя манометра основной гидросистемы.

Проверка гидросистемы во время прогрева силовой установки

Проверить работу органов управления, гидросистем для чего:

- поочередно отклоняя не более чем на 1/3 от полного хода ручку управления, педали и рычаг "ШАГ-ГАЗ", убедиться в плавности (без рывков и заеданий) отклонения органов управления;
- убедиться, что при движении органов управления давление в основной гидросистеме изменяется в пределах 42...73 кгс/см², а давление в дублирующей системе отсутствует, горит зеленое светосигнальное табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА;
- установить переключатель ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВН в положение ВЫКЛ. Давление в основной системе (за краном) падает до нуля, момент, когда оно пройдет через значения (3000±160) кПа [(30±1,6) kgf/cm²] сработает сигнализатор давления основной системы, гаснет табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА, а при давлении (3000±500) кПа [(30±5) kgf/cm²] сработает клапан аварийного питания. Давление в дублирующей гидросистеме должно расти, при достижении давления (2500±1,6) кПа [(25±1,6) kgf/cm²] сработает сигнализатор давления дублирующей гидросистемы и должно загореться табло ДУБЛИР ВКЛЮЧЕНА. Давление в дублирующей гидросистеме быстро растет и при перемещении органов управления изменяется в пределах (4500±300...6500⁺⁸⁰⁰₋₂₀₀) кПа [(45±3...65⁺⁸₋₂) kgf/cm²];
- включить выключатель основной гидросистемы и убедиться, что загорается зеленое светосигнальное табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА, давление в основной гидросистеме сохраняется в пределах 42...73 кгс/см², красное светосигнальное табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА гаснет и давление в дублирующей гидросистеме падает до нуля. На вертолетах с доработанной электросхемой гидросистемы для перехода на основную гидросистему после включения выключателя ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВН, необходимо нажать кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР. на средней панели электропульты пилотов и удерживать ее до тех пор, пока не загорится светосигнальное табло зеленого цвета ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА и погаснет табло красного цвета ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА.

7.3.3. Неисправности

Проявление неисправностей и необходимые действия см. [10.6](#)

7.4. Противообледенительная система

7.4.1. Общее описание

Противообледенительная система (ПОС) вертолета предназначена для предотвращения образования и удаления льда или воды с защищаемых элементов конструкции вертолета ([Рис. 7.12](#)) и сигнализации о наличии обледенения. Защищаемыми элементами являются:

- два передних смотровых стекол кабины экипажа;
- воздухосборники, включающие пылезащитные устройства (ПЗУ) и входные части двигателей;
- лопасти несущего и рулевого винтов.

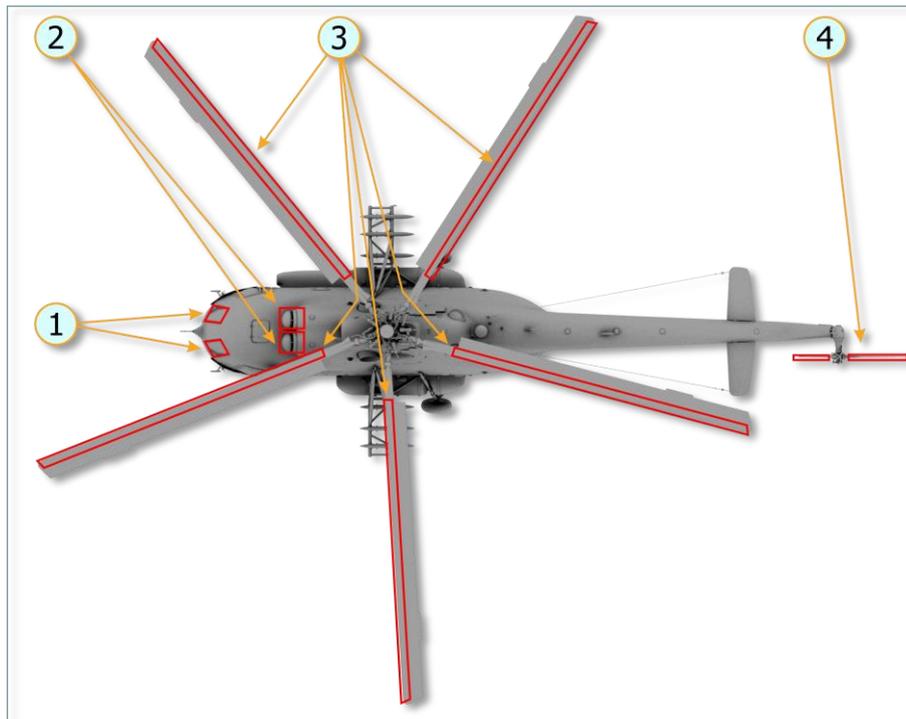


Рис. 7.12. Противообледенительная система

- | | |
|--|--------------------------------------|
| 1. Обогреваемые стекла | 3. Обогреваемые элементы лопастей НВ |
| 2. Обогреваемые объекты
воздухозборников, включающих
пылезащитные устройства (ПЗУ) и входные
части двигателей | 4. Обогреваемые элементы лопастей РВ |

Для обеспечения сигнализации о начале обледенения на вертолете установлен сигнализатор обледенения РИО-3 и визуальный датчик обледенения.

7.4.2. Обогреваемые стекла

Обогрев стекол работает на принципе электрообогрева.

Противообледенительная система стекол обеспечивает как автоматическое включение обогрева стекол от сигнала СО-121ВМ, так и ручное включение обогрева стекол и стеклоочистителей. Температура обогрева стекол поддерживается 30°C термоэлектрическими регуляторами ТЭР-1М.

ТТХ обогреваемых стекол:

Напряжение питания, V	190; 208; 230 или 250
Потребляемая мощность, W, не более	1930
Потребляемый ток, A, не более	9,65

Для контроля тока, потребляемого обогревательными элементами стекол, необходимо галетный переключатель ТОКИ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ([Рис. 7.18](#)) установить в положение ОБОГРЕВ СТЕКОЛ и проверить ток по бортовому амперметру. Показания бортового амперметра должны быть в пределах 40-120 А. Величина тока зависит от одновременности включения обогрева стекол. Истинное значение тока получается при делении показаний амперметра на 6.

Стеклоочистители

На обогреваемых стеклах установлены стеклоочистители. Стеклоочистители предназначены для удаления водяных брызг и снега с обогреваемых смотровых

стеклоочистителей. На вертолете щетки стеклоочистителей приводятся в движение непосредственно электромеханизмами ЭПК-2Т-60.

Электромеханизм ЭПК-2Т-60 может работать в четырех режимах: пусковом режиме, первая рабочая скорость; вторая рабочая скорость; возврат щетки в исходное положение.

Цепь питания и управления стеклоочистителей подключена к аккумуляторной шине через АЗС СТЕКЛООЧИСТ. – ЛЕВЫЙ и СТЕКЛООЧИСТ. – ПРАВЫЙ



Управление работой стеклоочистителя осуществляется переключателями СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ (на левом и правом щитках электропульты), [Рис. 7.13](#)

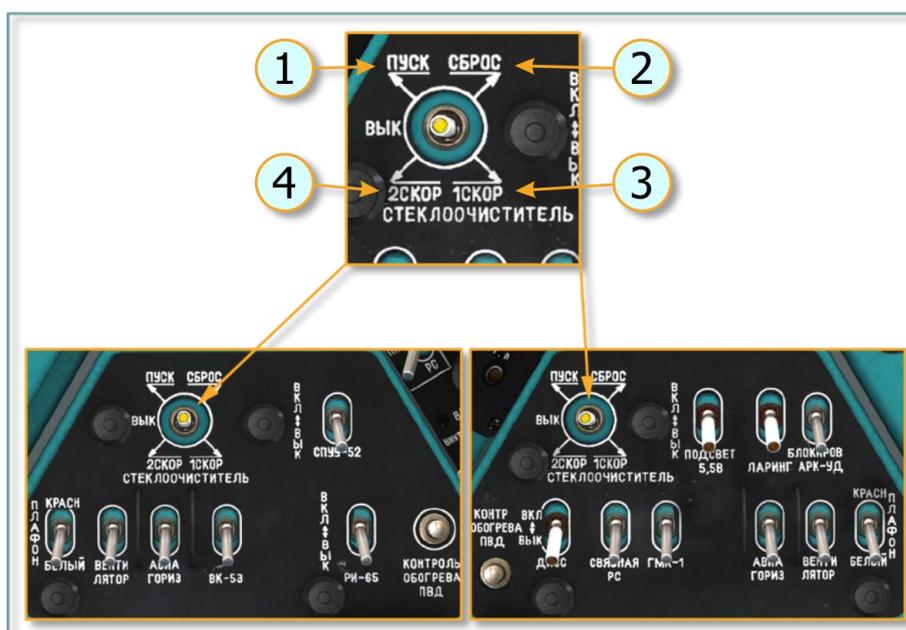


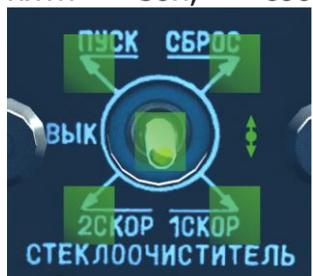
Рис. 7.13. Положение переключателя СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ

- | | |
|---|---|
| 1. ПУСК – для начала работы
кратковременно следует перевести в это положение | 3. 1 СКОР – положение переключателя для работы на первой скорости |
| 2. СБРОС – положение переключателя для окончания работы | 4. 2 СКОР – положение переключателя для работы на второй скорости |

Переключатели имеют четыре фиксированных положения: ПУСК, 1 СКОР., 2 СКОР. и нейтральное, соответствующее выключенному положению электромеханизма. Пятое положение СБРОС – нефиксированное, с автоматическим возвратом в выключенное положение.

Для включения стеклоочистителя в работу необходимо включить автоматы защиты сети СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ – ЛЕВЫЙ, СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ – ПРАВЫЙ. Далее, переключатель СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ установить в положение ПУСК, а затем, в зависимости от внешних условий (интенсивности дождя или снега), переключатели устанавливаются в положения 1 СКОР (60...90 качаний в минуту) или 2 СКОР (30...60 качаний в минуту). Снег и дождь на стеклах вертолета в игре пока не моделируются.

Управление в игре осуществляется мышью: необходимо кликнуть по одной из пяти зон, соответствующих режимам работы стеклоочистителя



После выключения стеклоочистителя щетка может остановиться в любом положении и мешать обзору летчика. Для установки ее в крайнее исходное положение переключатель СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ устанавливается в положение СБРОС и удерживается в этом положении, пока щетка не займет крайнего положения; при этом электромеханизм остановится автоматически. После останова стеклоочистителя в крайнем положении ручку переключателя следует отпустить и она займет нейтральное положение – выключенное.

7.4.3. ПОС ПЗУ и входных частей двигателей

Противообледенительная система ПЗУ смешанная воздушно-теплого и электротеплого действия, а противообледенительная система входных частей двигателей воздушно-теплого действия.

Для воздушно-теплого обогрева используется горячий воздух, отбираемый из тракта охлаждения камеры сгорания (5), Рис. 7.14.

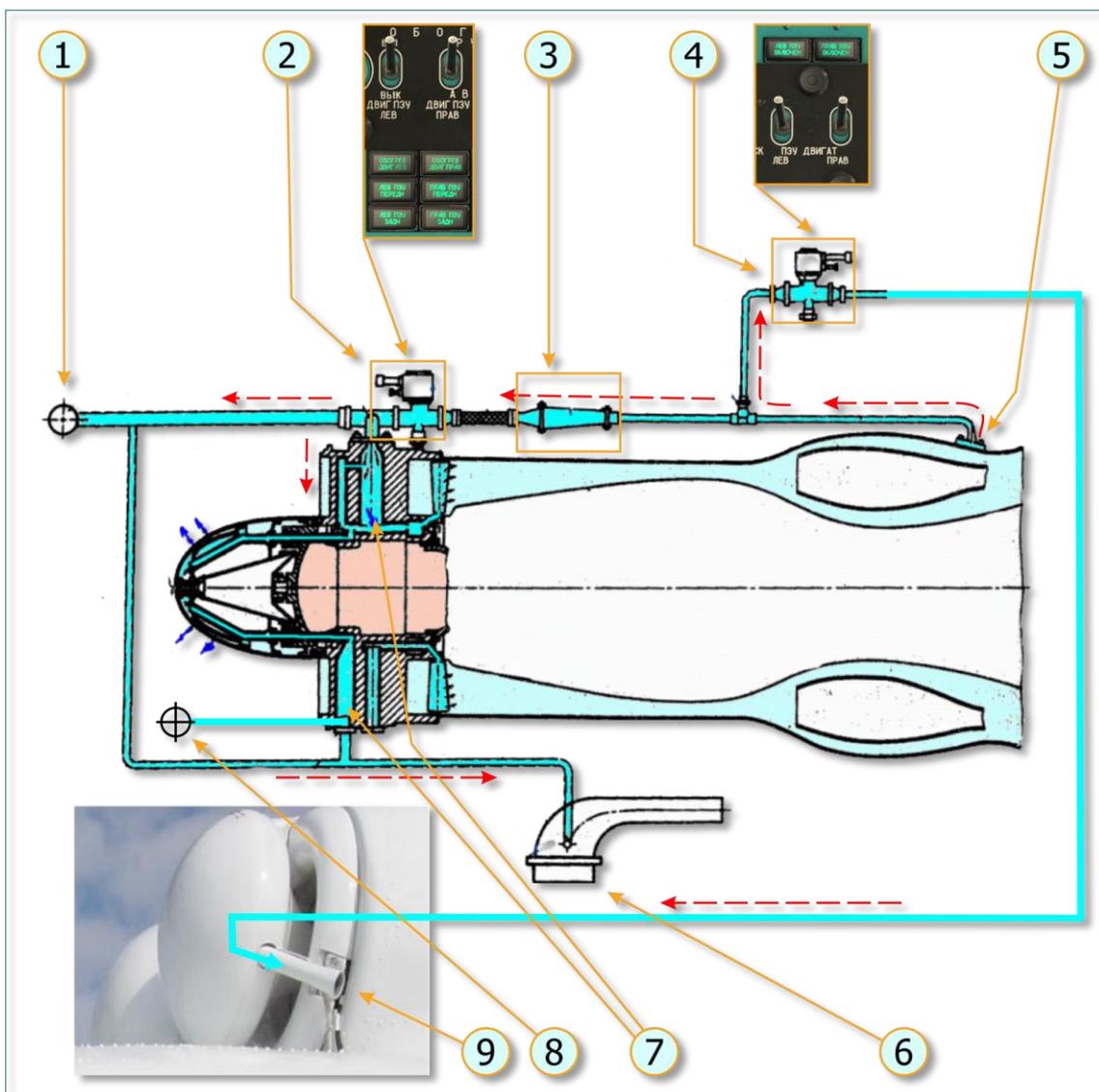


Рис. 7.14. Схема отбора горячего воздуха для нужд ПОС ПЗУ и входных частей двигателя, а также для работы ПЗУ

- | | |
|--|--|
| <p>1. ПОС воздухозаборника (входной коллекторной губы)</p> <p>2. Электрозаслонка 1919Т открывающая ток горячего воздуха на нужды ПОС</p> <p>3. Терморегулятор</p> <p>4. Заслонка 1919Т открывающая ток горячего воздуха на эжектор ПЗУ (для создания разрежения)</p> | <p>5. Штуцер отбора воздуха из тракта охлаждения камеры сгорания ТВЗ-117ВМ</p> <p>6. Подогрев воздухозаборника термокомпенсатора насоса – регулятора НР-ЗВМ (для его корректной работы)</p> <p>7. Обогреваемые элементы входного направляющего аппарата двигателя (вертикальные и горизонтальные стойки)</p> <p>8. Отвод воздуха на обогрев сепаратора ПЗУ</p> <p>9. Эжектор ПЗУ</p> |
|--|--|

На каждом двигателе установлена заслонка 1919Т (2), которая открывает ток горячего воздуха из контура охлаждения камеры сгорания (5).

Вторая заслонка (4) – служит для подачи воздуха к эжектору ПЗУ с целью создания разрежения, которое активирует отсос и выброс пыли из входного тракта двигателя.

В ПЗУ горячим воздухом обогреваются (Рис. 7.15): входная коллекторная губа и поверхность туннеля, сепаратор ПЗУ, воздухозаборник термокомпенсатора насоса – регулятора НР-ЗВМ (Рис. 7.14, 6).

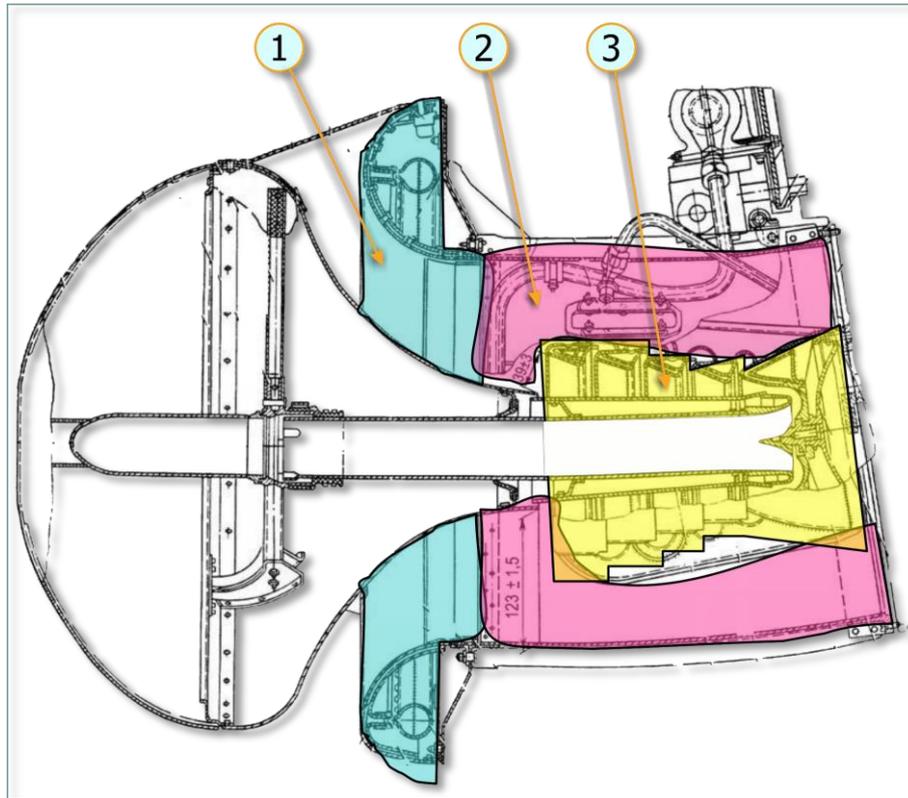


Рис. 7.15. Элементы ПЗУ, обогреваемые горячим воздухом

- | | |
|------------------------------|------------------|
| 1. Входная коллекторная губа | 3. Сепаратор ПЗУ |
| 2. Поверхность туннеля | |

Электрический обогрев ([Рис. 7.16](#)) применен для следующих узлов ПЗУ: передней и задней части обтекателя, кожуха трубопровода вывода пыли, раструба вывода пыли и носков стоек обтекателя.

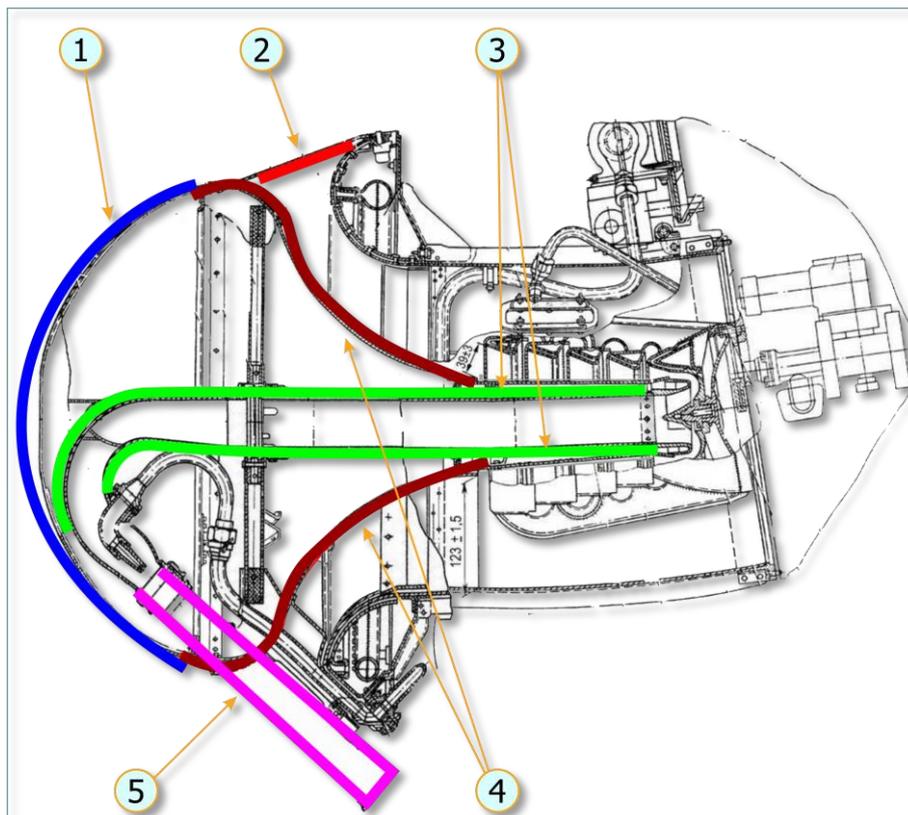


Рис. 7.16. Элементы ПЗУ, обогреваемые электрическим током

- | | |
|------------------------------|-----------------------------------|
| 1. Передняя часть обтекателя | 3. Кожух трубопровода вывода пыли |
| 2. Носок стойки обтекателя | 4. Задняя часть обтекателя |
| | 5. Раструб вывода пыли |

На указанные поверхности по всей площади с внутренней или с внешней стороны приклеены нагревательные наклейки. Между обшивкой и нагревательной накладкой вклеены термодатчики ТД-2, которые совместно с терморегуляторами ТЭР-1М обеспечивают стабильную температуру нагревателя при различных температурах наружного воздуха.

Питание системы электрообогрева осуществляется переменным током напряжением 200 V и частотой 400 Hz.

Обогрев левого двигателя, его воздухозаборника и ПЗУ включается и выключается вручную, правого двигателя и его входных частей – как вручную, так и автоматически от сигнализатора обледенения (см.ниже). Выключение обогрева производится вручную.

Показания бортового амперметра ([Рис. 7.18](#)) должны быть в пределах 65-120 А. Величина тока зависит от одновременности включения обогрева передней и задней частей ПЗУ. Истинное значение тока получается при делении показаний амперметра на 3.

ТТХ нагревательных элементов:

Напряжение питания, V	200-208V
Потребляемая мощность, W, не более	8000
Потребляемый ток, A, не более	40

7.4.4. Противообледенительная система винтов

Обогрев лопастей несущего и рулевого винтов осуществляется электронагревательными элементами, питание которых осуществляется переменным током.

Нагревательный элемент несущего винта состоит из четырех секций, рулевого винта - разделен на две секции.

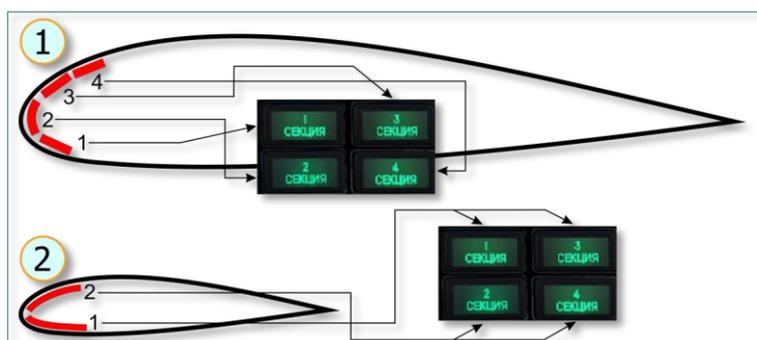


Рис. 7.17. Схема нагревательных элементов ПЗУ лопастей НВ и РВ относительно профиля лопасти

- | | |
|---|---|
| 1. Схема нагревательных элементов НВ (4 секции) | 2. Схема нагревательных элементов РВ (2 секции) |
|---|---|

Циклическое включение секций осуществляется с помощью программного механизма ПМК-21, который за один цикл обеспечивает нагрев каждой секции несущего и рулевого винтов в течение 38,5 с и охлаждение в течение 115,5 с для секции несущего винта и в течение 38,5 с для секции рулевого винта. Секции нагревательных элементов рулевого винта включаются в следующем

порядке: первые секции нагревательных элементов лопастей рулевого винта включаются совместно с I и III секциями нагревательных элементов лопастей несущего винта, а вторые секции – со II и IV секциями нагревательных элементов лопастей несущего винта.

Для контроля тока каждой секции каждой лопасти несущего винта и секций рулевого винта необходимо при загорании табло соответствующей секции устанавливать галетный переключатель ТОКИ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ поочередно в положения ЛОПАСТИ НЕСУЩ. ВИНТА 1-2-3-4-5 и ХВОСТ ВИНТА и проверить ток по бортовому амперметру в соответствующих секциях лопастей, Рис. 7.18.



Рис. 7.18. Контроль работы нагревательных элементов электрической части ПОС вертолета

- | | |
|---|--|
| 1. Галетный переключатель потребителей тока | 2. Табло, сигнализирующие подключение отдельных секций НВ и РВ |
| | 3. Амперметр переменного тока |

Показания бортового амперметра должны быть:

- 60-72 А – для лопасти несущего винта;
- 110-150 А – для лопастей рулевого винта.

Истинное значение тока получается при делении показаний амперметра на 3 для лопасти несущего винта, и на 6 для лопастей рулевого винта.

7.4.5. Сигнализаторы обледенения

С целью своевременного обнаружения обледенения, сигнализации о наличии льда на конструкции вертолета, а также автоматического включения ПОС на вертолете имеется радиоизотопный сигнализатор обледенения (РИО-3). Датчик сигнализатора РИО-3 установлен в туннеле воздухозаборника вентилятора. Принцип работы основан на изменении проводимости участка электропечи, который работает за счет бета-излучения радиоизотопа.

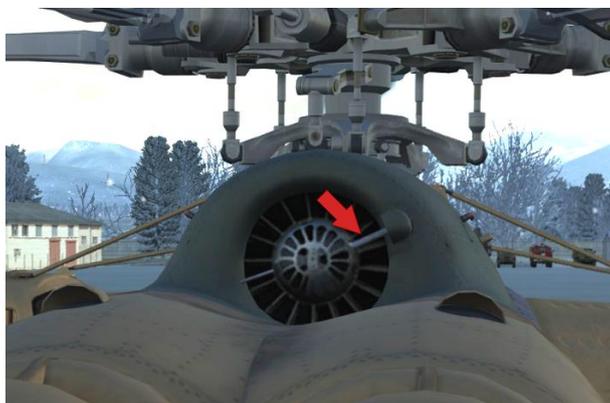


Рис. 7.19. Радиоизотопный сигнализатор обледенения

Кроме этого на левом блистере снаружи прикреплен визуальный сигнализатор обледенения. Визуальный указатель обледенения представляет собой штырь, установленный на левом сдвижном блистере. На штыре нанесены красные и черные поперечные полосы шириной 5 мм каждая. По скорости намерзания льда летчик судит об интенсивности обледенения (не реализовано в игре).



Рис. 7.20. Визуальный сигнализатор обледенения

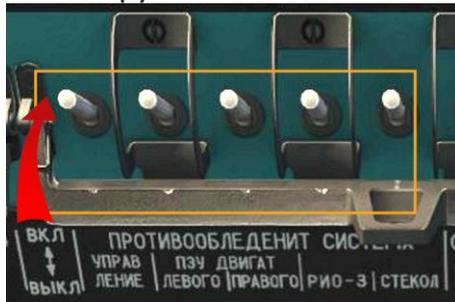
Радиоизотопный сигнализатор обледенения обеспечивает подачу сигнала экипажу о начале обледенения – непрерывный сигнал сигнализации при нахождении вертолета в зоне обледенения и автоматического включения противообледенительной системы (винтов, правого двигателя и стекол). После выхода вертолета из зоны обледенения РИО-3 прекращает подачу сигнала, при этом выключение противообледенительной системы производится вручную.

Сигнал от РИО-3 может быть выдан с некоторым опозданием, когда на узлах ПЗУ и двигателей уже нарастает большое количество льда. Накопившийся лед при включении обогрева может отрываться и попадать в двигатели, что приведет к их отказу.

Во избежание подобных случаев обогрев ПЗУ и двигателей включается перед полетом вручную.

7.4.6. Управление ПОС

1. Для функционирования ПОС в ручном или автоматическом режимах должны



быть включены АЗСы ПОС

2. Управление ПОС осуществляется с панели ПОС, [Рис. 7.21](#)



Рис. 7.21. Панель ПОС

- | | |
|--|---|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Переключатель ОБЩЕЕ РУЧН-АВТОМ 2. Кнопка отключения ПОС 3. Выключатель ДВИГ ПЗУ ЛЕВ обогрева ПЗУ и входного устройства левого двигателя 4. Табло сигнализации обледенения (красное) и включения ПОС (зеленое) 5. Табло сигнализации включения обогрева ПЗУ и входных устройств левого (левый столбец) и правого (правый столбец) двигателей | <ol style="list-style-type: none"> 6. Галетный переключатель для контроля значений тока потребителей 7. Переключатель (ручное – автоматическое включение) ДВИГ ПЗУ ПРАВ обогрева ПЗУ и входного устройства правого двигателя 8. Контроль обогрева РИО-3 9. Переключатель обогрева РИО-3 10. Переключатель обогрева стекол 11. Табло сигнализации исправности обогрева РИО-3 12. Амперметр переменного тока |
|--|---|

13. Табло, сигнализирующие поочередное подключение отдельных секций НВ и РВ

3. Для работы ПОС в автоматическом режиме все выключатели на пульте



управления должны быть в нижнем положении:

Работа автоматического режима основана на получении сигнала блоком управления ПОС от РИО-3. При этом в условиях обледенения системой сигнализации выдается следующие сигналы:



- на включение табло ОБЛЕДЕН
- на автоматическое включение ПОС лопастей винтов, ПОС **правого** двигателя, его воздухозаборника, ПЗУ и обогрева стекол о чем можно судить по загоранию соответствующих табло



- на воспроизведение речевой информации РИ-65 ОБЛЕДЕНЕНИЕ;
- в систему регистрации параметров (САРПП-12ДМ) – о выдаче сигнала ОБЛЕДЕН.

Если сработало автоматическое включение ПОС, то необходимо включить вручную ПОС ПЗУ и входного устройства **ЛЕВОГО** двигателя (выключатель ДВИГ ПЗУ ЛЕВ перевести в верхнее положение), убедившись в устойчивой работе правого двигателя.

4. Для ручного включения ПОС необходимо все выключатели на пульте управления ПОС (кроме РИО-3) переместить вверх



Кроме того, есть возможность ручного включения ПОС отдельных агрегатов: НВ и РВ; левого двигателя (ПЗУ и входного устройства); правого двигателя (ПЗУ и входного устройства); стекол.

5. Для выключения ПОС необходимо выключить все выключатели ПОС на



пульте управления и нажать на кнопку ВЫК

7.4.7. Влияние ПОС на летно-тактические характеристики

На взлетный вес

При включении отбора воздуха на эжекторы ПЗУ предельный вес вертолета, определенный по номограммам, уменьшить на 200 кг; при включении ПОС двигателей и винтов уменьшить на 1000 кг.

На расход топлива

При включении противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей километровый и часовой расходы топлива по сравнению с указанными в [Табл. 8.4](#) значениями увеличиваются:

- при включении противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА двигателей – на 3%;
- при включении противообледенительной системы несущего и рулевого винтов – на 2%.

При включении ПЗУ на висении вертолета часовой расход топлива по сравнению с указанным в [Табл. 8.6](#) значениями увеличивается на 3%.

7.5. Пневматическая система

Пневмосистема вертолета предназначена для торможения колес главного шасси и подзарядки камер колес от бортовых баллонов во внеаэродромных условиях.

Сжатый воздух под давлением 50 кгс/см² находится в баллонах, в качестве которых используются подкосы основных стоек шасси.

Зарядка баллонов осуществляется от компрессора, имеющего привод от главного редуктора, при работе двигателей или от наземного баллона через бортовой штуцер, Рис. 7.22

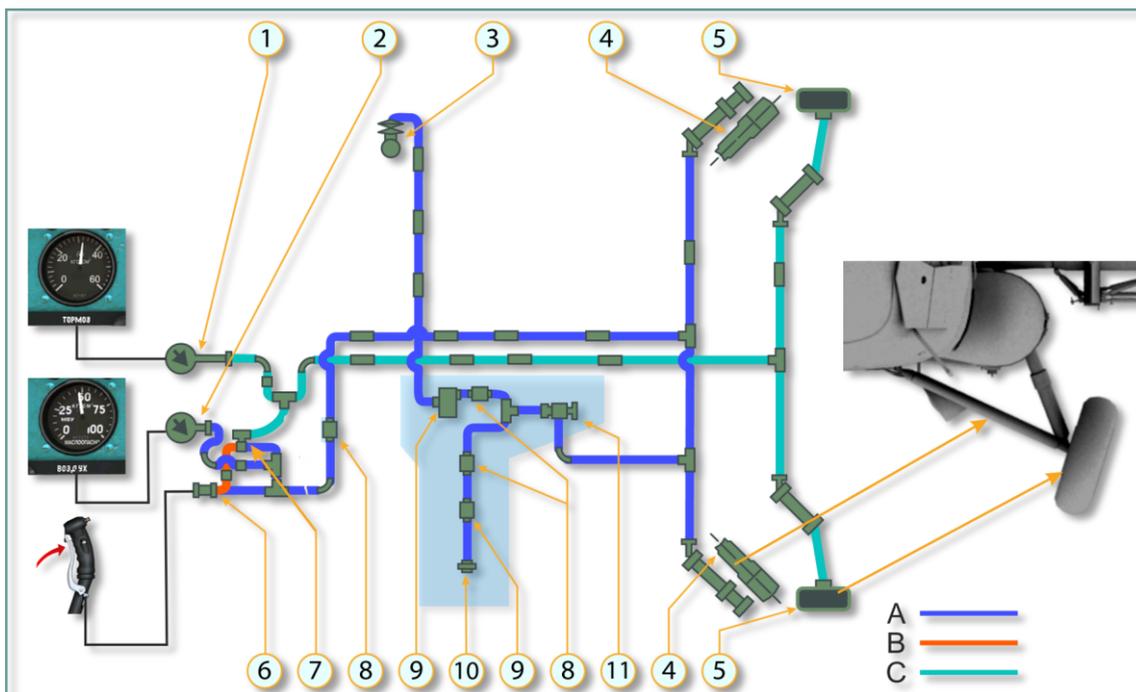


Рис. 7.22. Схема пневматической системы

- | | |
|------------------------------------|---|
| 1. Манометр МА-60К | 8. Обратный клапан 636100М |
| 2. Манометр НТМ-60 | 9. Фильтр |
| 3. Компрессор АК-50Т, | 9. Фильтр |
| 4. Баллоны | 10. Зарядный клапан 3509с50 |
| 5. Тормоз колеса | 11. АД-50 |
| 6. Редукционный клапан УП-25/2 | А – давление 40..54 кгс/см ² |
| 7. Редукционный ускоритель УПОЗ/2М | В – давление 0..14 кгс/см ² |
| | С – давление 30..34 кгс/см ² |

(1) *МАНОМЕТР МА-60К* служит для контроля давления непосредственно в тормозах;

(2) *МАНОМЕТР НТМ-60* служит для контроля давления в баллонах (4);



Рис. 7.23. Манометры пневмосистемы

1. Манометр НТМ-60

2. Манометр МА-60К

(3) *ВОЗДУШНЫЙ КОМПРЕССОР АК-50Т* предназначен для подзарядки пневматической системы вертолета сжатым воздухом во время полета. Компрессор обеспечивает наполнение бортовых баллонов воздухом до давления $(5000+400)$ kPa $[(50+4) \text{ kgf/cm}^2]$ за время не более 25 min. Привод воздушного компрессора АК-50Т осуществляется от главного редуктора.

(4) *БАЛЛОНЫ*. В качестве баллонов использованы внутренние полости подкосов главных ног шасси.

(5) *ТОРМОЗ КОЛЕС* – колодочного типа, торможение осуществляется за счет прижатия воздухом тормозных колодок к барабану.

(6) *РЕДУКЦИОННЫЙ КЛАПАН УП25/2* предназначен для пневматического управления тормозами колес главных ног шасси. Управление осуществляется от рычага на РППУ, Рис. 7.24.



Рис. 7.24. Рычаг тормозов колес на РППУ левого летчика

1. Рычаг управления тормозами **[W]**

2. Собачка стояночного тормоза **[LShift
+W]**

(7) *РЕДУКЦИОННЫЙ УСКОРИТЕЛЬ УПОЗ/2М* предназначен для ускорения подачи сжатого воздуха в тормоза колес главных ног шасси, а также для выпуска воздуха из тормозов в атмосферу при растормаживании колес. Редукционный ускоритель работает от управляющего давления, подаваемого от редукционного клапана УП25/2, и создает в тормозной магистрали давление, равное $(3300+300)$ кПа $[(33+3)$ кгф/см²].

(11) *АВТОМАТ ДАВЛЕНИЯ АД-50* предназначен для автоматического переключения компрессора АК-50Т с рабочего режима на холостой и обратно. Переключение компрессора с рабочего режима на холостой происходит при давлении воздуха в баллонах $(5000+400)$ кПа $[(50+4)$ кгф/см²], а с холостого режима на рабочий - при давлении воздуха в баллонах не менее 4000 кПа (40 кгф/см²). Автомат давления установлен на пневмопанели.

Примечание. Пневмопанель служит для удобства монтажа агрегатов и проверки герметичности соединений, а также уменьшения количества трубопроводов. На ней установлена часть агрегатов пневматической системы. Пневмопанель установлена на левом борту грузовой кабины фюзеляжа. В игре не используется.

Основные ТТХ пневматической системы:

Наименование параметра	Минимальное значение	Номинальное значение	Максимальное значение
Давление воздуха в баллонах кгс/см ²	40	50	54
Давление воздуха в тормозах колес кгс/см ²	30	32	34

Нормальная эксплуатация

Проверить зарядку воздушной системы (давление в системе должно быть по манометру ВОЗДУХ 40...50 кгс/см²) и работу тормозной системы колес шасси (при обжатии тормозного рычага давление в тормозах колес должно быть по манометру ТОРМОЗ 30...34 кгс/см², после растормаживания не должно быть остаточного давления в тормозах).

7.6. Противопожарная система

7.6.1. Краткое описание

Противопожарное оборудование предназначено для обнаружения, сигнализации и ликвидации пожара в защищаемых отсеках. Противопожарное оборудование вертолета состоит из системы обнаружения и оповещения о пожаре, и системы пожаротушения, включающей 2 баллона с огнегасящей жидкостью (один баллон первой очереди срабатывания, другой баллон второй очереди срабатывания). Питание электрических цепей осуществляется от аккумуляторной шины при включении АЗС СИГНАЛИЗАЦИЯ, 1 ОЧЕРЕДЬ, 2 ОЧЕРЕДЬ, [Рис. 7.25](#):



Рис. 7.25. АЗС противопожарной системы

7.6.2. Система обнаружения и оповещения о пожаре

Обнаружение пожара и оповещение экипажа обеспечиваются электрической системой сигнализации о пожаре ССП-ФК.

Система сигнализации о пожаре ССП-ФК обеспечивает:

- обнаружение пожара в защищаемых отсеках вертолета;
- оповещение экипажа при помощи световой сигнализации;
- выдачу дополнительных сигналов оповещения на аппаратуру речевой информации и аппаратуру автоматической регистрации параметров полета;
- автоматическое включение разрядки баллона 1 очереди в зону того отсека, из которого получен сигнал о пожаре;
- индикацию срабатывания средств пожаротушения;
- проверку исправности системы и готовности ее к действию.

Работа аппаратуры ССП-ФК основана на получении и обработке электрического сигнала от специальных датчиков. Датчик представляет собой термобатарейку, собранную из трех последовательно соединенных хромель-алюмелевых термопар. Рабочие (малоинерционные) спаи электродов имеют значительно меньшие размеры, чем нерабочие (инерционные) спаи. При быстром нагреве среды, окружающей датчик, малоинерционные спаи последнего, имеющие меньшую массу, нагреваются значительно быстрее инерционных. За счет разности температур нагрева рабочих и нерабочих спаев на выводных штырях датчика появляется термо-эдс.

Система обнаружения пожара

На вертолете установлено три комплекта аппаратуры ССП-ФК, которые обеспечивают обнаружение пожара в четырех наиболее опасных в пожарном отношении отсеках:

- левого двигателя;
- правого двигателя;
- керосинового обогревателя КО-50;
- главного редуктора, расходного топливного бака и двигателя АИ-9В (все три области включены в один защищаемый отсек).

Система обнаружения пожара по принципу действия представляет собой многоконтурное электрическое устройство, имеющее в каждом контролируемом отсеке вертолета несколько самостоятельных групп датчиков, выдающих сигналы на исполнительные устройства.

В исполнительном блоке каждая группа датчиков подсоединена к своему блоку преобразования сигналов (комбинированному блоку), образуя полностью независимый чувствительный контур. Этим обеспечивается высокая надежность системы, так как при выходе из строя любой группы датчиков работоспособность остальных групп сохраняется. Система способна обнаружить пожар с помощью одного контура чувствительных элементов.

В состав системы ССП-ФК входят:

- 42 датчика-сигнализатора типа ДПС объединенных в 14 групп.

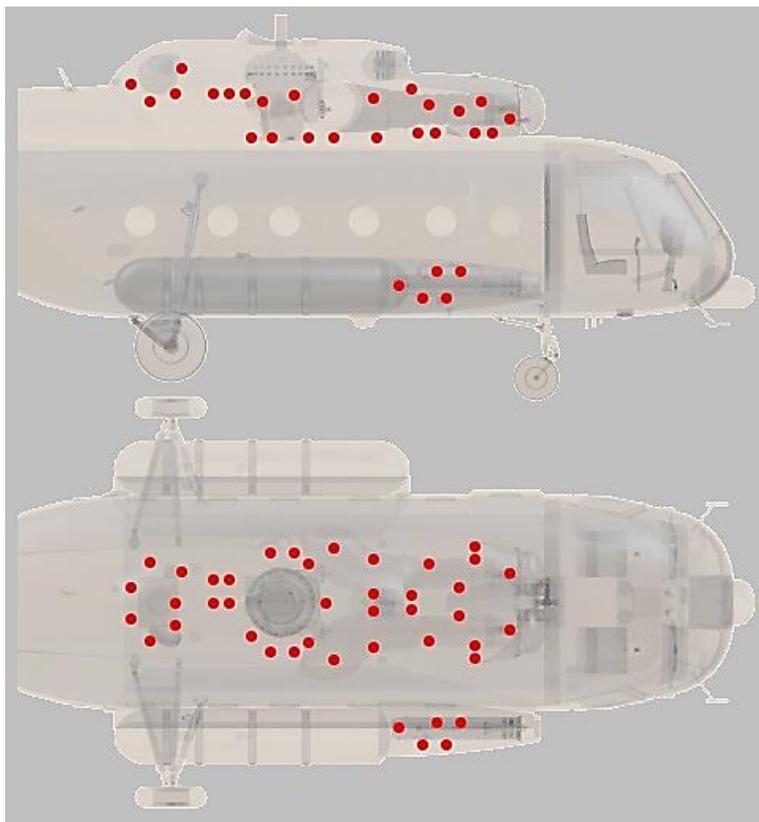


Рис. 7.26. Расположение датчиков системы ССП-ФК

- три исполнительных блока ССП-ФК-БИ, принимающие электрические сигналы, которые возникают в цепях датчиков при пожаре, и управляющие системой сигнализации и автоматики. Исполнительные блоки установлены в кабине экипажа на правой этажерке.

Система оповещения о пожаре

Световая сигнализация. Система световой сигнализации о пожаре представляет собой пять сигнальных табло с красными светофильтрами, расположенными на щитке управления противопожарной системы, [Рис. 7.27](#), 1:

- два табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. и ПОЖАР ПРАВ. ДВ. сигнализируют о пожаре, возникшем соответственно в отсеках левого и правого двигателей вертолета;
- табло ПОЖАР КО-50 сигнализирует о пожаре в отсеке обогревателя КО-50;
- табло ПОЖАР РЕДУК. АИ-9 сигнализирует о пожаре в отсеках главного редуктора, расходного топливного бака и двигателя АИ-9В;
- табло ПОЖАР – дополнительное табло на левой приборной доске, дублирующее загорание любого из четырех основных, [Рис. 7.28](#).

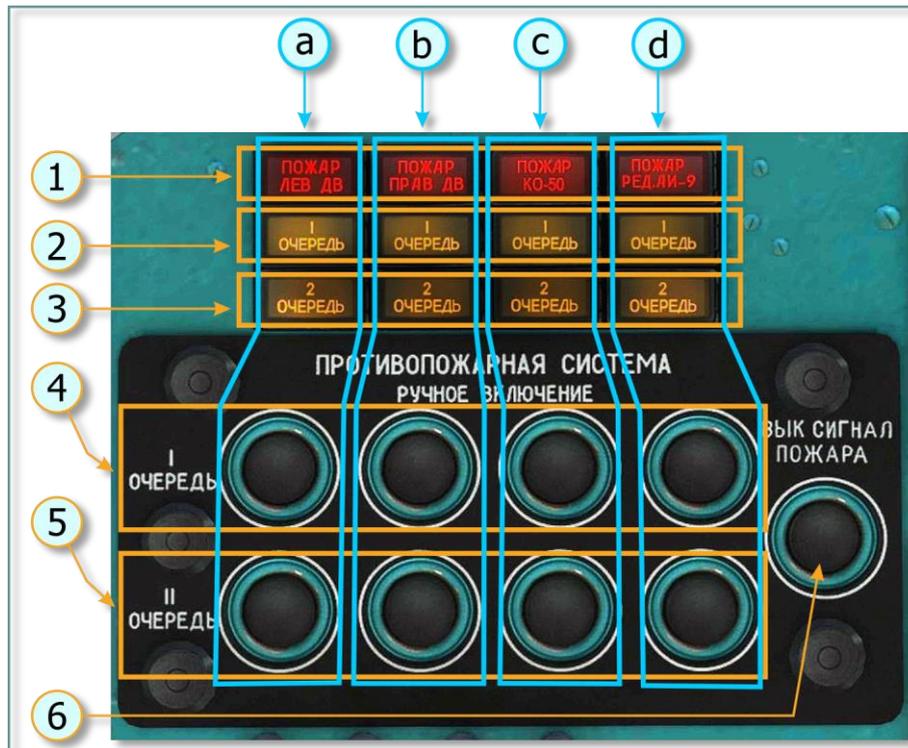


Рис. 7.27. Щиток управления противопожарной системой на средней панели электропульты

1. Табло сигнализации пожара в защищаемых отсеках (ПОЖАР ЛЕВ ДВ, ПОЖАР ПРАВ ДВ ПОЖАР КО-50, ПОЖАР РЕД.ЛИ-9)
2. Табло срабатывания системы пожаротушения первой очереди
3. Табло срабатывания системы пожаротушения второй очереди
4. Кнопки ручного включения системы пожаротушения первой очереди
5. Кнопки ручного включения системы пожаротушения второй очереди
6. Кнопка выключения сигнализации пожара

Буквами обозначены табло сигнализации пожара, срабатывания баллонов системы пожаротушения и кнопки ручного включения системы пожаротушения отсеков:

- a. ЛЕВОГО двигателя
- b. ПРАВОГО двигателя
- c. КО-50
- d. Главного редуктора, расходного бака и ВСУ

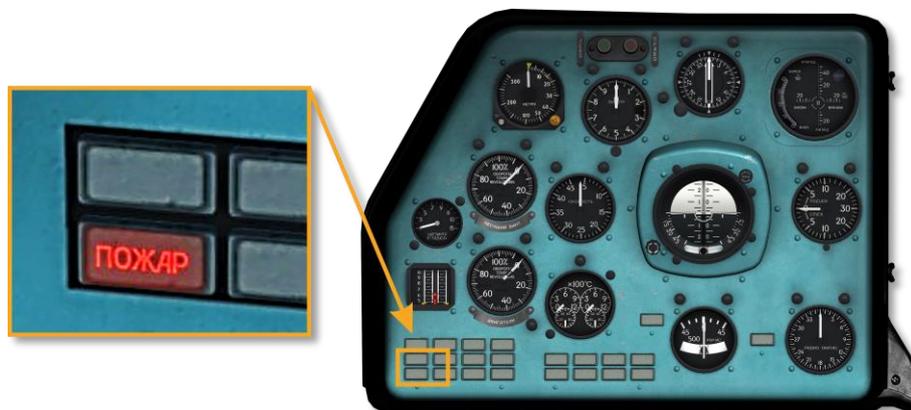


Рис. 7.28. Табло ПОЖАР на левой приборной доске

Чтобы быстрее привлечь внимание экипажа к сигналу о пожаре в каком-либо из отсеков, предусмотрена работа ламп всех пяти сигнальных табло в "мигающем"

режиме, для чего цепи питания их заведены в схему вертолетной системы МИГАЛКА.

Дополнительные сигналы оповещения. Одновременно с подачей питания на табло система пожарной сигнализации обеспечивает выдачу по параллельным цепям дополнительных сигналов оповещения на вход блока из комплекта аппаратуры речевой информации РИ-65. В зависимости от места пожара сигнал поступает на один из четырех каналов, который при этом запускается и обеспечивает выдачу соответствующего речевого сообщения в телефоны левого летчика: ПОЖАР ЛЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ПОЖАР ПРАВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ПОЖАР РЕДУКТОР ВСУ, ПОЖАР КО-50.

Речевое сообщение поступает в телефоны левого летчика в циркулярном режиме и повторяется с периодичностью 2 сообщения за 12 с. Одновременно это же сообщение через командную УКВ радиостанцию вертолета автоматически передается на наземный пункт управления полетом и на вход блока из комплекта системы автоматической регистрации параметров полета (САРПП-12ДМ).

7.6.3. Контроль системы сигнализации и оповещения

Контроль исправности системы сигнализации сводится к проверке исправности ламп сигнальных табло и контролю исправности датчиков.

ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ ЛАМП и цепей их питания осуществляется от вертолетной системы проверки ламп при включенных автомате защиты сети ПРОВЕРКА ЛАМП. МИГАЛКА и выключателе МИГАЛКА.

При установке переключателя ПРОВЕРКА МИГАЛКИ-СИГНАЛ. ЛАМП на центральном пульте летчиков в положение ПРОВЕРКА МИГАЛКИ должны загореться в "мигающем" режиме лампы пяти табло сигнализации о пожаре ([Рис. 7.27](#), 1 и [Рис. 7.28](#)). В положении переключателя ПРОВЕРКА СИГНАЛ. ЛАМП должны гореть лампы восьми табло 1 ОЧЕРЕДЬ и 2 ОЧЕРЕДЬ ([Рис. 7.27](#), 2, 3).

КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ДАТЧИКОВ ДПС и цепей их питания осуществляется со щитка КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ ([Рис. 7.29](#)) на средней панели электропульта после установки выключателя ОГНЕТУШЕНИЕ-КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ в положение КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ; при этом на щитке контроля загорится табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ с красным светофильтром ([Рис. 7.29](#), 3), свидетельствующее о готовности цепей контроля.



Рис. 7.29. Щиток КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ на средней панели электропульты

- | | |
|--|--|
| <p>1. Переключатель ОГНЕТУШЕНИЕ – КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ</p> <p>2. Переключатель I – II проверки пиропатронов на баллонах с огнегасящей смесью</p> <p>3. Табло сигнализации положения переключателя (1) КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ</p> | <p>4. Переключатель ВЫК – КОНТРОЛЬ – КАНАЛЫ 1–2–3–4–5–6</p> <p>5. Положения для подключения каналов 1–2–3–4–5–6 датчиков или выключения процедуры контроля (ВЫК)</p> |
|--|--|

Система контроля работает от аккумуляторной шины через автомат защиты сети ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА. СИГНАЛИЗАЦ. и галетный переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ. Все 14 групп датчиков ДПС сгруппированы в шесть каналов контроля (Рис. 7.29, 4), каждый из которых подключен к своему контакту переключателя. Для контроля необходимо переключатель поочередно устанавливать в положение проверяемых каналов. При исправности датчиков в группах и их цепей питания на средней панели электропульты и на левой приборной доске будут загораться соответствующие лампы табло, сигнализирующие о пожаре (Рис. 7.27, 1 и Рис. 7.28).

Разбивка групп датчиков различных отсеков по каналам контроля приведена в таблице:

Контролируемые отсеки	Каналы контроля						Горят табло
	I	II	III	IV	V	VI	
Левого двигателя	+	+	+				ПОЖАР ЛЕВ. ДВ.
Правого двигателя	+	+	+				ПОЖАР ПРАВ ДВ.
Главного редуктора и расходного бака	+	+	+	+			ПОЖАР РЕДУК. АИ-9
Двигателя АИ-9В					+	+	ПОЖАР РЕДУК. АИ-9
Обогревателя КО-50	+	+					ПОЖАР КО-50

7.6.4. Система пожаротушения

Стационарная система пожаротушения состоит из двух шаровых баллонов типа УБШ-4-4 с огнегасящим составом с обеспечением их разрядки в две очереди, Рис. 7.30. Баллон заправляется огнегасящим составом фреон 114В₂ массой

5,640 kg и для обеспечения подачи этого состава заряжается воздухом или азотом массой 0,180 kg до давления (10500...11500) kPa [(105...115) kgf/cm²] при температуре 15...20 °С. Каждый баллон имеет четыре пироголовки (по числу защищаемых отсеков). Открытие каждой пироголовки производится с помощью двух пиропатронов. Баллоны размещены в отсеке главного редуктора по правому борту.

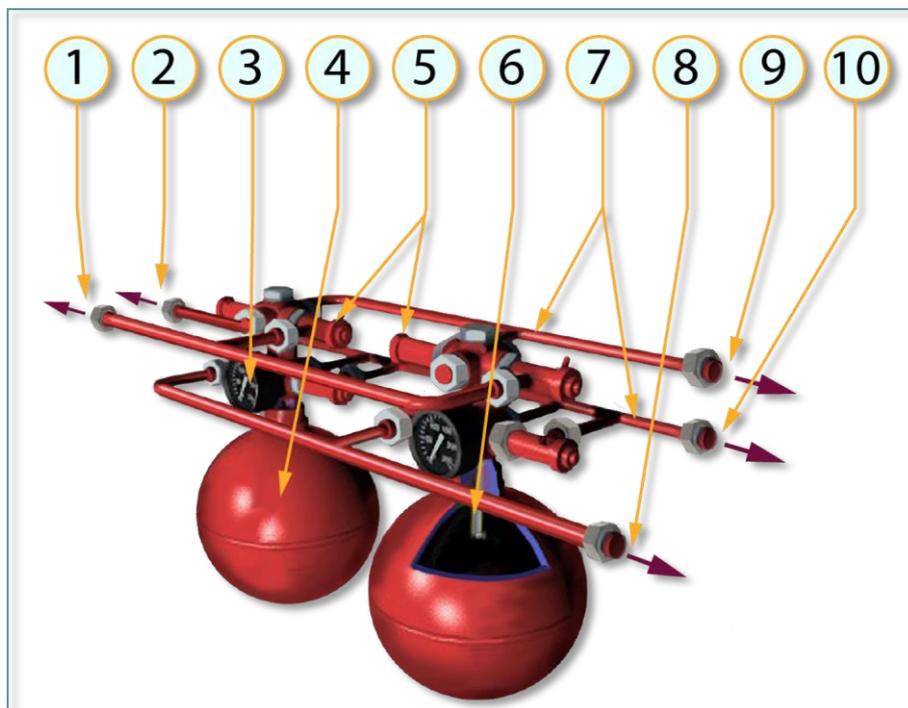


Рис. 7.30. Огнетушители УБШ-4-4

- | | |
|--|-------------------------------------|
| 1. Отвод в отсек главного редуктора, расходного топливного бака, двигателя АИ-9В | 5. Пироголовка ПГКц |
| 2. Отвод за борт | 6. Сифонная трубка |
| 3. Манометр | 7. Коллекторный узел |
| 4. Баллон огнетушителя УБШ-4-4, коллекторный узел | 8. Отвод в КО-50 |
| | 9. Отвод в отсек левого двигателя |
| | 10. Отвод в отсек правого двигателя |

Следует учесть, что при тушении пожара в отсеке "главный редуктор, расходный бак и АИ-9В" огнегасящая смесь распространяется во все три защищаемых области (и в область редуктора, и в область расходного бака, и в область АИ-9В), не смотря на то, что пожар был только в области расходного бака (к примеру).

7.6.5. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы и необходимые действия

1. ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ.

После включения источников электроэнергии необходимо:

- выключить командную радиостанцию  на АЗС РАДИО;



- включить АЗС ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИЯ;
- поочередно поставить переключатель КОНТРОЛЬ ПИРОПАТРОНОВ в



положение I и II КОНТРОЛЬ ПИРОПАТРОНОВ, убедиться в исправности электрических цепей пиропатронов (желтые лампы на табло сигнализации огнетушителей



не должны гореть)

- установить переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ-ОГНЕТУШЕНИЕ в



положение КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ, при этом должна загореться сигнальная



лампа табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ

- произвести галетным переключателем переключение по всем шести



каналам

При установке переключателя в положение 1 и 2 должны гореть лампы-табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ., ПОЖАР ПРАВ. ДВ., ПОЖАР КО-50, ПОЖАР РЕДУК. АИ-9

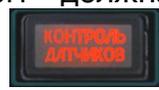


При установке переключателя в положение 3 лампа-табло, сигнализирующая о пожаре в отсеке КО-50 должна погаснуть. При установке переключателя в положение 4, 5 и затем 6 должна гореть лампа-табло, сигнализирующая ПОЖАР РЕДУК. АИ-9, остальные табло должны погаснуть.

2. ПРИВЕДЕНИЕ СИСТЕМЫ В СОСТОЯНИЕ ГОТОВНОСТИ

- установить галетный переключатель в положение ВЫК



- установить переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ-ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ , при этом должна погаснуть сигнальная лампа табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ .
- система готова к автоматическому срабатыванию или ручному включению.

3. ВЫКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМЫ

После заруливания на стоянку и останова двигателей, для выключения системы выключить АЗС ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Во избежание срабатывания огнетушителей первой (автоматической) очереди системы запрещается поворачивать ручку галетного переключателя с отметки ВЫКЛ при нахождении переключателя КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ-ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ и устанавливать переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ-ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ до установки галетного переключателя в положение ВЫКЛ.

Работа системы и действия экипажа с оборудованием противопожарной системы при пожаре

При возникновении пожара в одном из защищаемых отсеков (например, левого двигателя) и возникновении термо-эдс на датчиках любого из каналов загорятся табло:

- ПОЖАР ЛЕВ ДВ на щитке управления противопожарной системой ([Рис. 7.27](#), 1-а);
- ПОЖАР на левой приборной доске ([Рис. 7.28](#))

и одновременно взрывается пиропатрон магистрали подачи огнегасящей жидкости баллона 1-й очереди в отсек левого двигателя, после чего загорается табло, сигнализирующее срабатывание 1-й очереди – 1 ОЧЕРЕДЬ на щитке управления противопожарной системой ([Рис. 7.27](#), 2-а).

Если пожар потушен, то за время не более 10 с термо-эдс на датчиках пропадает и табло ПОЖАР ЛЕВ ДВ гаснет, а табло 1 ОЧЕРЕДЬ продолжает гореть. Если табло не гаснут через 10 с, нажать кнопку ВЫК. СИГНАЛИЗАЦИИ ПОЖАРА ([Рис. 7.27](#), 6).

Если автоматика включения баллона первой очереди не сработала (табло ПОЖАР ЛЕВ ДВ на щитке управления противопожарной системой и ПОЖАР на левой приборной доске горят, а табло 1 ОЧЕРЕДЬ не загорается), тогда необходимо вручную взорвать пиропатрон магистрали подачи огнегасящей жидкости баллона 1-й очереди в отсек левого двигателя, нажав кнопку 1 ОЧЕРЕДЬ для отсека левого двигателя ([Рис. 7.27](#), 4-а).

Если после ликвидации пожара в отсеке левого двигателя баллоном 1 очереди произошел пожар в другом отсеке (например, в отсеке "главный редуктор, расходный бак и ВСУ"), значит необходимо вручную взорвать пиропатрон 2 очереди для отсека "главный редуктор, расходный бак и ВСУ" нажатием кнопки 2 ОЧЕРЕДЬ для отсека "главный редуктор, расходный бак и ВСУ" ([Рис. 7.27](#), 5-d). После чего загорается табло срабатывания 2-й очереди 2 ОЧЕРЕДЬ под табло пожара ПОЖАР РЕД.АИ-9 на щитке управления противопожарной системой ([Рис. 7.27](#), 3-d).

Примечание. При срабатывании системы для тушения пожара в отсеке "главный редуктор, расходный бак и ВСУ" двигатель АИ-9в выключается, если он работал, и блокируется его запуск. Аналогично и для отсека КО-50.

Более подробно смотри [Пожар на вертолете](#)

7.7. Система обогрева и вентиляции кабины

7.7.1. Краткое описание

Предназначена для создания и поддержания комфортных условий для членов экипажа и сопровождающих груз людей и обеспечивает:

- подачу подогретого и атмосферного воздуха в кабину экипажа и грузовую кабину;
- обдув передних стекол и блистеров кабины экипажа.

В состав системы обогрева и вентиляции кабин входит обогреватель КО-50 и вентиляторы ДВ-302Т индивидуального пользования у правого и левого пилотов.

Работа обогревателя заключается в следующем: в камере сгорания обогревателя после запуска происходит процесс горения керосиново-воздушной смеси. Продукты горения выводятся наружу через выхлопной патрубок. Нагретые стенки калорифера омываются воздухом от вентилятора. Воздух отбирает тепло от стенок калорифера, нагревается и подается в кабины вертолета.

Обогреватель может работать в автоматическом, ручном, а также в вентиляторном режимах. При работе обогревателя в автоматическом режиме температура воздуха поддерживается постоянной в зависимости от положения датчика температуры. Ручное управление обеспечивает работу обогревателя на максимальном (полном) и среднем режимах теплопроизводительности. Режим рециркуляции служит для ускорения обогрева кабин в зимних условиях с забором воздуха из грузовой кабины вертолета, в игре управление перекрывной заслонкой не моделируется. Работа системы в вентиляторном режиме обеспечивает охлаждение обогревателя и вентиляцию кабин вертолета (через короба) в теплое время года.

В цепи электропитания обогревателя установлено реле, которое разрывает цепь питания обогревателя при возникновении пожара в отсеке КО-50.

КО-50 размещен спереди правого подвесного топливного бака, [Рис. 7.31](#):

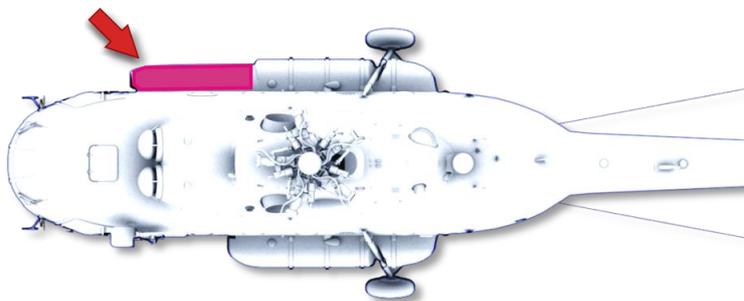


Рис. 7.31. Размещение КО-50 на борту вертолета

Теплопроизводительность керосинового обогревателя КО-50 – 50.000 kcal/h при перепаде температур на земле 130° С. Расход воздуха – 1 760 kg/h при

давлении 100 мм вод. ст. за обогревателем. Расход топлива – 8,7 kg/h. Потребляемая электрическая мощность вентилятора – 2,5 kW.

Топливо для питания керосинового обогревателя подается из магистрали питания правого двигателя при открытии электромагнитного крана 610200А КО-50, открытие крана осуществляется с панели управления КО-50, [Рис. 7.32](#) системой запуска обогревателя.



Рис. 7.32. Панель управления КО-50

- | | |
|--|--|
| <p>1. Кнопка запуска КО-50</p> <p>2. Табло сигнализации состояния обогревателя на этапах запуска и работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> – ПОДОГРЕВАТЕЛЬ – подогрев топлива перед форсункой; – ЗАЖИГАНИЕ – электрический поджиг распыленного топлива; – КО-50 РАБОТАЕТ – горение распыленного топлива <p>3. Переключатель РУЧН – (НЕЙТРАЛЬ) – АВТОМ режимов работы КО-50</p> | <p>4. Переключатель ЗАЛИВКА – ПОЛН РЕЖИМ – СРЕДН РЕЖИМ:</p> <ul style="list-style-type: none"> – положения ПОЛН РЕЖИМ – СРЕДН РЕЖИМ служат для установки режимов теплопроизводительности в ручном режиме работы; – положение ЗАЛИВКА в игре не используется <p>5. Выключатель вентилятора</p> <p>6. Задатчик температуры</p> |
|--|--|

7.7.2. Включение обогревателя КО-50 в автоматическом режиме



- Включить АЗС КО-50 на правой панели АЗС ;

- установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение АВТОМ. (Рис. 7.32, 3);
- установить задатчик температуры на заданную (требуемую) температуру (Рис. 7.32, 6);
- нажать кнопку ЗАПУСК (Рис. 7.32, 1), при этом на пульте должно загореться табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ. При достижении температуры топлива $70\pm 5^{\circ}\text{C}$ табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ погаснет и загорятся светосигнальные табло ЗАЖИГАНИЕ и КО-50 РАБОТАЕТ. По истечении не более 40 с погаснет табло ЗАЖИГАНИЕ, что будет означать установившийся процесс горения в КО-50.

7.7.3. Включение обогревателя КО-50 в ручном режиме

- Включить АЗС КО-50 на правой панели АЗС;
- установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение РУЧН.;
- установить переключатель в положение ПОЛН.РЕЖИМ (максимальный режим) или СРЕДН.РЕЖИМ (средний режим);
- нажать кнопку ЗАПУСК.

Дальнейшие этапы работы аналогичны этапам автоматического режима.

Примечание. Перед выключением для ускоренного охлаждения обогревателя установить переключатель ВЕНТИЛ. на пульте управления в положение ВКЛ. на 3...10 мин (нет необходимости использовать в игре).

7.7.4. Работа обогревателя в режиме вентиляции

При использовании обогревателя в летнее время для вентиляции кабин включить АЗС КО-50, а переключатель ВЕНТИЛ. установить в положение ВКЛ. Подача воздуха производится по тем же каналам, что и в зимнее время.

7.7.5. Выключение обогревателя КО-50

- Установить переключатель РУЧН.- АВТОМ. в нейтральное положение;
- после посадки выключить АЗС.

7.8. Светотехническое оборудование

Вертолёт оборудован светотехническими средствами, обеспечивающими полёты, как днём, так и ночью. Светотехническое оборудование состоит из внешнего и внутреннего.

7.8.1. Внешнее светотехническое оборудование

К внешнему светотехническому оборудованию относятся, Рис. 7.33:

- две посадочно-поисковые фары ФПП-7М;
- рулёжная фара ФР-100;
- проблесковый маяк МСЛ-3;
- аэронавигационные огни БАНО-45 и хвостовой огонь ХС 39;
- строевые огни ОПС-57;
- контурные огни (на законцовках лопастей).

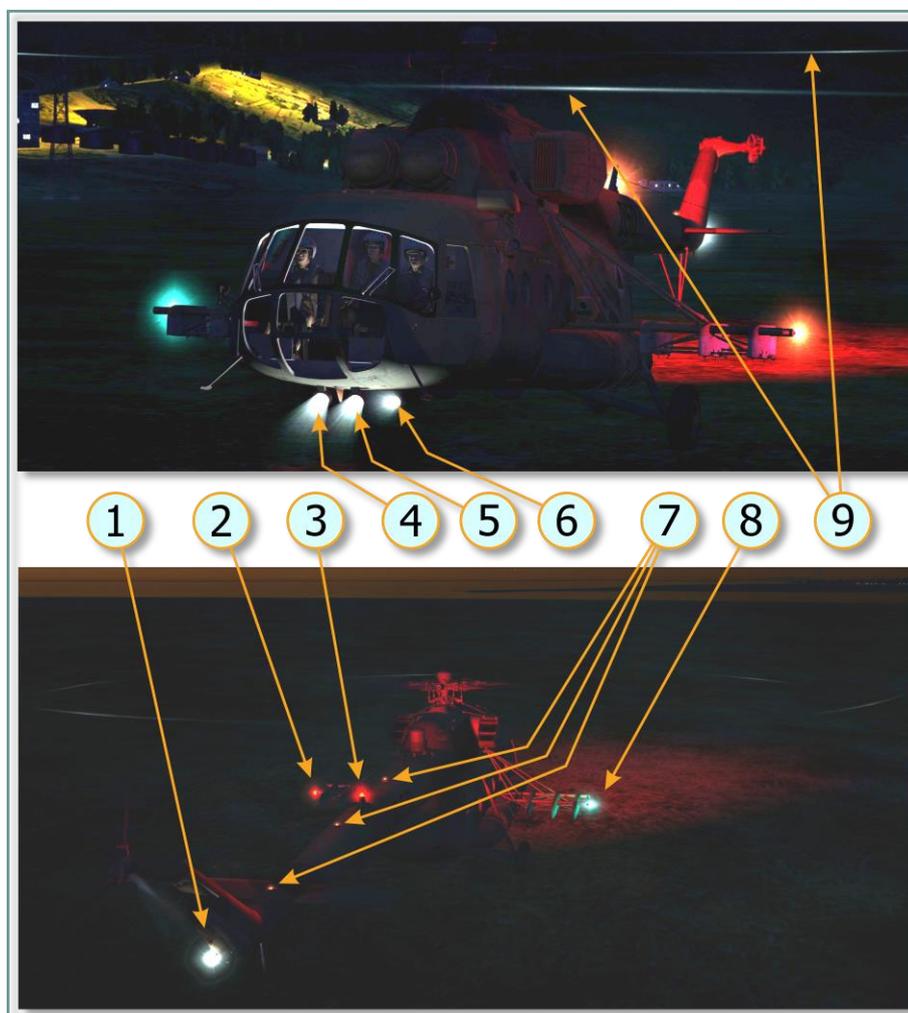


Рис. 7.33. Внешнее светотехническое оборудование

- | | |
|--|---|
| 1. Хвостовой огонь ХС 39 | 6. Рулежная фара ФР-100 |
| 2. Левый аэронавигационный огонь БАНО-45 (красный) | 7. Строевые огни ОПС-57 |
| 3. Проблесковый маяк МСЛ-3 | 8. Правый аэронавигационный огонь БАНО-45 (зеленый) |
| 4. Фара ФПП-7М правого летчика | 9. Контурные огни (на законцовках каждой лопасти) |
| 5. Фара ФПП-7М левого летчика | |

Цепи внешнего светотехнического оборудования подключены через АЗС, расположенные на правой панели АЗС, [Рис. 7.34](#):

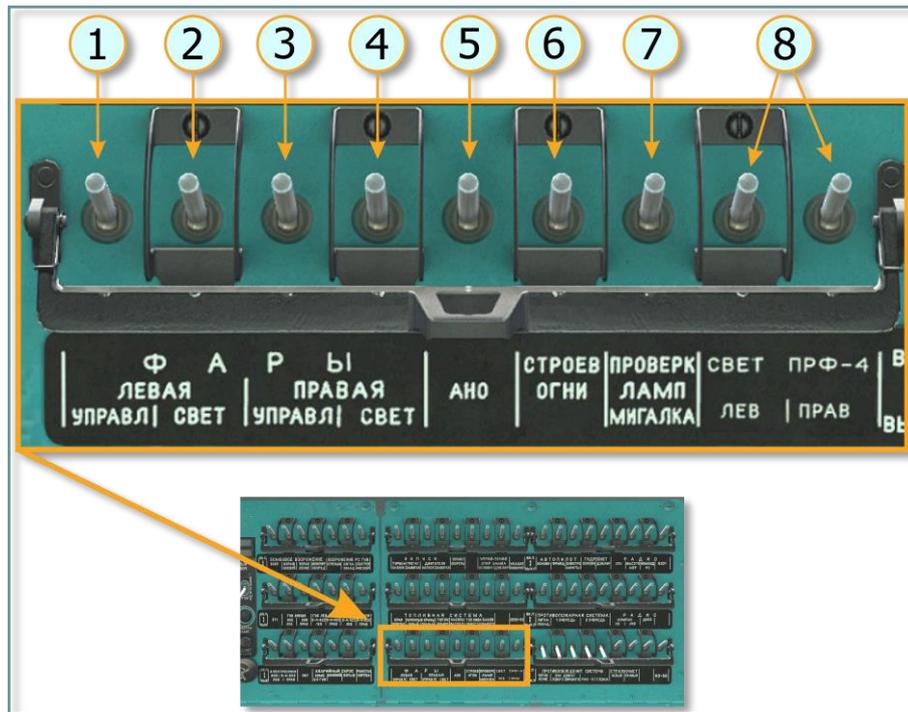


Рис. 7.34. АЗС внешнего светотехнического оборудования

- | | |
|---|---|
| 1. Фара посадочная левая, цепь управления фарой | 4. Фара правая, цепь лампы накаливания |
| 2. Фара посадочная левая, цепь лампы накаливания | 5. Цепь питания аэронавигационных огней |
| 3. Фара посадочная правая, цепь управления фарой и цепь лампы накаливания рулежной фары | 6. Цепь питания строевых огней |
| | 7. Цепь системы МИГАЛКА |
| | 8. Цепи фар ПРФ-4 (на подкосах основных стоек шасси, в игре не реализованы) |

АЗС проблескового маяка установлен на правой боковой панели (см.ниже).

Посадочно-поисковая фара ФПП-7М

На вертолёте в носовой части фюзеляжа под полом кабины летчиков установлены две фары ФПП-7М ([Рис. 7.33](#) , 4, 5)



Фары предназначены для отыскания посадочной площадки, освещения места посадки и местности при рулении вертолёта по земле, а также для освещения места погрузочно-разгрузочных работ, производимых с вертолёта в ночное время и в ухудшенных метеорологических условиях.

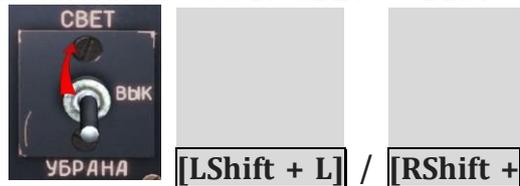
Фары могут быть выпущены на угол от 0 до 120° по углу места и развернуты на любой угол по азимуту, могут быть убраны.

Правая фара ФПП-7М подключена к аккумуляторной шине, а левая к шине ВУ. В цепях управления и света фар установлены автоматы защиты сети,



расположенные на правой панели АЗС.

Включение света фар и подача питания к переключателям выпуска, уборки и поворота фар осуществляется двумя переключателями ФАРЫ СВЕТ – ВЫК –



УБРАНА при установке их в положение СВЕТ [LShift + L] / [RShift + R]. Переключатели установлены на левом и правом боковых кронштейнах приборных досок (Рис. 7.35, 2, 3):

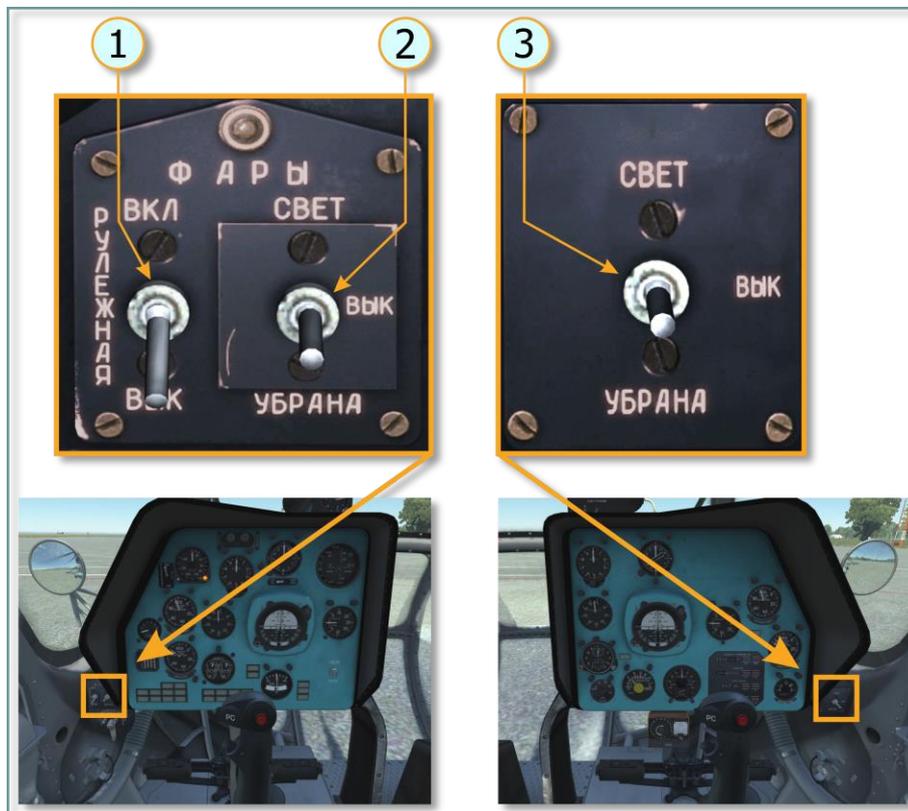


Рис. 7.35. Управление фарами на вертолете

- 1. Выключатель рулевой фары ФР-100 левого летчика
- 2. Переключатель управления посадочной фарой ФПП-7М левого летчика
- 3. Переключатель управления посадочной фарой ФПП-7М правого летчика

Управление выпуском и уборкой (настройкой положения луча по углу места), левым и правым поворотом фар (настройкой положения луча по азимуту) осуществляется с помощью двух пятипозиционных переключателей, установленных на ручках ШАГ-ГАЗ, Рис. 7.36:

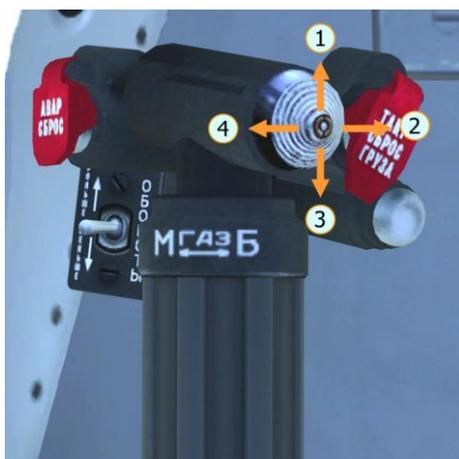


Рис. 7.36. Управление направлением луча посадочной фары

- | | |
|---|---|
| 1. Движение фары (луча) вперед (вверх)
[LShift + 8] (левая фара) / [RShift + 8]
(правая фара) | 3. Движение фары (луча) назад (вниз)
[LShift + 7] / [RShift + 7] |
| 2. Разворот фары (луча) вправо
[LShift + 0] / [RShift + 0] | 4. Разворот фары (луча) влево
[LShift + 9] / [RShift + 9] |

При установке переключателей ФАРЫ СВЕТ – УБРАНА в положение УБРАНА



[не назначено],

происходит выключение света фар и автоматическая уборка. Во время полной уборки фары автоматически возвращаются в исходное положение относительно оси вертолёта. Предельное выпущенное и полностью убранное положения фиксируются с помощью концевых выключателей.



Положение ВЫК (нейтральное) **[LShift + ;]** (первое нажатие) служит для сохранения установленной настройки направления луча при выключенном свете фары. Это же положение в игре используется как положение "по умолчанию".

ТТХ ФПП-7М указаны в Табл. 7.2.

Табл. 7.2

Номинальное напряжение питания, В	27
Ток, потребляемый каждым электродвигателем, А, не более	0,7
Потребляемая мощность, Вт, не более	480
Номинальное значение силы света, кд	300000
Угол выпуска фары (по углу места), град	от 0 до 120
Угол поворота фары (по азимуту)	вращение не ограничивается
Масса изделия, кг, не более	3

Фара ФР-100

Фара предназначена для освещения местности при рулении вертолета.



Рулёжная фара установлена в нижней части фюзеляжа (в реале используется для экономии ресурса посадочных фар).

Питание получает от аккумуляторной шины через АЗС ФАРЫ ПРАВАЯ



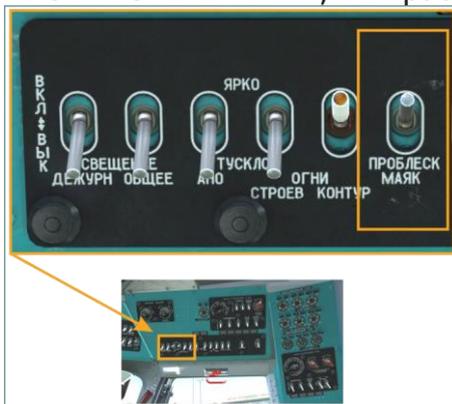
УПРАВЛЕНИЕ . Включается выключателем ФАРЫ – РУЛЁЖНАЯ, установленным рядом с переключателем левой фары ФПП-7, ([Рис. 7.35](#), 1) **[RCtrl + L]**.

Проблесковый маяк МСЛ-3

Предназначен для обеспечения безопасности полета в ночных условиях, при плохой видимости днем, а также для сигнализации о месте нахождения вертолета в случае вынужденной посадки. Установлен проблесковый маяк МСЛ-



3 сверху на хвостовой балке, ПРОБЛЕСК МАЯК, расположенным на правом электропульте



[RCtrl + 6].

Маяк подключен к аккумуляторной шине (на некоторых сериях Ми-8МТВх – к шине ВУ).

Работа маяка без обдува от несущего винта допускается в течение 10 минут (в игре без ограничений).

Аэронавигационные огни

Аэронавигационные огни предназначены для светового обозначения вертолёта.

На вертолете установлены бортовые аэронавигационные огни типа БАНО-45 и хвостовой огонь ХС-39.

Красный и зеленый бортовые огни укреплены на законцовках ферм



или по левому и правому бортам носовой части фюзеляжа



(в случае отсутствия ферм и брони), а ХС-39 на обтекателе хвостовой

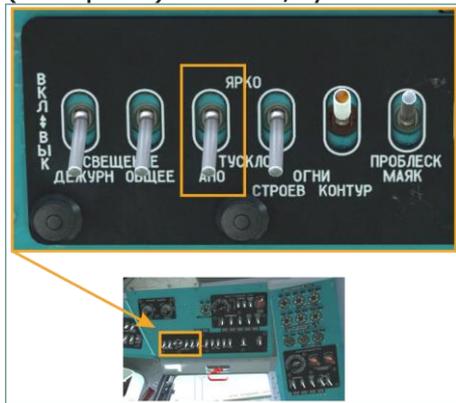


балки

Аэронавигационные огни получают питание от шины аккумуляторов через АЗС "АНО", который установлен на правой панели АЗС



Управление (включение и выбор яркости свечения) АНО осуществляется переключателем яркости АНО ТУСКЛО – (нейтраль)– ЯРКО, установленным на правой боковой панели электропульты



ТУСКЛО – [RCtrl + 1] (вниз), ЯРКО – [RCtrl + 2] (вверх).
Нейтральное положение выключает АНО.



[RCtrl + 2] (вверх).

Для подачи световых сигналов условным кодом, на левой боковой панели



установлена кнопка "КОД-АНО".

Строчные огни ОПС-57

Огни полёта строем предназначены для соблюдения строя при групповых полётах ночью или в условиях плохой видимости. На вертолёте установлено три

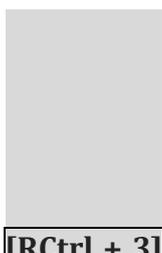
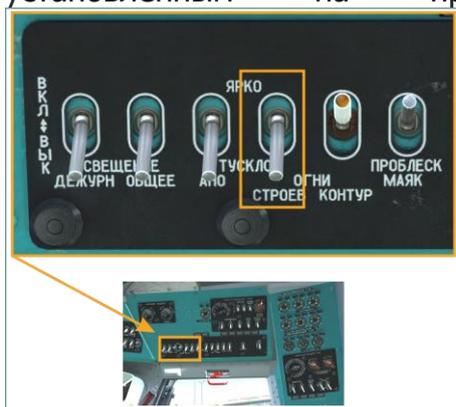


строчных огней.

Строчные огни получают питание от шины ВУ через АЗС СТРОЕВ ОГНИ, который



установлен на правой панели АЗС (включение и выбор яркости свечения) строчных огней осуществляется переключателем яркости ОГНИ СТРОЕВ ТУСКЛО –(нейтраль)– ЯРКО, установленным на правой боковой панели электропульты



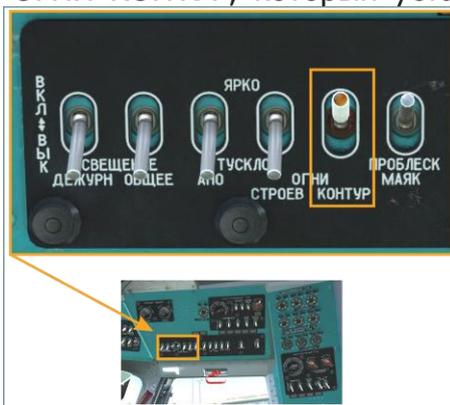
ТУСКЛО – [RCtrl + 3] (вниз), ЯРКО – [RCtrl + 4] (вверх) .
Нейтральное положение выключает строчные огни.

Контурные огни

Контурные огни предназначены для обозначения контура плоскости несущего винта. Огни установлены на законцовках лопастей несущего винта



Включение контурных огней осуществляется выключателем ОГНИ КОНТУР, который установлен на правой боковой панели



электропульты

[RCtrl + 5].

Питание контурных огней осуществляется от шины переменного тока с напряжением 115В через трансформатор ТР 115/7,5.

7.8.2. Внутреннее светотехническое оборудование

Внутреннее светотехническое оборудование включает в себя освещение кабины экипажа, освещение грузовых и технических отсеков и систему внутривертолётной световой сигнализации.

Освещение кабины экипажа

Освещение кабины экипажа включает в себя:

- игровой фонарик летчика;
- освещение рабочих мест экипажа;
- систему красного подсвета.

ИГРОВОЙ ФОНАРИК ЛЕТЧИКА

Игровой фонарик летчика предназначен для облегчения ориентирования игрока в кабине экипажа при запуске миссии с "холодным стартом" в ночное время



Включается/выключается [LAlt + L]

управляется мышью.

ОСВЕЩЕНИЕ РАБОЧИХ МЕСТ ЭКИПАЖА

Кабина экипажа освещается белым (основным) и красным (дежурным) светом с



помощью двух плафонов установленных на потолке кабины по обе стороны вертолёта. В каждом плафоне установлено по две лампы одна – белого цвета, вторая – красного цвета. Включение осуществляется выключателями ПЛАФОН КРАСНЫЙ (вверх) – (нейтраль)–БЕЛЫЙ (вниз). Нейтральное положение выключает плафон. Выключатели расположены на левом и правом щитках электропульты (треугольных), [Рис. 7.37](#).



Рис. 7.37. Плафоны дежурного освещения

СИСТЕМА КРАСНОГО ПОДСВЕТА

Система красного подсвета предназначена для подсвета надписей на указателях, пультах управления систем и надписей, размещённых на приборных досках, центральном пульте и электропульте.

Система красного подсвета приборных досок, центрального пульта и электрощитке электропульта разделена на две группы. Группа I подключена к шине ВУ, а группа II к аккумуляторной шине. Система красного подсвета не имеет АЗС. Включение обеих групп и плавное регулирование яркости красного подсвета производится с помощью реостатов. Для ограничения максимального напряжения питания красного подсвета на реостатах установлены упоры.

Включение красного подсвета на левой панели АЗС, левой боковой панели, левом щитке, левой панели электропульта, левой приборной доске, кронштейне компаса КИ-13, на абонентских аппаратах левого лётчика и грузовой кабины, на пульте левой ФПП-7М осуществляется реостатами КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ – ГРУППА 1 и КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ – ГРУППА 2, установленными на левой боковой панели



электропульта

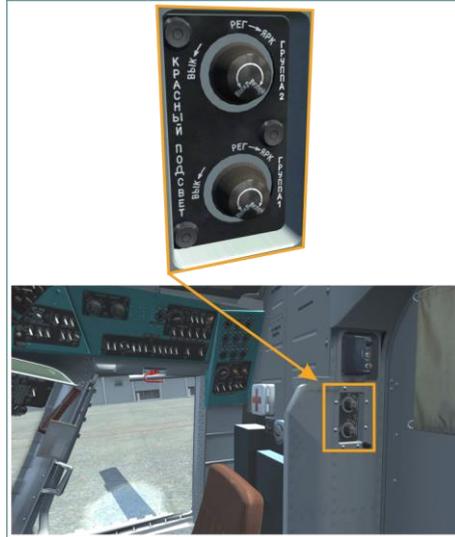
Включение красного подсвета на пульте бомбардировочного вооружения, пульте управления и передатчике радиостанции Р-863, правой панели АЗС, правом щитке, правой панели электропульта, правой приборной доске и на пульте правой ФПП-7 осуществляется реостатами КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ – ГРУППА 1 и КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ – ГРУППА 2, установленными на правой боковой панели



электропульта

Включение красного подсвета на центральном пульте, электрощитке электропульта, правой боковой панели, средней панели электропульта, панелях Р-828, УВ-26, Ядро-1М и панели красного подсвета в проёме двери осуществляется реостатами КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ – ГРУППА 1 и КРАСНЫЙ

ПОДСВЕТ – ГРУППА 2, установленными на панели в проёме двери кабины



экипажа справа

Включение красного подсвета 5,5V (система "Подсвет 5,5V" была предназначена для приборов и оборудования, установленного на Ми-8МТ во время модернизации из Ми-8т) производится выключателем ПОДСВЕТ 5,5В,



установленным на правом электрощитке регулировка яркости – регулировочным трансформатором ТР-100, установленным на правой этажерке (за спиной второго пилота)



Приборы, подсветка которых осуществляется системой "Подсвет 5,5В", показаны на [Рис. 7.38](#):

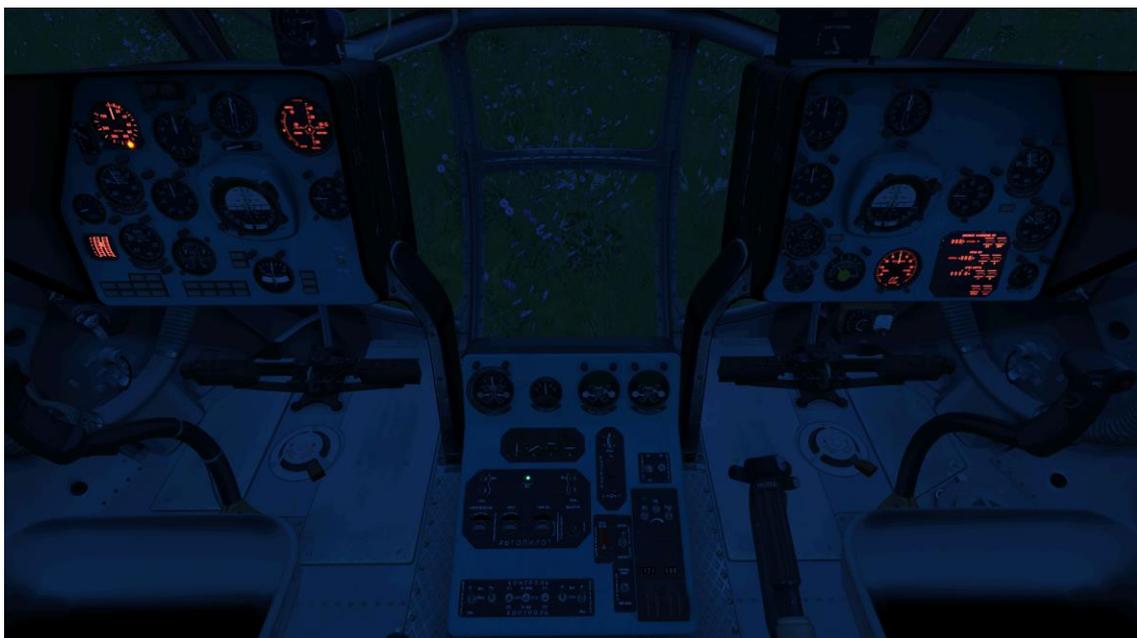


Рис. 7.38. Приборы, которые подсвечены системой "Подсвет 5,5V"

Цепи питания красного подсвета 5,5V подключены к генераторной шине переменного тока 115В. По умолчанию в игре яркость свечения подсвета выведена на максимум при запуске ночной миссии с уже запущенным вертолетом.

Освещение грузовых и технических отсеков

Функция в игре не реализована.

Система внутривертолётной световой сигнализации

Контроль за состоянием и работой систем и агрегатов вертолётa, кроме соответствующих контрольно-измерительных приборов, осуществляется с помощью систем внутривертолётной световой сигнализации.

Сигнализация обеспечивается световыми табло со светофильтрами красного, жёлтого и зелёного цвета, размещёнными на приборных досках, центральном пульте и электропульте. Для некоторых групп табло предусмотрены особые режимы их работы (МИГАЛКА, ДЕНЬ-НОЧЬ), а также проверка исправности ламп.

СИСТЕМА "МИГАЛКА" предназначена для быстрого восприятия глазом загорания светового табло, сигнализирующего об отказе какой-либо системы, агрегата и о сложившейся на вертолётe аварийной обстановке (пожар, обледенение, нерасчетная вибрация двигателей, работа дублирующей гидросистемы, остаток топлива 270л). Принцип работы системы "МИГАЛКА" основан на работе ламп в импульсном режиме. Включение режима мигания осуществляется

выключателем "МИГАЛКА" на правой боковой панели электропульты



СИСТЕМА "ДЕНЬ-НОЧЬ" предназначена для изменения яркости свечения отдельных табло. Уменьшение яркости свечения табло достигается установкой переключателя "ТАБЛО ДЕНЬ-НОЧЬ", расположенного на правой боковой



панели электропульты, в положение "НОЧЬ" (вверх). Табло, подключенные к системе "ДЕНЬ-НОЧЬ" будут гореть в половину накала.

СИСТЕМА ПРОВЕРКИ ЛАМП СИГНАЛИЗАЦИИ

Для включения системы проверки ламп сигнализации необходимо включить:



- АЗС "ПРОВЕРКА ЛАМП МИГАЛКА"
- переключатель "ПРОВЕРКА СИГНАЛ ЛАМП – МИГАЛКИ", расположенным на центральном пульте, установить в положение



"СИГНАЛ ЛАМП"
[LAlt + LCtrl + B].

(вверх)

При этом будут гореть все табло, кроме тех, которые подключены к системе "МИГАЛКА" и тех, которые включаются при подключении оборудования (например, АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ). При установке переключателя "ПРОВЕРКА СИГНАЛ ЛАМП – (нейтраль) – МИГАЛКИ" в положение "ПРОВЕРКА



МИГАЛКИ"

(вниз)

[LAlt + LCtrl + V], табло, подключенные к системе "МИГАЛКА" будут работать в импульсном режиме.

Табло, подключенные к системе МИГАЛКА показаны на [Рис. 7.39](#):

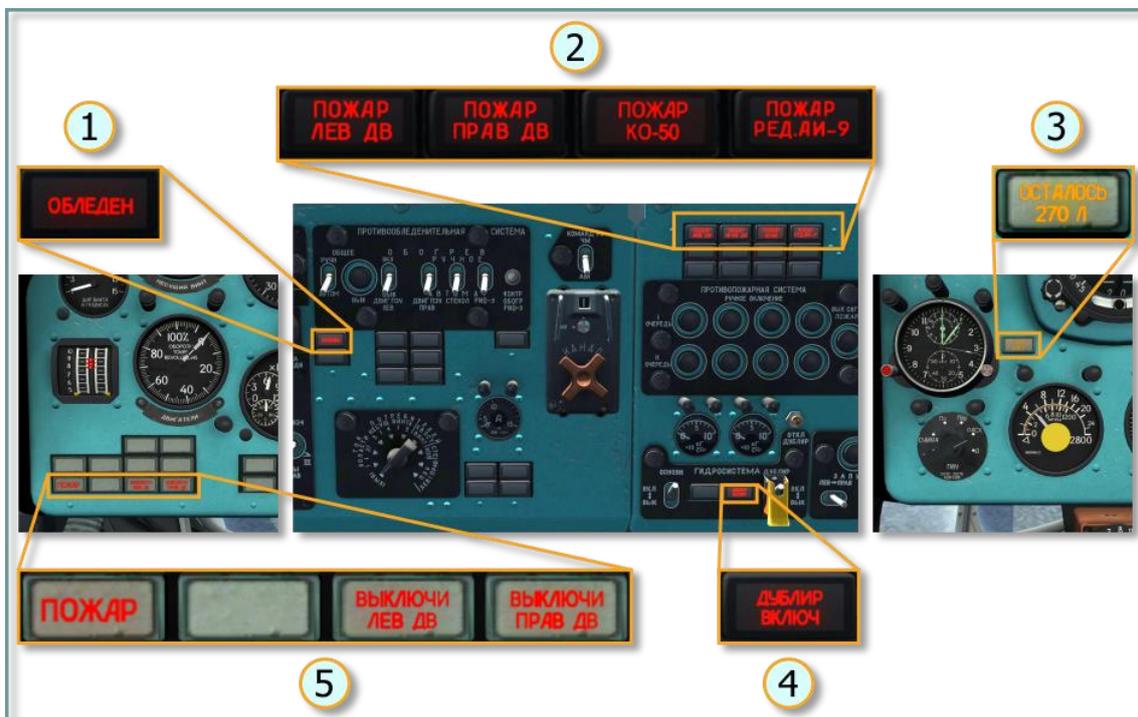


Рис. 7.39. Табло кабины, подключенные к системе МИГАЛКА

1. ОБЛЕДЕНЕНИЕ (началось/продолжается обледенение)
2. Сигнализация пожара в отсеках (слева направо):
 - ПОЖАР ЛЕВ ДВ (в отсеке левого двигателя)
 - ПОЖАР ПРАВ ДВ (в отсеке правого двигателя)
 - ПОЖАР КО-50 (в отсеке обогревателя)
 - ПОЖАР РЕД АИ-9 (в отсеке редуктора, вспомогательной силовой установки и расходного бака)
3. ОСТАЛОСЬ 270л (аварийный остаток топлива)
4. ДУБЛИР ВКЛЮЧЕНА (сигнализация работы дублирующей гидросистемы, что указывает на отказ основной гидросистемы)
5. Общая сигнализация пожара ПОЖАР, далее – ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ ДВ, ВЫКЛЮЧИ ПРАВ ДВ (сигнализация наличия разрушающей вибрации двигателя)

Цепи проверки ламп, "МИГАЛКА" и системы "ДЕНЬ-НОЧЬ" подключены к аккумуляторной шине через АЗС ПРОВЕРКА ЛАМП МИГАЛКА, который установлен на правой панели АЗС.

7.9. Регистрация параметров полета и запись переговоров

7.9.1. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ

Система не реализована, за исключением табло и анимации выключателя.

САРПП-12ДМ предназначена для записи световым лучом на фотопленке двенадцати параметров полета вертолета в нормальных и аварийных условиях и сохранения записанной информации в случае механического удара.

Система регистрирует шесть непрерывных параметров (барометрическая высота, приборная скорость, шаг НВ, обороты НВ, тангаж, крен) и девять разовых команд (аварийный остаток топлива, отказ топливного насоса, пожар, отказ основной и дублирующей гидросистемы, падение давления масла в главном редукторе, включение ПОС правого двигателя и ПЗУ, ручное включение ПОС левого двигателя и ПЗУ, включение ЧР).

Выключатель САРПП-12ДМ "РУЧН – АВТОМ" и зелёное табло "САРПП РАБОТАЕТ" расположены на левой боковой панели электропульты.



Рис. 7.40. Выключатель и табло САРПП

САРПП-12ДМ включается в работу при установке переключателя в положение "РУЧН", а при установке переключателя в положение "АВТ" включается только при наличии давления в основной или дублирующей гидросистеме или при срабатывании одного из концевых выключателей на амортистойках главных ног шасси после отрыва вертолета от земли. При установке выключателя в положение РУЧН. система включается в работу независимо от давления в гидросистеме.

Накопитель информации в бронеконтейнере и согласующее устройство установлены в хвостовой балке.

Питание системы САРПП-12ДМ осуществляется постоянным током от бортовой сети напряжением 27-29В, а в аварийном режиме от аккумуляторных батарей через предохранитель ПМ-10 САРПП, расположенный на щитке предохранителей.

Время непрерывной работы системы САРПП-12 составляет не менее 5,5 ч.

В комплект системы входят:

- накопитель информации светолучевой К12-51Д1М;
- согласующее устройство УсС-4-1М;
- датчики.

Для включения системы перед запуском установить в положение "АВТОМ." или РУЧН **[LAlt + LCtrl + LShift + 6]**

7.9.2. Магнитофон бортовой П-503Б

Не реализован, за исключением анимации выключателя.

Магнитофон предназначен для записи речевой информации командира вертолета по внешней и внутренней системам связи, а также информации, поступающей к командиру вертолета.

Управление магнитофоном осуществляется с пульта управления командиром вертолета на левой боковой панели электропульты



Питание магнитофона осуществляется постоянным током от бортовой сети напряжением 27 В и в аварийном режиме – от аккумуляторных батарей.

7.10. Система внешней подвески

7.10.1. Общее описание

Устройство для внешней подвески грузов предназначено для транспортировки крупногабаритных грузов под фюзеляжем вертолета и последующей отцепки груза на месте назначения, а также для выполнения строительно-монтажных работ, [Рис. 7.41](#).



Рис. 7.41. Вертолет с грузом на внешней подвеске

На вертолете применена тросовая подвеска грузоподъемностью до 4000 кг с длиной грузовых строп 4м. Отцепка груза осуществляется дистанционным открытием электрического замка.

В комплект подвески входят:

- четыре силовых стропа;
- замок ДГ-64М;
- узлы крепления силовых строп;
- ограждение подвески;
- трос подтягивания грузовых строп (не моделируется);
- удлинительные канаты (тросы) для возможности осуществлять подвеску груза на длины 1,7, 5, 10, 15, 20, 30, 40, 50 и 65 м (в игре до 30);
- грузовые стропы (4х4м) или "паук" (в игре возможна произвольная длина);
- детали сборки (крюк с вертлюгом, скоба грузовых строп), отдельно не моделируются.

Основными силовыми элементами тросовой наружной подвески являются четыре силовых стропа диаметром 16 мм. На верхних концах строп имеются узлы, которыми они крепятся к узлам, установленным на верхних балках силовых шпангоутов № 7 и 10 центральной части фюзеляжа (под потолком грузовой кабины как раз под главным редуктором). В нижней части все четыре стропа соединены с узлом шарнирного крепления замка ДГ-64М и далее к замку цепляется удлинительный канат (сборный трос), который опускается в люк для внешней подвески. Общая схема оборудования внешней подвески показана на [Рис. 7.42](#).

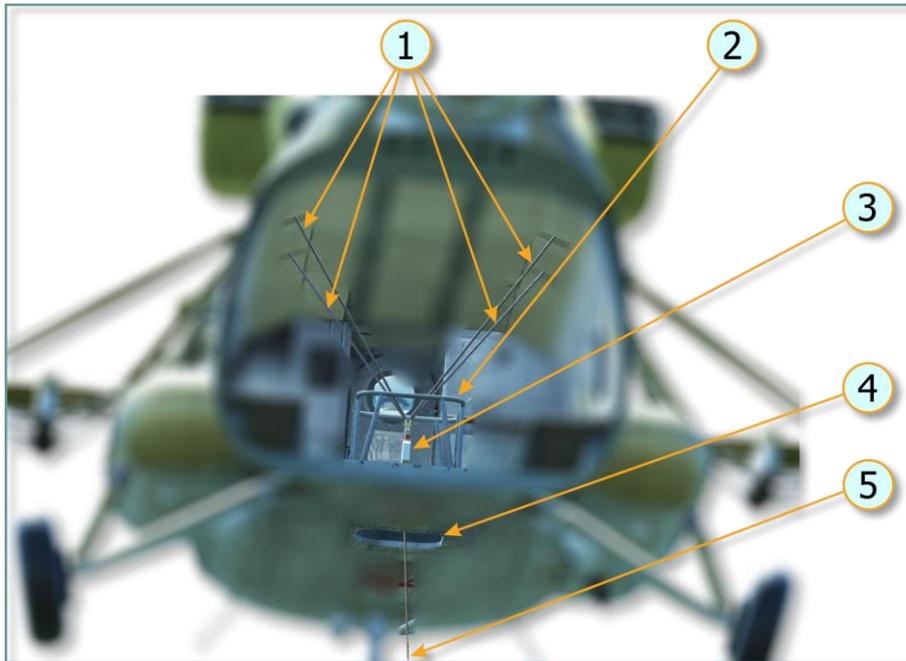


Рис. 7.42. Схема оборудования внешней подвески

- | | |
|--------------------------|--|
| 1. Четыре силовых стропа | 4. Люк внешней подвески |
| 2. Ограждение подвески | 5. Трос из комплекта удлинительных канатов |
| 3. Замок ДГ-64М | |

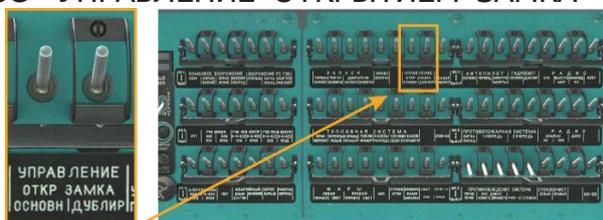
7.10.2. Управление замком внешней подвески

Для внешней подвески реализовано электрическое управление замком ДГ-64М:

- напряжение питания 27-29V;
- минимальное напряжение для открытия замка 20V.

Управление замком заключается в выборе способа его открытия: либо автоматического открытия (и отцепа груза) при касании земли (система автоматического сброса), либо ручного открытия в полете (сброса груза) или на земле.

Для включения электроцепей управления открытием замка необходимо включить АЗС "УПРАВЛЕНИЕ ОТКРЫТИЕМ ЗАМКА" "ОСНОВНОЕ", "ДУБЛИР" на



панели АЗС:

Автоматическое открытие

Система автоматического открытия замка активируется перед посадкой, когда груз уже подвешен. Для этого необходимо включить выключатель ВНЕШНЯЯ

ПОДВЕСКА АВТОМ СБРОС, расположенный на левой боковой панели



электропульты:

При касании грузом земли и уменьшении нагрузки на несущий рычаг замка до значения менее 25 кг замок откроется, груз останется на земле. При открытии



замка загорается табло ЗАМОК ОТКРЫТ

Ручное открытие

Открытие замка в полете (сброс груза) может быть выполнено как тактически (штатно), так и аварийно. Как правило, применяется при возникновении особых случаев в полете.

Для открытия замка с помощью электромагнитного спускового механизма следует нажать на кнопку тактического или аварийного сброса груза. Кнопки расположены на РОШ, Рис. 7.43.



Рис. 7.43. Управление сбросом груза с РОШ

1. Предохранительный колпачек кнопки АВРАР СБРОС [RCtrl + RShift + RAlt + R]
2. Кнопка аварийного сброса груза [RCtrl + RShift + RAlt + P]

3. Кнопка тактического сброса груза [RCtrl + RShift + RAlt + L] или [RCtrl + RShift + RAlt + Q] (этот вариант работает только при открытом колпачке)
4. Предохранительный колпачек кнопки

или **[RCtrl + RShift + RAlt + A]** (этот вариант работает только при открытом колпачке) ТАКТ СБРОС ГРУЗА **[RCtrl + RShift + RAlt + T]**

Для игрока выбор способа сброса груза в полете (тактически или аварийно) ничем не отличается, так как выполняется одно и то же конечное действие. Различие состоит в электроцепи, по которой идет сигнал на открытие замка ДГ-64М. В обоих случаях при открытии замка срабатывает микровыключатель,

загорается световое табло ЗАМОК ОТКРЫТ



Закрывают замок вручную (в игре закрывается автоматически при условии выбора груза через радиоменю и соблюдения условия висения над этим грузом в течение заданного времени в пределах некоторой области пространства, см..).

Действия игрока во время игры с внешней подвеской (выбор груза, его подцеп и отцеп) описаны [здесь](#).

7.11. Автопилот АП-34Б

7.11.1. Общее описание

Четырехканальный электрогидравлический автопилот АП-34Б предназначен для автоматической стабилизации вертолета по крену, курсу, тангажу, высоте и скорости полета. Автопилот представляет собой устройство, воспринимающее информацию об изменении угловых положений вертолета и изменение барометрической высоты и приборной скорости вертолета и имеет 4 независимых канала, воздействующих на соответствующие органы управления:

- канал направления – на шаг рулевого винта;
- канал крена – на автомат перекоса в поперечном направлении;
- канал тангажа – на автомат перекоса в продольном направлении;
- канал высоты – на общий шаг несущего винта.

Сигнал изменения приборной скорости вертолета поступает в канал тангажа и вызывает соответствующее изменение угла тангажа вертолета.

Четыре канала (направление, крен, тангаж, высота) автопилота обеспечивают:

- стабилизацию положения вертолета относительно трех осей (продольной, вертикальной и поперечной);
- стабилизацию высоты полета вертолета в горизонтальном полете и при висении;
- стабилизацию приборной скорости вертолета.

Основные данные АП-34Б

Напряжение питания постоянным током	+28,5 В
Напряжение питания переменным током	~36 В 3х фазный ток, 400 Гц
Время готовности к включению	не более 2 минут
Диапазон перемещения органа управления автопилотом относительно полного хода органа управления	20%
Точность выдерживания в спокойной атмосфере:	
в канале направления	±1°
в канале крена	±0,5°
в канале тангажа	±0,5°

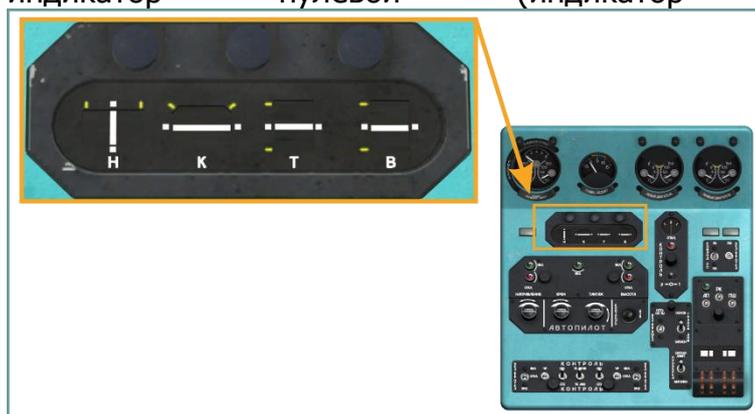
Высоты	±10м
скорости	±15 км/ч
Высотность	10000 м
Масса	не более 25 кг

7.11.2. Агрегаты автопилота

В комплект автопилота АП-34Б входят следующие агрегаты:

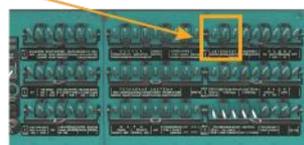


- пульт управления
- агрегат управления – необходим для преобразования, суммирования и усиления управляющих сигналов (в составе модели);
- датчики угловых скоростей направления, крена и тангажа (в составе модели);
- блок усилителей (в составе модели);
- индикатор нулевой (индикатор нуля) ИН-4



- три компенсационных датчика (в каждом канале в составе модели);
- корректор высоты КВ-11 (в составе модели).

Питание автопилота АП-34Б и механизмов системы управления постоянным током напряжением 27 В осуществляется от аккумуляторной шины и шины ВУ через автоматы защиты сети АВТОПИЛОТ-ОСНОВН., АВТОПИЛОТ-ФРИКЦ. и



АВТОПИЛОТ-ЭЛЕКТРОМУФТЫ. Все автоматы защиты сети расположены на правой панели. Питание переменным трехфазным током

напряжением 36V и частотой 400 Hz осуществляется от генераторных шин трехфазного переменного тока 36 V.

7.11.3. Органы управления и индикации автопилота

Пульт управления

Управление режимами автопилота экипаж осуществляет с пульта управления, который обеспечивает:

- обнуление сигналов углов и угловых скоростей перед включением автопилота;
- поканальное включение и отключение автопилота (с соответствующей сигнализацией);
- введение поправок в полете при помощи ручек центрирования;
- проверку канала высоты с помощью переключателя "КОНТРОЛЬ".



Рис. 7.44. Пульт управления автопилотом

- | | |
|---|---|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Кнопка-лампа включения канала направления 2. Кнопка-лампа отключения канала направления 3. Кнопка-лампа включения каналов крена и тангажа 4. Кнопка-лампа отключения канала высоты 5. Кнопка-лампа включения канала высоты | <ol style="list-style-type: none"> 6. Вращающиеся шкалы индикации рассогласования сигналов между датчиками направления, крена и тангажа и положением органов управления (1 деление соответствует 1°) 7. Переключатель КОНТРОЛЬ для проверки канала высоты 8. Ручка центрирования канала тангажа 9. Ручка центрирования канала крена 10. Ручка центрирования канала направления |
|---|---|

Индикатор нуля (ИН-4)

Индикатор нуля (ИН-4) предназначен для индикации положения штоков малых цилиндров рулевых агрегатов. ИН-4 установлен на центральном пульте.

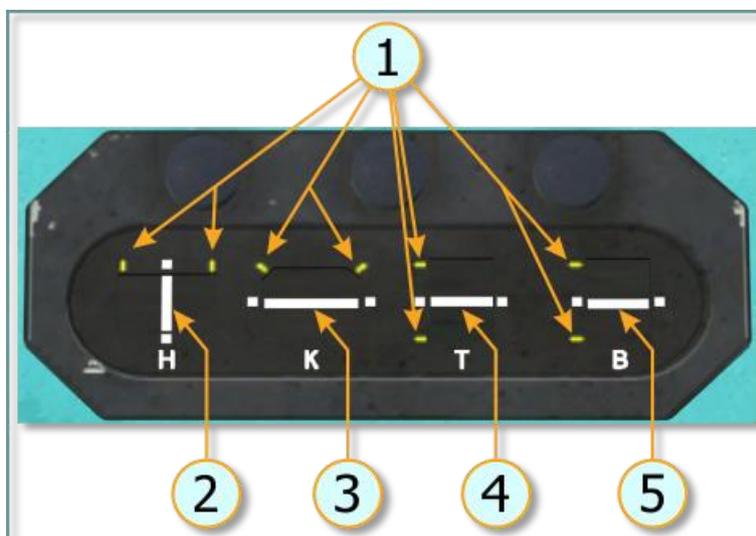


Рис. 7.45. Индикатор нулевой ИН-4

- | | |
|---|-----------------------------|
| 1. Метки максимального отклонения индикаторов | 4. Индикатор канала тангажа |
| 2. Индикатор канала направления | 5. Индикатор канала высоты |
| 3. Индикатор канала крена | |

Другими словами – индикаторы указывают положение центра выделенного автопилоту диапазона управления относительно текущего положения педалей, РППУ или РОШ, особенности см.ниже.

7.11.4. Оборудование, взаимодействующее с автопилотом

- Курсовая система ГМК-1А – выдает сигналы курса в пульт управления автопилота для автоматической стабилизации вертолета по заданному курсу. Кроме того, курсовая система выдает сигнал в пульт управления на перевод канала направления автопилота в режим согласования при включении режимов задачи курса и контроля курсовой системы. Используется автопилотом при включении канала НАПРАВЛЕНИЕ.
- Авиагоризонт правого летчика АГБ-ЗК, являющийся датчиком углов крена и тангажа автопилота. Используется автопилотом при включении канала КРЕН-ТАНГАЖ.
- Корректор-задатчик приборной скорости КЗСП, предназначенный для выдачи электрического сигнала, пропорционального отклонению скорости от заданной. КЗСП воздействует на канал тангажа. Используется при включении канала ВЫСОТА.
- Блок сигнала готовности БСГ, предназначенный для работы совместно с корректором скорости КЗСП и выдачи сигнала готовности, свидетельствующего об исправности обрабатываемой системы корректора КЗСП.
- Комбинированные агрегаты управления КАУ-30Б и рулевой агрегат РА-60Б – являются силовыми исполнительными элементами как системы управления вертолетом, так и автопилота. Непосредственно воздействуют на органы управления (тарелку автомата перекоса НВ, качалку управления шагом РВ). Четыре рулевых агрегата установлены в продольном, поперечном управлении, в управлении общим шагом несущего винта и в ножном управлении. В рулевые агрегаты вмонтированы датчики обратной связи, с помощью которых осуществляется обратная связь в автопилоте, см. ниже.

- Электромагнитные краны (ГА-192), которые по сигналам с пульта управления автопилотом переключают рулевые агрегаты на работу в автопилотном режиме (особенности описаны ниже).
- Две кнопки Выкл. АП отключения автопилота, установленные на ручках управления вертолетом [LWin + LShift + A].
- Две кнопки отключения канала высоты, установленные на ручках шаг-газа (нажатие их в игре моделируется при изменении положения джойстика РОШ или кнопок управления ОШ – [Num -] или [Num +]).
- Четыре малогабаритных выключателя на педалях ножного управления. При установке летчиком ног на педали малогабаритные выключатели срабатывают и канал направления переводится в режим согласования.
- Малогабаритный выключатель, установленный на качалке механизма подвижного упора системы СПУУ-52 и предназначенный для перевода канала направления автопилота в режим согласования при подходе тяги ножного управления к упору, положение которого определяется системой СПУУ-52 (т.е. канал направления попросту отключается при достижении упора).
- Реле времени с задержкой 0,5 s, включенное в схему перевода канала направления в режим согласования и предназначенное для исключения автоколебаний ножного управления при переключении автопилота в режим согласования.
- Распределительная коробка автопилота (не моделируется).

Так как автопилот АП-34Б работает совместно с электрогидравлическими агрегатами управления КАУ-30Б и РА-60А, то на органы управления вертолетом могут одновременно воздействовать как летчик, при помощи обычных рычагов управления, так и автопилот (так называемый режим комбинированного управления, когда летчик в любой момент времени может вмешаться в управление вертолетом при включенном автопилоте). При этом автопилот воздействует на малый цилиндр рулевого агрегата, который является раздвижной тягой, включенной в систему управления. Результирующее перемещение органов управления является суммой перемещений от воздействия летчика и автопилота. Перемещения органов управления от сигналов автопилота не передаются на РППУ и РОШ.

Кроме того, автопилот может работать в режиме автоматической стабилизации вертолета (при включении всех четырех каналов). ■ Подробности работы гидроагрегатов при автопилотном и ручном управлении описаны ниже.

Воздействие корректора-задатчика приборной скорости (КЗСП) на автопилот происходит по каналу тангажа.

Безопасность полета в случае отказа автопилота обеспечивается 20% ограничением перемещения органов управления от автопилота по всем четырем каналам, а также возможностью вмешательства летчика в управление параллельно с автопилотом в любом режиме использования автопилота.

7.11.5. Использование автопилота по этапам полета

Пилотирование вертолета с включенным автопилотом является основным видом полетов, и все полеты от взлета до посадки выполняются, как правило, с

включенным каналом "крена-тангаж", каналы "направление" и "высота" используются значительно реже.

Включение автопилота выполняется перед взлетом нажатием на кнопки-



лампочки соответствующих каналов. Канал высоты нельзя отдельно включить без включения канала "КРЕН-ТАНГАЖ".

При взлете по-вертолетному необходимо включать каналы "КРЕН-ТАНГАЖ" (в практике эксплуатации Ми-8 в РФ канал "НАПРАВЛЕНИЕ" перед взлетом, как правило, не включают).

При взлете по-самолетному включать только каналы "КРЕН-ТАНГАЖ". Включение контролировать по загоранию зеленых лампочек включенных каналов.

На висении автопилот стабилизирует вертолет по углам крена и тангажа, а при освобожденных педалях (если канал "НАПРАВЛЕНИЕ" включен) – и по курсу. Работа автопилота на висении проверяется по индикаторам на пульте автопилота. Нормальная работа характеризуется колебаниями планок "К", "Т", "Н" индикатора около нейтрального положения.

На установившихся режимах горизонтального полета, набора высоты или снижения с полностью освобожденным управлением вертолет сохраняет свое пространственное положение, медленно уходя с заданной скорости, т.к. автопилот стабилизирует не скорость полета (до $V = 150$ км/ч), а угол тангажа.

Управление вертолетом с помощью автопилота без перемещения органов управления

Для ввода поправки в курс полета до $\pm 5^\circ$ в прямолинейном горизонтальном полете при включенном автопилоте необходимо вращать ручку центровки



(центрирования) на пульте управления вправо или влево. Полный оборот соответствует изменению курса на 10° . На шкале нанесено 10 делений, цена одного деления один градус. Аналогично можно управлять тангажом и креном.

Канал высоты можно включать после балансировки вертолета в режиме горизонтального полета на высоте не ниже 50 м. Контроль работы канала производится по колебаниям стрелки индикатора, по изменению величины общего шага несущего винта по указателю УП-21-15 и вертикальному перемещению вертолета при парировании каналом высоты вертикальных возмущений.

Заход на посадку, торможение и выполнение посадки следует осуществлять обычным способом с включенным автопилотом по каналам "КРЕН" и "ТАНГАЖ".

После приземления выключить автопилот нажатием на кнопку "ВЫКЛ. АП",



расположенной на обеих ручках управления .

7.11.6. Пояснения особенностей работы АП-34Б, игры с автопилотом и клавиатурные команды управления

Совместная работа гидроусилителей и автопилота АП-34Б при автопилотном и ручном управлении

При автоматической стабилизации вертолета исполнительные штоки комбинированных гидроусилителей КАУ-30Б могут перемещаться в пределах 20% полного их хода, при этом ручки управления остаются неподвижными, зафиксированными в заданном положении. Ручки управления фиксируются пружинными механизмами загрузки. Ручки шаг-газа стопорятся фрикционным механизмом.

Ограничение 20% (обеспечивается конструкцией рулевых агрегатов) полного перемещения органов управления необходимо для обеспечения безопасности полета в случае отказа автопилота, т.к. большинство возможных отказов автопилота сопровождается появлением одностороннего сигнала на выходе и быстрым отклонением органов управления.

Вместе с тем такой ограниченный диапазон работы органов управления от сигналов автопилота достаточен для парирования реальных возмущений, действующих на вертолет, и стабилизации угловых положений вертолета.

Летчик может в любой момент вмешаться в управление вертолетом при включенном автопилоте. Для этого на пульте управления предусмотрены ручки центровки (центрирования) для каналов тангажа, крена и направления, полный оборот которых соответствует 10° поворота вертолета. На ручке нанесены десять делений, каждое соответствует одному градусу. Поворачивая соответствующую ручку центровки по часовой стрелке или против часовой стрелки, летчик тем самым вызывает доворот вертолета. При вмешательстве летчика в управление по крену и тангажу с помощью ручки управления, для сохранения автопилотного диапазона управления, необходимо исключить воздействие на гидроусилители крена и тангажа сигналов от датчиков угла и угловой скорости. Для этой цели установлены компенсационные датчики, которые кинематически связаны с продольным и поперечным управлением и выдают сигналы, равные по величине и противоположные по знаку сигналам, поступающим от авиагоризонта. Другими словами – при перемещении РППУ происходит постоянное "обновление" опорного значения крена и тангажа, которое автопилот использует как значение, которое необходимо поддерживать.

Таким образом, летчик управляет вертолетом по крену и тангажу, не выключая автопилот, который стремится сохранить заданное летчиком положение вертолета. Для того, чтобы летчик мог управлять вертолетом по курсу при включенном автопилоте, на педалях ножного управления смонтированы гашетки и микровыключатели, при нажатии на которые происходит перевод канала направления в режим согласования. После окончания маневра и снятия ног с гашеток канал направления автоматически включается.

Особенности игры с использованием игровых педалей и включенным каналом "НАПРАВЛЕНИЕ"

Для путевого управления в Ми-8МТВ2 используется рулевой агрегат РА-60А. В отличие от КАУ-30Б он имеет механизм перегонки, который позволяет автопилоту перемещать педали в случае нехватки 20% запаса управления для поддержания направления.

Если, к примеру, канал "НАПРАВЛЕНИЕ" включен, а игрок при вертикальном отрыве вертолета не будет парировать игровыми педалями увеличение реактивного момента НВ, то РА-60А после исчерпания 20% запаса начнет перемещать правую педаль в модели вперед без действий со стороны игрока. Педали игрока при этом останутся в прежнем положении. Для согласования положений игровых педалей и педалей в модели необходимо:

- установить игровые педали нейтрально (при наличии пружин в педалях – достаточно убрать ноги с игровых педалей);
- выполнить сброс триммера **[LCtrl + T]**.

После этой процедуры педали в модели установятся нейтрально и положения будут совпадать.

Примечание. Следует иметь ввиду, что такая процедура возвращает в нейтраль также и РППУ модели

Особенность использования механизма триммирования при включенном автопилоте

Как в реальной жизни, так и в нашей модели связь механизма триммера и автопилота в Ми-8 отлична от такой связи в Ка50. В Ми-8 нажатие и удержание кнопки триммер не переводит АП-34Б в режим согласования, как это сделано в Ка50. Т.е. триммер как объект никак не связан с автопилотом.

Автопилот управляет по каналу крена (тангажа) в пределах 20% запаса хода РППУ по этому каналу. Достижение индикаторами на ИН-4 крайних положений ([Рис. 7.45](#), 1) говорит о том, что гидроусилители крена или тангажа (точнее малые цилиндры рулевого агрегата) достигли предела 20% запаса управления, "отпущенного" на автоматическую стабилизацию углов крена или тангажа. Это проявляется как увеличение резкости реакции вертолета на небольшое перемещение РППУ в сторону предела ограничения и вызывает некоторые неудобства пилотирования.

Величину удаления центра 20% зоны управления автопилота от текущего положения РППУ можно оценить по положению указателей на ИН-4 ([Рис. 7.46](#), 2). И если летчик триммером перевел РППУ за пределы этой зоны (по индикации на ИН-4), то автопилот уже не может также "комфортно" управлять стабилизацией крена (тангажа) как это было ранее. Естественно, летчику тоже становится немного некомфортно, не смотря на убранные усилия с пружин триммерного механизма. На практике это проявляется увеличением количества необходимых мелких движений РППУ для поддержания крена или тангажа. Для облегчения комфортного пилотирования необходимо центр 20% зоны управления автопилота приблизить туда, где сейчас находится РППУ. Или другими словами – "указать" автопилоту новое положение за точку отсчета. Для этого используют два способа:

1. **Ручками центрирования на пульте АП-34Б.** В реальной жизни обычно бортовой техник вращением этих ручек устраняет рассогласование, устанавливая индикаторы крена и тангажа по горизонтальным индексам. В это время летчик должен плавно перемещать РППУ в новое положение (для сохранения режима полета), т.е. как бы "отдаляя" РППУ от места, где был ранее включен автопилот. А затем снова триммирует РППУ.

2. **Отключением автопилота**, корректировкой балансировки и повторным его включением.

Первый способ хорош тем, что позволяет плавно устранять рассогласованность, второй же позволяет это сделать быстро и без помощи другого члена экипажа.

Для понимания описанных особенностей см. изложенное ниже.

Положение РППУ и индикаторов на ИН-4 (КРЕН-ТАНГАЖ) во время висения и в горизонтальном полете

Ниже показаны положения РППУ в зависимости от момента включения автопилота по крену-тангажу для режимов висения и ГП.

ВИСЕНИЕ

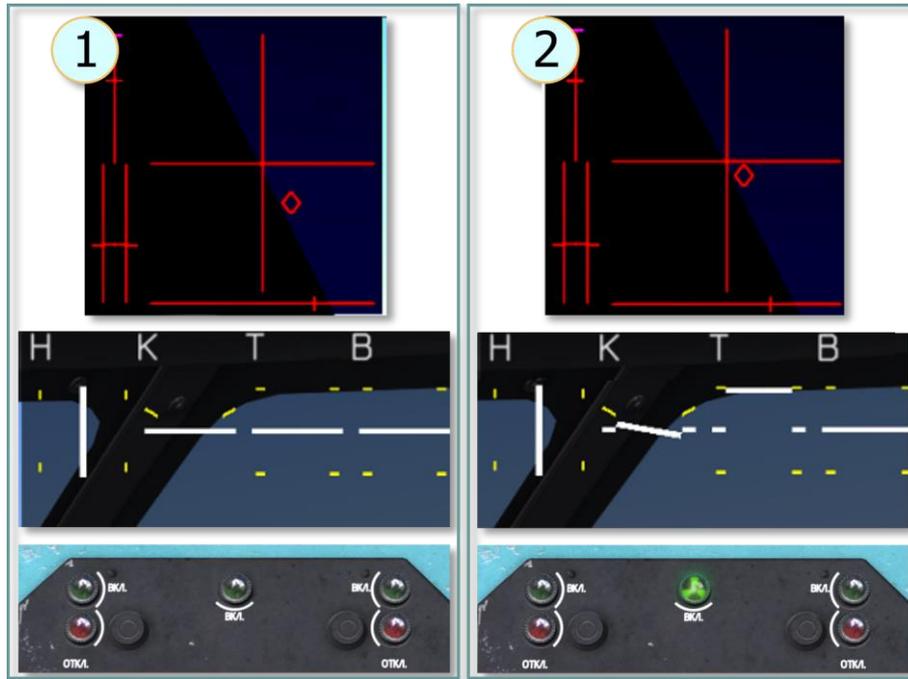


Рис. 7.46. Висение

1. Висение. Канал "крен-тангаж" выключен

2. Висение. Канал "крен-тангаж" был включен на земле, в нейтральном положении РППУ

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

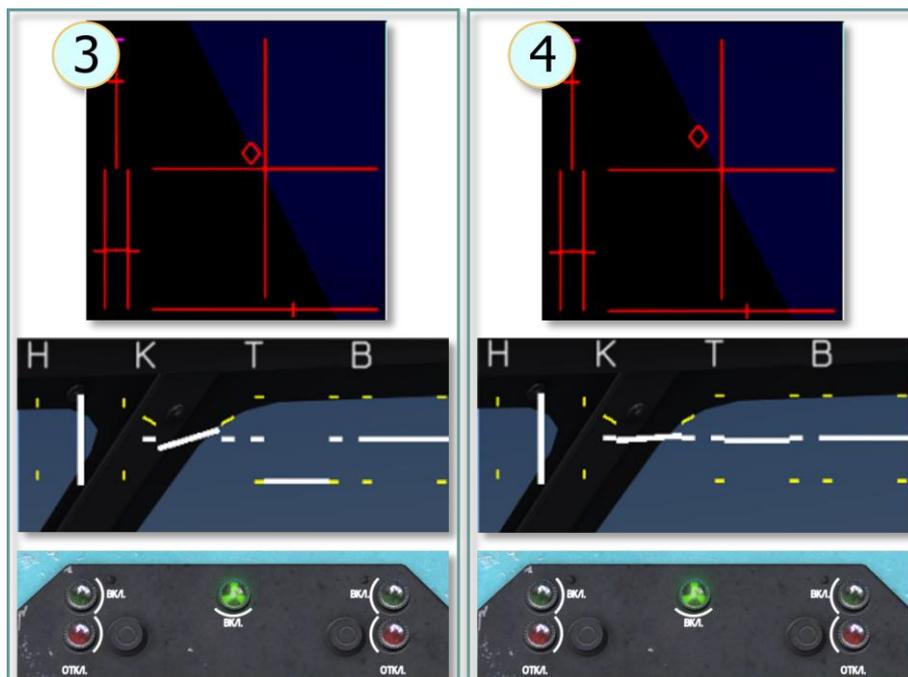


Рис. 7.47. Горизонтальный полет на 240 км/ч

3. Скорость 240 км/ч.
Канал "крен-тангаж" был включен во время висения

4. Скорость 240 км/ч.
Канал "крен-тангаж" был выключен и после балансировки вертолета на скорости 240 км/ч снова был включен

В игре реализована возможность автоподстройки "крена-тангажа" виртуальным бортехником. Автоподстройка может быть выполнена по команде игрока (клавиатурной командой) **[RAIt + A]** или автоматически, если в [особых настройках](#) ЛА установлен флаг "Подстройка автопилота", [Рис. 7.48](#).

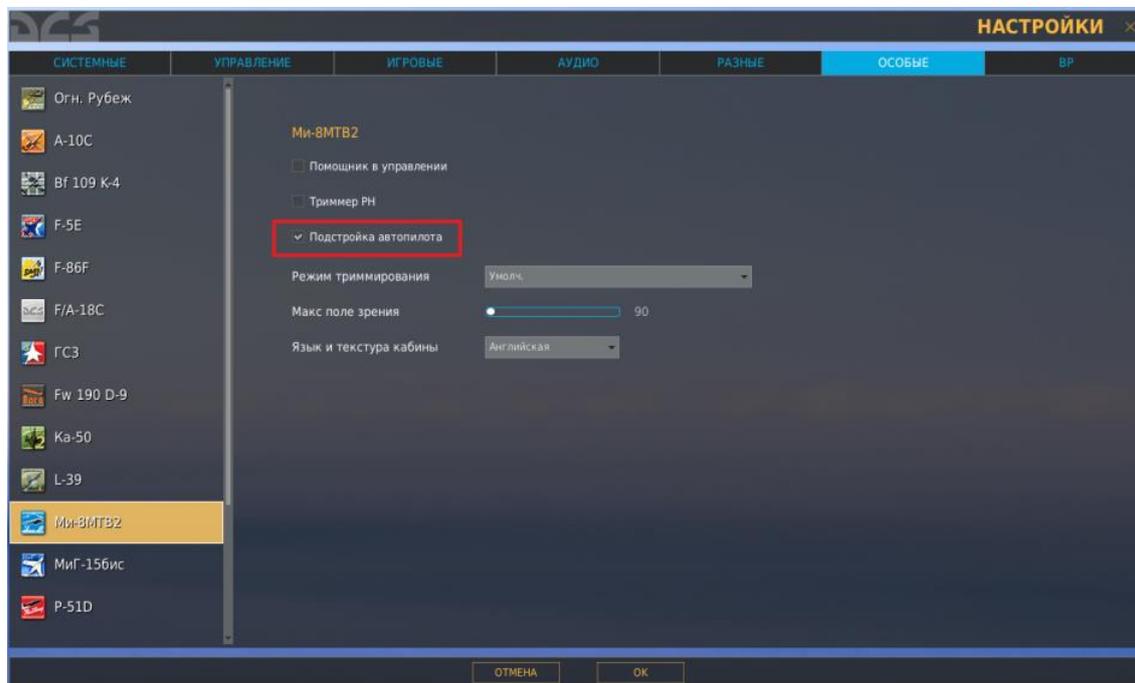


Рис. 7.48. Установка флага в особых настройках

При получении команды от игрока на подстройку автопилота ИИ бортовой техник "докладывает" о выполнении своих действий.

Клавиатурные команды управления АП-34Б

LWin + LShift + S	Автопилот НАПРАВЛЕНИЕ. ручка центрир ВЛЕВО
LWin + LShift + D	Автопилот НАПРАВЛЕНИЕ. ручка центрир ВПРАВО
LWin + LCtrl + A	Автопилот НАПРАВЛЕНИЕ.ВЫКЛ
LCtrl + A	Автопилот НАПРАВЛЕНИЕ.ВКЛ
LCtrl + LShift + S	Автопилот ТАНГАЖ. Ручка центр. ВЛЕВО
LCtrl + LShift + D	Автопилот ТАНГАЖ. Ручка центр. ВПРАВО
LWin + LCtrl + S	Автопилот КРЕН. Ручка центр. ВЛЕВО
LWin + LCtrl + D	Автопилот КРЕН. Ручка центр. ВПРАВО
LWin + A	Автопилот КРЕН-ТАНГАЖ.ВКЛ
LWin + LShift + A	Автопилот ВЫКЛ ВСЕ каналы

7.12. Экранно-выхлопное устройство (ЭВУ)

Установка ЭВУ обеспечивает уменьшение сигнатуры ИК-излучения двигателей примерно в два раза, что снижает дальность захвата ИК-ГСН ЗРК и увеличивает вероятность преодоления ПВО.



Рис. 7.49. Экранно-выхлопное устройство Ми-8МТВ2

П р и м е ч а н и е . Установка ЭВУ требует уменьшить максимальный расчетный взлетный вес на 300кг. На графиках это эквивалентно повышению температуры наружного воздуха на +3°C. Кроме того, вес пустого вертолета увеличивается на 160кг.



8

***ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ
И ВЫПОЛНЕНИЕ РАСЧЕТОВ***

8. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ВЫПОЛНЕНИЕ РАСЧЕТОВ

8.1. Ограничения и инженерно-штурманские расчеты

8.1.1. Определение предельного взлетного веса вертолета

Предельный взлетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному *ВНЕ ЗОНЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ* определять по номограммам [Рис. 8.1](#), в зоне влияния земли – по номограмме на [Рис. 8.2](#).

На номограммах Рис. 8.1 и Рис. 8.2 показаны зависимости предельного взлетного (посадочного) веса вертолета от барометрической высоты площадки при различных температурах наружного воздуха в штилевых условиях. Номограммы рассчитаны для оборотов несущего винта 93% при выключенном отборе воздуха на эжекторы ПЗУ и выключенной противообледенительной системе входов двигателей, несущего и рулевого винтов.

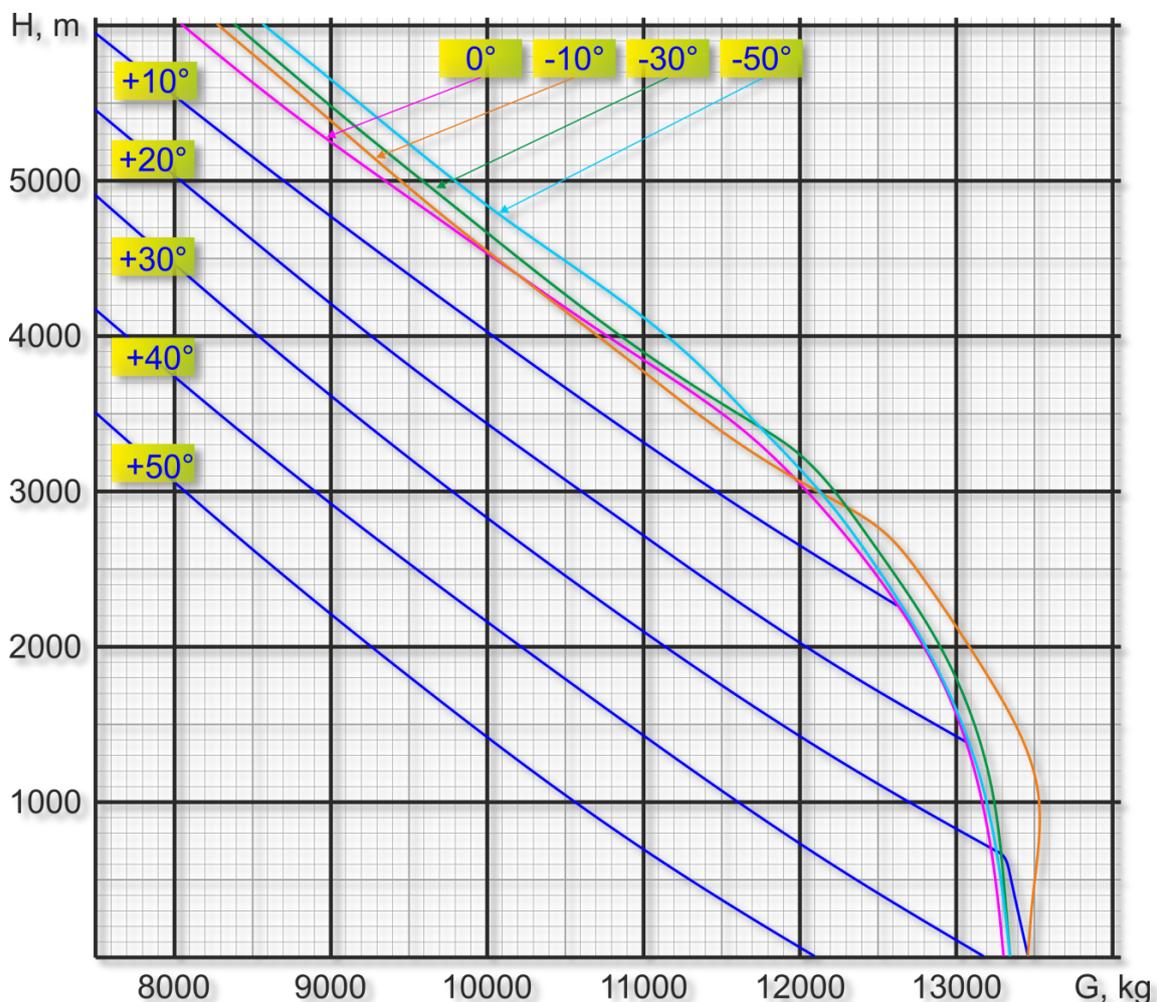


Рис. 8.1. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному без использования влияния земли (высота висения 20 м). ПОС и ПЗУ выключены.

Примечание. При установленных на вертолет ЭВУ ([7.12](#)) предельный вес вертолета, определенный по номограммам, уменьшить на 300 кгс.

При включении отбора воздуха на эжекторы ПЗУ предельный вес вертолета, определенный по номограммам, уменьшить на 200 кгс; при включении ПОС двигателей и винтов уменьшить на 1000 кгс.

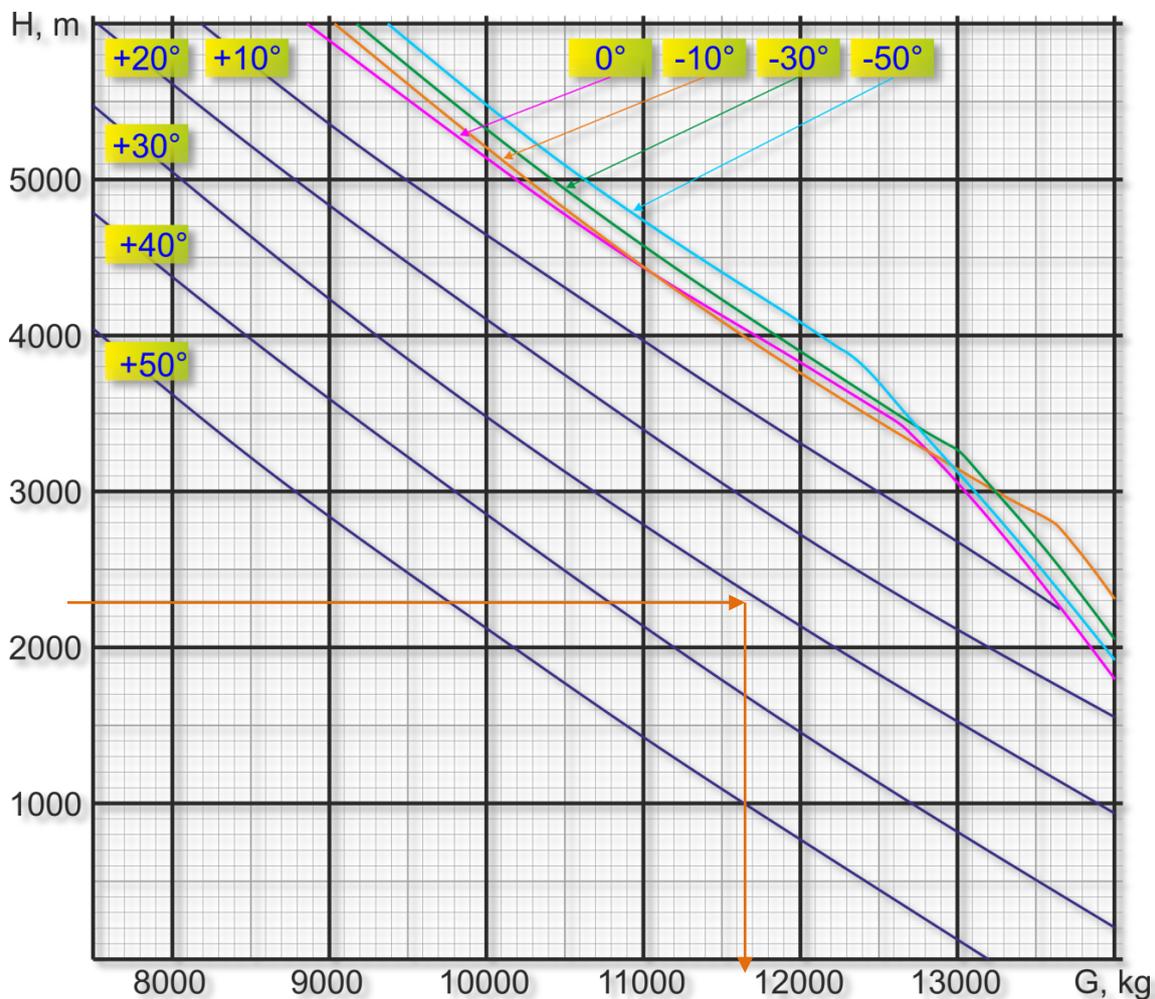


Рис. 8.2. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с использованием влияния земли (высота висения 3 м). ПЗУ и ПОС выключено.

Встречный ветер увеличивает возможности по весу: при ветре 5м/с вес можно увеличить до +400кг, при ветре 10м/с – до +1200кг. Влияние бокового ветра до 4м/с сказывается негативно за счет влияния на РВ и необходимость большего отбора мощности при боковом ветре. Поэтому при боковом ветре 3..5м/с необходимо уменьшить взлетный вес на 200кг. При большем значении бокового ветра уже сильнее проявляется влияние косої обдувки НВ. Негативное влияние ветра сзади на двигатели ("задувание" горячего воздуха на вход двигателей) в игре не смоделировано.

При определении предельного веса с учетом влияния ветра следует иметь в виду, что как направление, так и скорость ветра могут меняться в процессе взлета и посадки. Поэтому при определении предельного веса при неустойчивом ветре следует брать минимальное значение предельного веса для возможного диапазона изменения ветра.

При отсутствии данных о ветре и невозможности определить направление при посадке расчет предельного веса производить для наиболее неблагоприятного сочетания скорости и направления ветра (ветер сзади скоростью 4-6 м/с).

Для пояснения пользования номограммами на них дан ключ.

ПРИМЕР. Определить предельный полетный вес вертолета для взлета по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли с площадки, расположенной на высоте 2300 м над уровнем моря, при температуре наружного воздуха +30°C.

РЕШЕНИЕ. По номограмме [Рис. 8.2](#) находим предельный полетный вес для взлета в штилевых условиях. На шкале барометрической высоты Н находим точку, соответствующую высоте 2300 м

и проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией с отметкой +30°C. Из полученной точки проводим вертикаль до горизонтальной шкалы и определяем предельный вес вертолета в штилевых условиях (11 780 кгс).

Определение предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли производить в той же последовательности, используя номограммы [Рис. 8.1](#).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ ПО-САМОЛЕТНОМУ производить по номограмме [Рис. 8.2](#) увеличивая полученное значение веса на 500 кгс. Перед взлетом по-самолетному выполнить контрольное висение на высоте не менее 1 м и убедиться, что предельный взлетный вес определен правильно.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ С РАЗБЕГОМ НА НОСОВОМ КОЛЕСЕ производить по номограмме [Рис. 8.3](#).

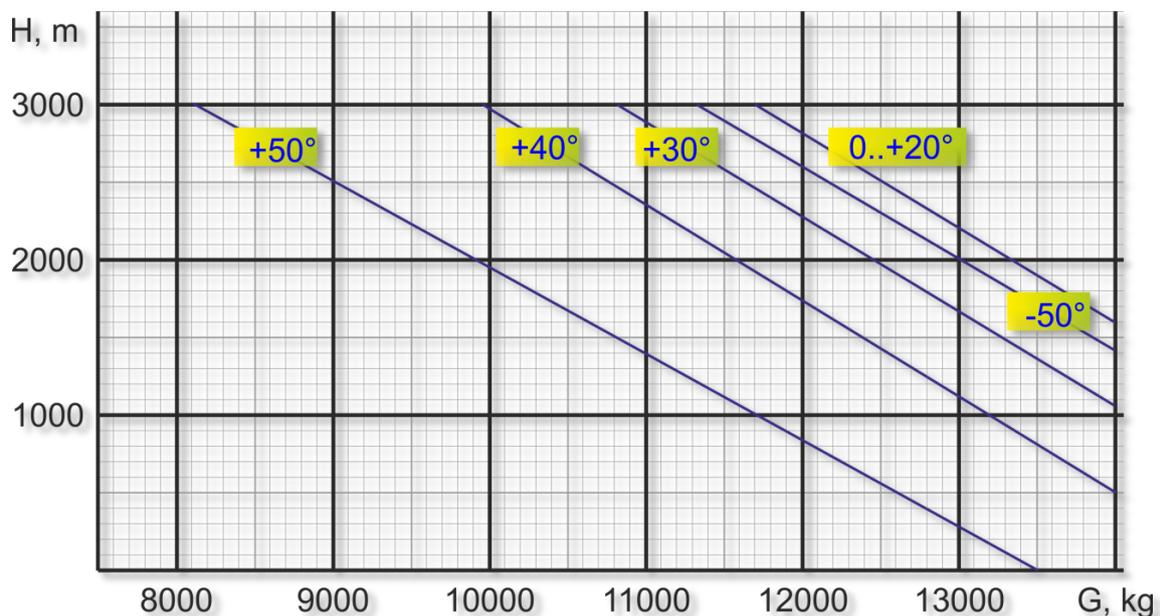


Рис. 8.3. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете по-самолетному с разбегом на носовом колесе

Правильность выбора предельного взлетного веса для взлета с разбегом на носовом колесе производить по результатам контрольного висения на взлетном режиме работы двигателей. Взлет с разбегом на носовом колесе можно производить, если контрольное висение показало, что вертолет отрывается от земли.

Во всех случаях предельный вес не должен превышать максимального взлетного веса вертолета -13000 кгс.

Для расчета веса вертолета и его возможностей по заправке топливом и загрузке необходимо знать исходные весовые характеристики вертолета, экипажа и оборудования. Они представлены в табл. Табл. 8.1

Табл. 8.1

№ пп	Ми-8МТВ2. Список объектов, которые могут находиться на вертолете	Вес объектов, кг	Объекты, которые учитываются в модели (в "Вес пустого вертолета")
1	Пустой вертолёт	7200,0	
2	Входной трап	7,3	7,3

3	Сейф	4,5	
4	Доп. топливный бак	70	Не моделируется
5	Десантные сиденья -(30 шт.)	58,7	58,7
6	Грузовые трапы	31,6	
7	ЛПГ-150м (на полу гр. кабины	33,5	33,5
8	Шкворневые установки	19,8	19,8
9	Санитарное оборудование	93,6	
10	Десантные троса	6	
11	Невырабатываемый остаток топлива	20	20
12	Топливо 0,775 кг/л		
	- в расходном баке	322	Учитывается в редакторе миссий
	- в подвесных баках	1608	Учитывается в редакторе миссий
	- в дополнительных баках	1388	Не моделируется
13	Спец плиты (броня)	419	419
	- в кабине лётчиков	332	
	- в грузовых створках	33	
	- в гидроотсеке	54	
14	Фермы с 6-ю БДЗ-57кр ВМ	401	401
15	ПКТ носовой с бк	38,8	Не моделируется
16	ПКТ кормовой с бк (750 патронов в 3 коробках по 250 патронов)	26,9	Учитывается в редакторе миссий
17	Дверной пулемет "КОРД" 12,7-мм с устройством крепления и БК (600 патронов в 12 коробках по 50 патронов)	138	Учитывается в редакторе миссий
18	УВ-26 (вместе с БК 128 ППИ-26-1)	26,3	26,3
19	Б8В20-а (блок для НАР без снаряжения)	100	Учитывается в редакторе миссий
20	НАР (20 шт калибра 80-мм.)	242	Учитывается в редакторе миссий
21	ГУВ-1 (подвесной контейнер с 12,7-мм и 7,62-мм пулеметами)	452	Учитывается в редакторе миссий
22	ГУВ-1 (подвесной контейнер с 30-мм гранатометом)	274	Учитывается в редакторе миссий
23	УПК-23-250 (универсальный пушечный контейнер)	230	Учитывается в редакторе миссий
24	Контейнер ВСМ-1 (пустой)	70	Не моделируется
25	Кислородное оборудование экипажа	19,3	Не моделируется
26	Верёвочная лестница	19,7	Не моделируется
27	Прицел ПКВ	2,5	2,5
28	Прицел ОПБ-1р	8,2	Не моделируется
29	РК вооружения с пультом БВ	15,9	15,9
30	Спасательное оборудование:	216	Не моделируется
	- лебёдка ЛПГ -300	60	
	- стрела	95,5	
	- ферма с РК	15,6	
	- прожектор	20,5	
	- люлька	30	
	- багор	0,9	
	- ручной прожектор (2 шт.)	2	
	- пояс спасательный (2 шт.)	4	
	- пояс бортового техника	1,8	
	- резиновый коврик	6,6	
	- подъёмное сиденье	9	
	- прочее	5,4	
31	Внешняя подвеска:	160,5	160,5
	- замок ДГ- 64М	21,3	
	- ограждение люка внешней подвески	9,3	

	- силовые тросы 4x1,11м	10	
	сбрасываемая часть:	119,9	
	- удлинительный трос 1,7м	3,15	
	- удлинительный трос 5м	7,3	
	- удлинительный трос 10м (2шт)	27,3	
	- удлинительный трос 20м(2шт)	52,5	
	- грузовые стропы (4x4м) или "паук"	24	
	- детали сборки	5,6	
32	Швартовка лопастей	43,3	Не моделируется
33	Л166В1А (система РЭБ ИЗ)	25	Не моделируется
	Набор оборудования, кг		1164.5
34	Масло в системах и агрегатах	71.7	71.7
35	Экипаж	270	270
	Вес снаряженного вертолета с экипажем, заправленным маслом, БЕЗ топлива и вооружения		8706.2

Теперь, зная вес снаряженного вертолета без вооружения и топлива, можно определить возможные вариации между топливом и полезной нагрузкой.

8.2. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета

В этом разделе представлены необходимые данные для выполнения инженерно-штурманского расчета полета.

Дальность полета (радиус) и продолжительность зависит от запаса топлива и интенсивности его расхода, которая в свою очередь зависит от полетного веса, снаряжения вертолета навесным оборудованием (изменение аэродинамики), высоты и скорости полета.

Влияние перечисленных факторов на пространственные и временные показатели рассмотрены ниже.

ВЫСОТА ПОЛЕТА. Как правило, полеты вертолетов производятся на малых высотах. Однако в тех случаях, когда необходимо получить наибольшую дальность, полет следует производить на высотах 2000-3000 м. где дальность полета примерно на 15% больше, чем на малых высотах.

СКОРОСТЬ ПОЛЕТА. Наибольшая дальность достигается на крейсерской или близкой к ней скорости (в пределах ± 20 км/ч).

КРЕЙСЕРСКАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА – это скорость наибольшей дальности полета (минимального километрового расхода топлива), Табл. 8.2.

Табл. 8.2

Высота, м	Полетный вес 11 100 кгс и менее		Полетный вес более 11 100 кгс	
	скорость полета, км/ч			
	приборная	воздушная	приборная	воздушная
100	230	233	215	219
500	225	233	210	218
1000	220	233	205	218
2000	210	234	195	218
3000	195	230	160	190
4000	170	213	120	154
5000	120	163		
6000	100	145		

При выполнении полетов с установленными на вертолете ЭВУ (7.12) километровые и часовые расходы топлива по сравнению с указанными в Табл. 8.4 увеличиваются на 6%.

При подвеске вооружения расход соответствует данным, представленным в Табл. 8.4 для соответствующего раздела.

ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ

При включении противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей километровой и часовой расходы топлива сравнению с указанными ниже в таблицах увеличиваются:

- при включении противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА двигателей – на 3%;
- при включении противообледенительной системы несущего и рулевого винтов – на 2%.

При включении ПЗУ на висении вертолета часовой расход топлива по сравнению с указанным в Табл. 8.4 увеличивается на 3%.

ГАРАНТИЙНЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА

Для обеспечения безопасности маршрутных полетов устанавливается гарантийный запас топлива не менее минимального, равный для вертолета Ми-8МТВ2 200 кгс (260 л).

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ G_{ТЗ}, состоит:

из расхода топлива при запуске и прогреве двигателей, рулении на старт — 30 кгс за 5 мин (по 6 кгс в мин);

из расхода топлива при работе двигателя АИ-9В на бортсеть до запуска двигателей (по 1,25 кгс/мин).

ПРИ ЗАХОДАХ НА НАЗЕМНУЮ ЦЕЛЬ затрачивается 12 кгс топлива в минуту. При продолжительности повторного захода 4 мин на каждый последующий заход (считать, что первый производится с ходу) расходуется 50 кгс топлива, что эквивалентно уменьшению радиуса полета примерно на 10 км.

Данные по расходу топлива на различных этапах полета представлены в Табл. 8.3.

РАСХОД ТОПЛИВА, ПУТЬ И ВРЕМЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ И НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Приборная скорость 120 км/ч, режим работы двигателей номинальный

Табл. 8.3

Высота, м	Приборная Скорость, км/ч	Взлетный вес, кгс								
		11000			12000			13000		
		Расход топлива, кгс	Путь. Км	Время, мин	Расход топлива, кгс	Путь. Км	Время, мин	Расход топлива, кгс	Путь. Км	Время, мин
Взлет и набор высоты	-	15	-	1	15	-	1	15	-	1
100	120	20	-	1,5	20	-	1,5	20	-	1,5
500	120	25	-	2	30	-	2	30	-	2
1000	120	35	4	2,5	40	5	3	40	5	3
2000	120	55	7	4	60	9	4,5	70	10	5,5
3000	110	75	10	6	85	13	7	100	15	8

4000	110	95	15	7,5	115	19	9	140	30	11,5
4800	100	-	-	-	-	-	-	215	40	18
5000	100	115	20	9,5	155	27	13	.	.	.
6000	90	170	30	15	*	*	-	-	-	-

Километровый и часовой расход топлива на различных высотах и скоростях наибольшей дальности в зависимости от полётного веса
 Число оборотов несущего винта 95%

Табл. 8.4

H, м	Расход топлива на вертолёте при полётном весе, кгс														
	9000			10 000			11 000			12 000			13 000		
	q, кгс/км м	Q, кгс/ч	Q _{min} кгс/ч/ на V _{приб} , км/ч,	q, кгс/км м	Q, кгс/ч	Q _{min} кгс/ч/ на V _{приб} , км/ч,	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Q _{min} кгс/ч/ на V _{приб} , км/ч,	q, кгс/км м	Q, кгс/ч	Q _{min} кгс/ч/ на V _{приб} , км/ч,	q, кгс/км м	Q, кгс/ч	Q _{min} кгс/ч/ на V _{приб} , км/ч,
Транспортный вариант															
100	2,66	620	445 / 120	2,69	627	470 / 120	2,75	641	495 / 120	2,84	621	520 / 110	2,93	640	550 / 120
500	2,55	593	445 / 120	2,6	605	455 / 110	2,67	621	485 / 110	2,76	601	515 / 110	2,84	623	545 / 110
1000	2,44	569	425 / 120	2,49	580	450 / 120	2,57	599	475 / 120	2,66	587	505 / 120	2,77	614	540 / 120
2000	2,24	525	400 / 100	2,33	546	425 / 100	2,42	572	455 / 110	2,56	559	490 / 130	2,72	592	530 / 120
3000	2,11	485	380 / 100	2,23	510	410 / 110	2,36	540	445 / 120	2,65	500	480 / 120	2,94	554	535 / 120
4000	2	426	370 / 100	2,14	455	400 / 110	2,36	502	445 / 120	3,23	487	495 / 120	3,85	575	580 / 110
5000	2,09	354	360 / 100	2,37	406	400 / 110	2,8	488	470 / 110						
Боевой вариант без внешних подвесок на фермах															
100	2,75	643	445 / 100	2,81	660	475 / 100	2,87	676	500 / 115	2,95	651	530 / 120	3,03	673	555 / 120
500	2,67	630	435 / 110	2,73	646	460 / 110	2,79	663	490 / 110	2,85	640	515 / 110	2,94	660	545 / 115
1000	2,55	613	425 / 110	2,6	629	450 / 110	2,66	648	480 / 110	2,75	627	505 / 110	2,9	651	540 / 110
2000	2,34	570	400 / 100	2,42	586	425 / 100	2,53	610	460 / 100	2,63	599	500 / 115	2,81	638	540 / 115
3000	2,21	515	385 / 105	2,29	540	415 / 115	2,44	581	445 / 120	2,7	527	490 / 120	3	579	550 / 120
4000	2,07	447	370 / 120	2,23	477	405 / 110	2,5	523	450 / 115	3,46	522	525 / 100	4,17	596	630 / 100
5000	2,12	375	360 / 100	2,45	431	415 / 100	3,03	507	520 / 100						
Боевой вариант с подвесками															
100	2,83	692	450 / 110	2,91	697	480 / 115	2,99	706	505 / 115	3,07	673	530 / 110	3,15	686	560 / 120
500	2,75	679	440 / 110	2,83	681	460 / 110	2,91	684	490 / 110	2,99	649	520 / 110	3,07	662	550 / 115
1000	2,66	645	430 / 110	2,75	650	455 / 110	2,82	657	480 / 100	2,9	624	510 / 110	2,99	642	545 / 120
2000	2,45	586	405 / 100	2,52	593	433 / 100	2,6	607	465 / 110	2,7	594	505 / 130	2,86	625	550 / 120
3000	2,26	522	385 / 100	2,36	536	415 / 100	2,48	559	450 / 120	2,75	537	495 / 120	3,13	617	560 / 110
4000	2,12	464	375 / 120	2,28	481	405 / 110	2,6	548	455 / 110	3,65	553	545 / 100	4,5	684	695 / 110
5000	2,15	376	365 / 105	2,61	445	425 / 100	3,6	553	595 / 100						

q, кгс/км – километровый расход топлива в кг на 1 км пути

Q, кгс/час – часовой расход топлива в кг за один час полета

РАСХОД ТОПЛИВА, ПУТЬ И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ И ПОСАДКЕ

Табл. 8.5

Высота начала снижения, м	Приборная скорость, км/ч	Вертикальная скорость снижения, м/с	Расход топлива, кгс	Путь, км
Торможение, зависание и посадка	—		15	1
100	120—130	2-4	20	—
500	140—150	5-6	25	5
1000	140—150	5-6	30	10
2000	140—150	5—6	45	20
3000	140—150	5-6	60	30
4000	120	3—4	90	40
5000	120	3-4	130	55

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА (КГС/Ч) ПРИ ВИСЕНИИ вертолета вне зоны влияния земли

Табл. 8.6

Вес вертолета при висении, кгс	Часовой расход топлива (кгс/ч) на высоте расположения площадки, м				
	0	500	1000	2000	3000
9000	700	660	640	630	610
10000	730	710	700	690	690
11000	790	770	770	760	—
12000	850	840	840	—	—
13000	920	920	—	—	—

Для расчета досягаемости при выполнении задач, необходимо определить затраты топлива на этапы, не связанные с продвижением по маршруту (запуск, руление, работа в районе цели), добавить к ним гарантийный запас топлива, далее отнять эту сумму от общего запаса топлива на борту. В полученном результате учесть навигационный (5%) запас (умножением на 0,95) и запас на выдерживание места в строю (5% для звена, выполняется умножением на 0,95).

8.3. Ограничения по двигателям и редукторам

8.3.1. Двигатели

Максимально допустимые параметры работы двигателей на всех высотах и скоростях полета должны быть не выше, приведенных в [Табл. 8.7](#)

Табл. 8.7

Режим	Температура газов перед турбиной компрессора °С, не более	Число оборотов турбины компрессора %, не более
Чрезвычайный	990	101.0
Взлетный	990	101.0
Номинальный	955	99.0
I крейсерский	910	97.5
II крейсерский	870	95.5
Малый газ	780	Согласно графику

Эксплуатационные параметры работы двигателей приведены в [Табл. 8.8](#)

Табл. 8.8

Режим	Число оборотов, %			Давление масла, кгс/ см ²	Температура масла на выходе, °С				Время работы непрерывно, мин, не более
	ТК	НВ			максимальная	рекомендуемая	минимальная для длительной работы на режимах не ниже крейсерского	мин. для выхода не режим выше МГ	
		при одном работающем двигателе	при двух работающих двигателях						
Малый газ (МГ)	Согласно графику	40-55	55-70	Не менее 2					20
II крейсерский	По указателю режимов ИР-117, но не более значений, приведенных в Табл. 8.7	95 ± 2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	Не ограничено
I крейсерский		95±2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	То же
Номинальный		95±2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	60
Взлетный		93±1		3,5±0,5	150	80-140	70	30	6
Чрезвычайный		93±1	–	3,5±0,5	150	80-140	70	30	(см примечание)

Примечание. Чрезвычайный режим работы двигателя включается только при отказе другого двигателя (т.е. никакими действиями экипажа для двух исправных двигателей его установить невозможно).

Зависимость частоты вращения ротора ТК (N1) от температуры воздуха на входе в двигатель (Н= 0; V= 0; P0 = 1013,25 ГПа (760 мм рт. ст.)), см. [Рис. 8.4](#)

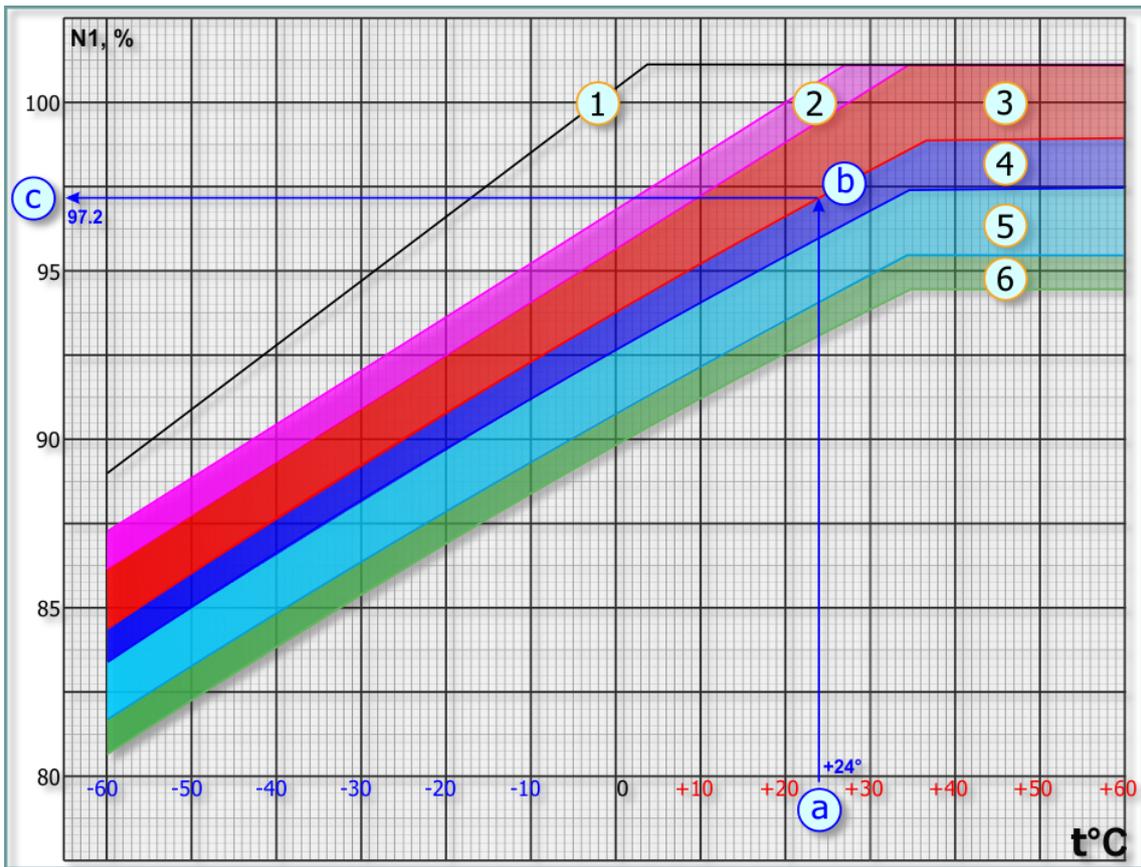


Рис. 8.4. $N_1\%$ Зависимость частоты вращения ротора ТК от температуры воздуха на входе в двигатель ($H = 0$; $V = 0$; $P_0 = 1013,25$ ГПа (760 мм рт. ст.))

- | | |
|-------------------------------------|--------------------------------|
| 1. Макс.допустимая частота вращения | 4. Зона номинального режима |
| 2. Зона ЧР | 5. Зона II крейсерского режима |
| 3. Зона взлетного режима | 6. Зона I крейсерского режима |

Пример. Определить границы оборотов ТК взлетного режима при $+24^\circ\text{C}$.

Ключ (для нижней границы оборотов): снизу от точки $+24^\circ\text{C}$ (а) вертикально до пересечения с нижней границей зоны взлетного режима (b). От (b) провести горизонтальную линию до пересечения с осью оборотов (c), получаем 97.2%. Максимальное значение рассчитывается аналогично (99.4%).

Примечание. Этот график [Рис. 8.4](#) позволяет определить обороты ТК только для стандартных условий. Для учета изменения атмосферного давления необходимо использовать график на [Рис. 8.5](#).

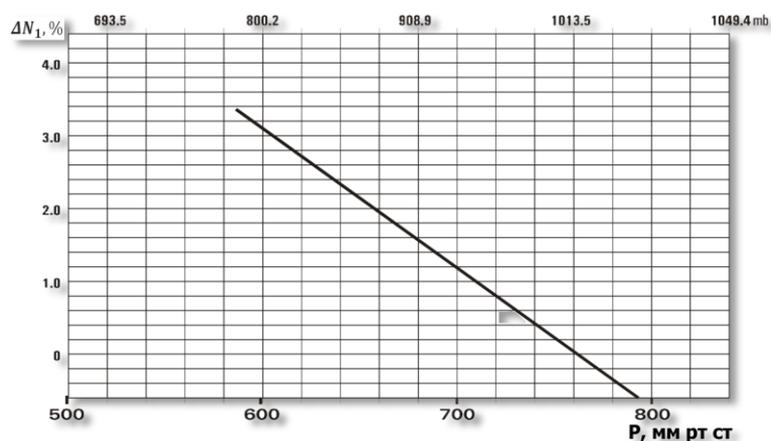


Рис. 8.5. График для определения поправок ΔN_1 в зависимости от давления воздуха (по закону, заложенному в ЭРД)

Значению "0" соответствует давление 760 мм рт ст. Уточненное значение оборотов ТК по режимам получается добавлением поправки ΔN_1 к значениям, полученным на графиках [Рис. 8.4](#)

8.3.2. Редуктора

Допустимые значения эксплуатационных параметров работы **главного редуктора** следующие:

а) давление масла:

- на режиме малого газа не менее $0,5 \text{ кгс/см}^2$;
- на остальных режимах $3.5 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$;

б) температура масла на входе в редуктор на всех режимах:

- максимальная не более 90°C ;
- рекомендуемая $50 - 80^\circ\text{C}$;
- минимальная для выхода на режим выше малого газа -15°C ;
- минимально допустимая при длительной работе $+30^\circ\text{C}$.

Максимальная температура масла в **хвостовом** и **промежуточном** редукторах допускается не более 110°C .



9

*ПОДГОТОВКА
И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ*

9. ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

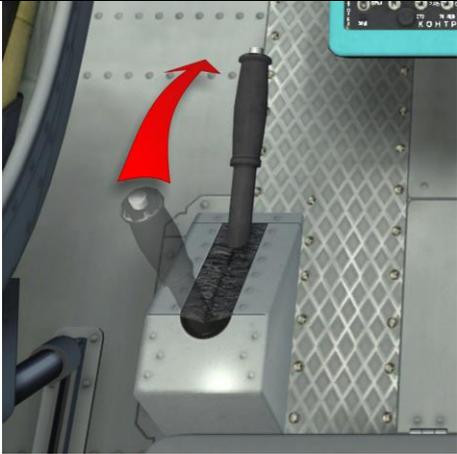
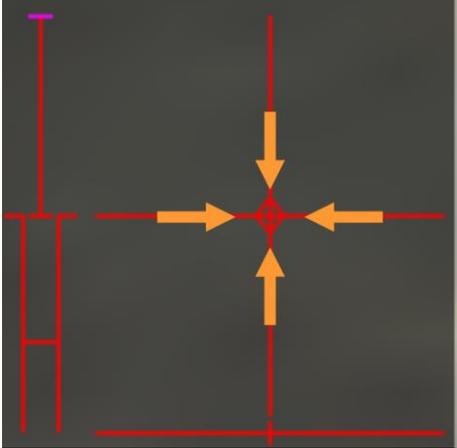
Процедура автоматического старта (подготовки вертолета из состояния "всё выключено" в состояние "к полету готов") запускается комбинацией клавиш **LWIN + HOME**. Автоматическое выключение **LWIN + END**.

Ниже приведены два варианта действий: *УПРОЩЁННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ* (минимально необходимые действия) и *ПОЛНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ* (полный набор действий). Кроме того, цветом отмечены пункты, которые можно пропустить.*

9.1. Предполётная подготовка кабины

9.1.1. Упрощённая процедура

Убедитесь, что все органы контроля в предстартовом положении:

<p>1. Растормозить несущий винт – ВНИЗ RCtrl + R</p>	
<p>2. РППУ в центральном положении ← → ↑ ↓ Включение индикатора LCtrl + Enter</p>	
<p>3. Убедиться, что рычаг шаг-газ находится на нижнем упоре Num -</p>	

4. Рукоятка коррекции повернута полностью влево (малый газ) **PgDn**



5. Рычаги раздельного управления двигателями находятся в нейтральном положении на защелках

RCTRL + HOME / **RCTRL + END**



9.1.2. Полная процедура

Перед полетом выполнить следующие операции:

- убедиться в работоспособности тормозной системы (после нажатия на тормозную гашетку и достижения в тормозах давления $31\text{--}34 \text{ кгс/см}^2$ не должно быть шума выходящего воздуха, а после растормаживания не должно быть остаточного давления в тормозах) **[W]**
- установить стрелки барометрического высотомера на 0 и проверить соответствие показания шкалы барометрического давления фактическому давлению на аэродроме $\pm 1.5 \text{ мм рт.ст.}$ **[LShift + B]**
/ **[LCtrl + B]**
- включить бортовое электропитание

- проверить связь по СПУ с членами экипажа (для игры с возможностью экипажа по сети)
- проверить работу стеклоочистителя
- проверить установку точного времени;
- растормозить несущий винт **[RCtrl + R]** (вниз)
- убедиться, что рычаг шаг-газ находится на нижнем упоре **[Num -]** а рукоятка коррекции повернута полностью влево **[PgDn]**, рычаги отдельного управления двигателями находятся в нейтральном положении на защелках **[RCTRL + HOME / RCTRL + END]**, ручка управления находится в положении, близком к нейтральному, рычаги управления кранами останова закрыты **[RCtrl + PageUp.. PageDown]**

9.2. Порядок подготовки и контроля оборудования перед запуском ВСУ

Для запуска ВСУ необходимо подключение источников электропитания, а при выполнении полной процедуры – проверить состояние и выполнить подготовку некоторого оборудования и систем. ВСУ может быть запущена от аккумуляторных батарей (А) или внешнего, аэродромного источника питания (Б).

9.2.1. Упрощённая процедура

А. Для включения аккумуляторов необходимо:

1. Правая боковая панель электропульта – постоянный ток:

поставить выключатели "АККУМУЛ. I" и "II" в положение "ВКЛ." (Вверх), проверить напряжение на аккумуляторной шине, поставив галетный переключатель в положение "ШИНЫ АКК." (напряжение должно быть не менее 24 В).



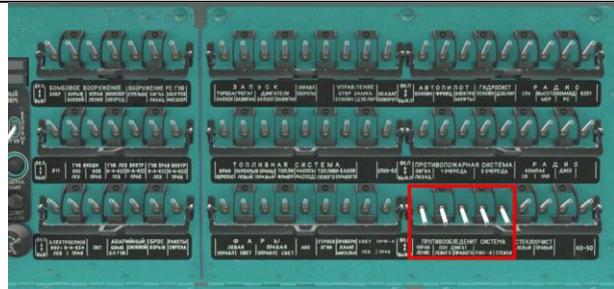
2. Электрощиток – переменный ток:
 ~115 (преобразователь 115V) –
 поставить в положение "РУЧНОЕ"
 (необходим для работы манометров и
 указателей температуры газов для
 двигателей ТВ3-117ВМ).
 Примечание. При запуске от аккумуляторов в
 целях экономии батарей переключатель
 преобразователя 36V рекомендуется оставить
 в нейтральном положении до вступления в
 работу генераторов переменного тока



3. Левая и правая панели АЗС:
 Включить все выключатели **RCTRL +**
RSHIFT + 4... 9 (1..3 для системы
 вооружения)



4. ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ если не требуется
 – оставить выключенными



Б. Для включения аэродромного источника (после питания необходимо):

5. **[N]** (меню радиопереговоров), **[F8]**,
[F2], **[F1]** (Подключить аэродромное
 питание).

```
Main
F1. Flight...
F2. Wingman 2...
F3. Wingman 3...
F4. Wingman 4...
F5. ATC...
F8. Ground Crew...
F12. Exit
```



```
2. Main. Ground Crew
F1. Rearm & Refuel
F2. Ground Electric Power...
F3. Request Repair
F4. Wheel chocks...
F11. Previous Menu
F12. Exit
```

```
3. Main. Ground Crew. Ground
Electric Power
F1. On
F2. Off
F11. Previous Menu
F12. Exit
```

6. При работе от аэродромного источника питания постоянного тока после загорания табло "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО" проверить напряжение аэродромного источника питания, поставив галетный переключатель в положение "АЭРОДРОМ. ПИТАН." (напряжение должно быть 27–29 В).



7. Выполнить все предписания раздела **A**

9.2.2. Полная процедура

При выполнении полной процедуры подготовки необходимо подключить источники электропитания и продолжить расширенный контроль и подготовку оборудования к запуску.

Подключение источников электропитания

A. Для включения и проверки аккумуляторов необходимо:

- поставить выключатели "АККУМУЛ. I" и "II" в положение "ВКЛ." **[LCtrl + LShift + 1..2]**;
- проверить напряжение на аккумуляторной шине, поставив галетный переключатель в положение "ШИНЫ АКК." (напряжение должно быть не менее 24 В).
- проверить состояние бортовых аккумуляторных батарей, для чего:
 - а) выключатель "АЭРОДРОМ. ПИТАН." установить в положение "ВЫКЛ." **[LCtrl + LShift + 7]**;
 - б) галетный переключатель на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК установить в положение "АККУМУЛ. I" **[LCtrl + LShift + 9..0]**
 - в) выключатель "АККУМУЛ. II" установить в положение "ВЫКЛ." **[LCtrl + LShift + 2]**
 - г) включить любой топливоподкачивающий насос и проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В) **[RShift + 1]**
 - д) установить галетный переключатель в положение "АККУМУЛ. II" **[LCtrl + LShift + 9..0]**
 - е) установить выключатель "АККУМУЛ. II" в положение "ВКЛ." **[LCtrl + LShift + 2]** а выключатель "АККУМУЛ. I" в положение "ВЫКЛ."

[LCtrl + LShift + 1] проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В).

- ж) выключить топливоподкачивающий насос [RShift + 1];
- з) установить выключатель "АККУМУЛ. I" в положение "ВКЛ." [LCtrl + LShift + 1..2];
- и) установить галетный переключатель в положение "ШИНЫ АКК." [LCtrl + LShift + 9..0].

Б. Подключение аэродромного источника питания и проверка источников тока.

После включения аэродромного источника питания необходимо:

- при работе от аэродромного источника питания **постоянного** тока после загорания табло "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО" проверить напряжение аэродромного источника питания, поставив галетный переключатель в положение "АЭР. ПИТ.") [LCtrl + LShift + 7] (напряжение должно быть 27–29 В)
- при работе от аэродромного источника питания **переменного** тока после загорания табло "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО" проверить напряжение аэродромного источника питания, поставив галетный переключатель в положение "АЭРОДРОМ. ПИТАН." [LAlt + LShift + `] (напряжение должно быть 200–205 В). Выключатель "АЭРОДР. ПИТАН." поставить в положение "ВКЛ.". Переключатели "ПО-500А ~ 115" и "ПТ-200 ~ 36" поставить в положение "АВТОМАТ", выключатели "ВЫПРЯМИТЕЛИ I, II, III" поставить в положение "ВКЛ.", проверить напряжение на шине ВУ, поставив галетный переключатель в положение "ШИНЫ ВЫПР." (напряжение должно быть 27–29 В). Поставить галетный переключатель на щитке "ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК" в положение "115" (напряжение должно быть 115 В)
 - установить галетный переключатель на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК в положение "~115" (напряжение должно быть 115 В).
 - Выключатель "АЭРОДР. ПИТАН." поставить в положение "ВКЛ.". Переключатель "ПО-500А ~ 115" поставить в положение "РУЧНОЕ".
 - Проверить напряжение преобразователя, поставив галетный переключатель на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК в положение "~115" (напряжение должно быть 115 В).

Продолжение подготовки и контроля оборудования и систем

- Включить все АЗС необходимые для запуска ВСУ и двигателей (система запуска, система зажигания для ВСУ и двигателей, противопожарная система, гидравлическая система, триммер, насосы топливных баков, топливомер, противообледенительная система, авиагоризонт, компас, автопилот, речевая система оповещения, СППУ, система автоматической регистрации полёта, навигационные огни) [RCTRL + RSHIFT + 1... 9]
- убедитесь, что выключатели генератора переменного тока установлены в положение "ВЫКЛЮЧЕНО" [LAlt + LShift + 1..2]

- убедиться, что выключатель РИ-65 находится в положении ВЫКЛ., при этом горит табло ВКЛЮЧИ РИ-65;
- убедиться, что выключатель СПУУ-52 находится в положении ВЫКЛ., при этом горит кнопка-табло на центральном пульте бортехника;
- проверить заправку топлива по топливомеру, после проверки переключатель поставить в положение "РАСХ." (необходимо занять место второго пилота), **[RCtrl + RShift + V]** по часовой стрелке **[RCtrl + RShift + B]** против часовой стрелки;
- проверить исправность пиропатронов огнетушителей и систему сигнализации о пожаре ССП-ФК согласно разделу [Контроль системы сигнализации и оповещения](#)

При подготовке к полёту ночью:

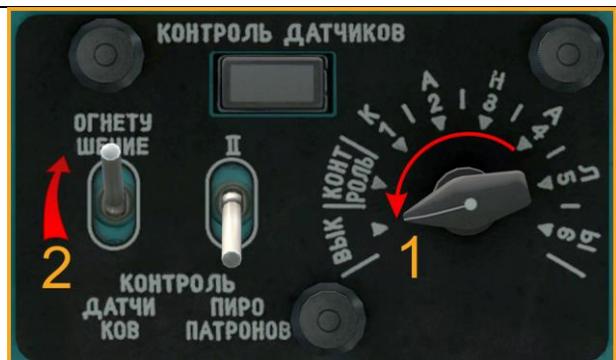
- фонарик **[LAlt + L]**
- включить красный подсвет приборов, пультов и панелей согласно [7.8.2](#)
- включить аэронавигационные огни **[RCtrl + 1]** (тускло), маяк МСЛ-3 **[RCtrl + 6]** и контурные огни (включение перед запуском осуществляется для безопасности наземного персонала, для игры не обязательно).

9.3. Запуск ВСУ и двигателей ТВ3-117ВМ

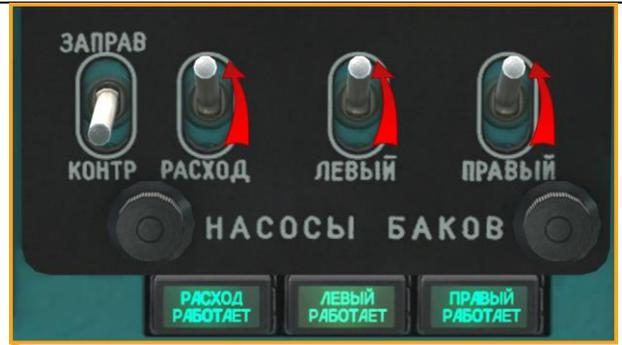
После проверки кабины и подключения питания, перед запуском ВСУ и двигателей:

Завершение подготовки к запуску ВСУ

1. Установить переключатель "КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ – ОГНЕТУШЕНИЕ" в положение "ОГНЕТУШЕНИЕ"



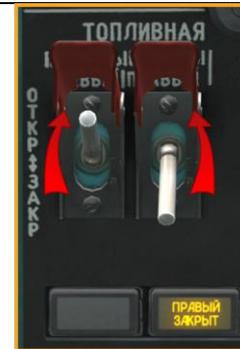
2. Включить подкачивающие насосы расходного бака [RShift + 1] и перекачивающие насосы основных баков [RShift + 2..3]



Примечание. При запуске от аккумуляторов в целях экономии батарей перекачивающие насосы рекомендуется не включать до вступления в работу генератора ВСУ или выпрямителей



3. Открыть пожарные краны [LAlt + 5..6] затем [RAlt + 5..6]

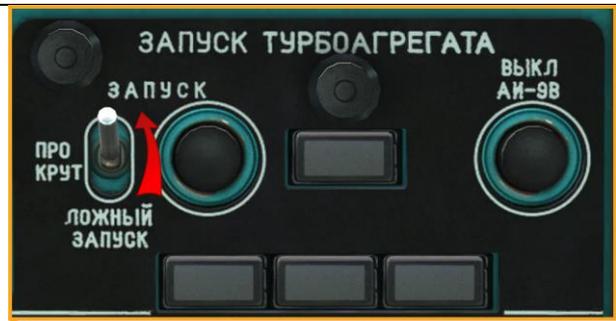


- *запросите через радиоменю разрешение на запуск двигателей

Запуск двигателя АИ-9В (ВСУ)

Перед запуском двигателей вертолета произвести запуск двигателя АИ-9В:

1. На панели ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТА поставить переключатель "ЗАПУСК–ПРОКРУТ.– ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК" в положение "ЗАПУСК" [RCtrl + E] / [RAlt + E]



2. Нажать на 2–3 с кнопку "ЗАПУСК" [RShift + Home]. после чего должно загореться табло "АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА", двигатель АИ-9В автоматически выходит на режим холостого хода, при этом загорятся лампы-табло "ДАВ. МАСЛ. НОРМА", "ОБОРОТЫ НОРМА". Время выхода на режим холостого хода не более 20 с.



3. После выхода двигателя на режим холостого хода проверить параметры его работы:

- температура газов за турбиной не более 720°C;
- горят сигнальные табло "ДАВ. МАСЛА НОРМА", "ОБОРОТЫ НОРМА";
- давление воздуха по манометру "ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУХА АИ-9В" в пределах нормы (1.3-2.0 кг/с/см²);



- переключатель "РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ." находится в положении "ВЫКЛ." **[LCtrl + LShift + 3]**



После прогрева в течение 1 мин двигатель АИ-9В готов к запуску двигателей ТВЗ-117ВМ.

В случае самопроизвольного выключения двигателя АИ-9В для прекращения подачи топлива в двигатель необходимо нажать на 2–3 с кнопку "ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В" **[End]**.

Запуск двигателя АИ-9В можно прекратить нажатием на 2–3 с кнопки "ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В".

В случае неудавшегося запуска произвести холодную прокрутку двигателя АИ-9В, для чего:

- поставить переключатель "ЗАПУСК – ПРОКРУТ. – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК" в положение "ПРОКРУТ." **[RCtrl + E]** / **[RAlt + E]**;
- нажать кнопку "ЗАПУСК" **[RShift + Home]** при этом должны загореться лампы-табло "АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА", "ДАВ. МАСЛА НОРМА".

Разрешается производить три последовательных запуска двигателя АИ-9В с перерывами между ними не менее 3 мин, после чего необходимы останов и охлаждение его не менее 15 мин.

Время непрерывной работы двигателя АИ-9В в режиме "РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ". не более 30 мин, после чего его выключить для охлаждения в течение 15 мин. ВСУ должна остывать 15 минут между закрытием и перезапуском. Перед выключением ВСУ должна поработать на протяжении 1 минуты.

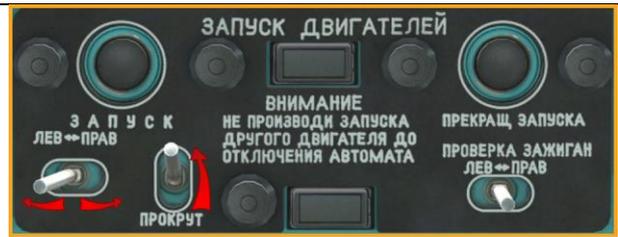
В случае необходимости разрешается производить пять последовательных отборов воздуха для запуска двигателя ТВЗ-117ВМ продолжительностью не более 45 с каждый с перерывами между отборами не менее 1 мин на холостом ходу. Общее непрерывное время работы при этом должно быть не более 13 мин, после чего его выключить и охладить в течение не менее 15 мин.

В процессе запуска двигателя АИ-9В включать отбор воздуха на запуск двигателей ТВЗ-117ВМ и подключать СТАРТЕР–ГЕНЕРАТОР на генераторный режим запрещается (последствия в игре не моделируются).

Запуск двигателей ТВЗ-117ВМ

Очередность запуска двигателей определяется в зависимости от направления ветра. Первым запускается двигатель с подветренной стороны (для игры значения не имеет).

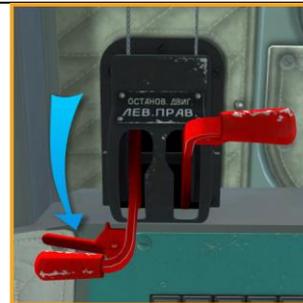
1. Перед запуском поставить переключатель рода работ в положение "ЗАПУСК" [LShift + E] а переключатель "ЛЕВ.-ПРАВ." – на запускаемый двигатель (первым запускается двигатель с подветренной стороны) [RAlt + RShift + E] / [RCtrl + RShift + E]



2. Нажать на 2-3 с пусковую кнопку для начала запуска [Home].



3. Перевести рычаг крана останова запускаемого двигателя в положение "ОТКРЫТО", когда обороты запускаемого двигателя начнут расти [RCtrl + PgUp] (left) / [RCtrl + PgDn] (right)



4. Двигатель должен выйти на обороты малого газа за время не более 60 с. В процессе запуска должны гореть табло "АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА" и "СТАРТЕР РАБОТАЕТ".



5. Если запуск двигателей выполняется с использованием только бортовых аккумуляторов, то после запуска первого двигателя подключить бортовые потребители к генератору ВСУ, установив выключатели "РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ." [LCtrl + LShift + 3] и "ПРОВЕРКА ОБОРУД." [LCtrl + LShift + 8] в положение "ВКЛ." Перед запуском второго двигателя отключать резервный генератор



По окончании цикла работы панели табло должны погаснуть (табло "АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА" – через 30 с, табло "СТАРТЕР РАБОТАЕТ" – при достижении оборотов турбокомпрессора 60-65%).

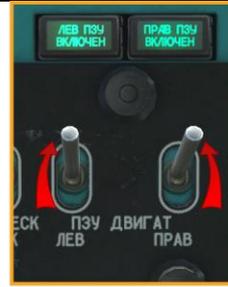
В процессе выхода двигателей на малый газ и раскрутки несущего винта при появлении стуков от ударов центробежных ограничителей свеса лопастей по упорам небольшими перемещениями ручки управления добиться такого положения, чтобы стуки исчезли.

Установить переключатель "ЛЕВ. – ПРАВ." в положение запуска второго двигателя [RAlt + RShift + E] / [RCtrl + RShift + E] и произвести его запуск аналогичном порядке.

После запуска двух двигателей и выхода их на режим малого газа обороты несущего винта должны быть в пределах 55–70%.

Сразу же после запуска двигателей:

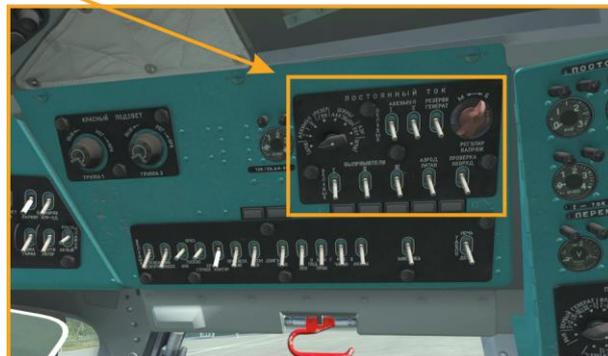
6. Включить ПЗУ, переключатели "ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВ. ПРАВ." на правой боковой панели электропульта установить в положение "ВКЛ." **[LCtrl + D]** / **[RCtrl + D]** . проконтролировать загорание сигнальных табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН., ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН. (в течение 30 секунд).



7. Если запуск двигателей выполняется от аэродромного питания, то после запуска двигателей ТВЗ-117ВМ выключить двигатель АИ-9В, предварительно охладив его на режиме холостого хода в течение 0,5-1,0 мин **[End]** . или см.п.8



8. Если запуск двигателей выполняется с использованием только бортовых аккумуляторов, то АИ-9В не выключать до окончания прогрева двигателей и выхода на обороты НВ выше 88%. Для питания потребителей электроэнергии на режиме малого газа и между запуском первого и второго двигателей включать генератор СТГ-3 (см.п.5), установив выключатели "РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ." **[LCtrl + LShift + 3]** и "ПРОВЕРКА ОБОРУД." **[LCtrl + LShift + 8]** в положение "ВКЛ." Примечание. Если перед запуском ВСУ для экономии аккумуляторных батарей не были включены перекачивающие насосы, то теперь их необходимо включить



9.4. Прогрев силовой установки, проверка работы органов управления и гидравлической системы

Прогрев силовой установки производить на режиме малого газа (установить рычаг шаг-газ на нижний упор [Num -], рукоятку коррекции – полностью влево [PgDn], рычаги отдельного управления – в нейтральное положение на защелку [RCtrl + Home / RCtrl + End]).

В процессе прогрева силовой установки следить за показаниями приборов контроля работы силовой установки. Время прогрева во всех случаях должно быть не менее 1 мин.

Проверить работу органов управления и гидросистем на режиме малого газа в следующем порядке:

- * поочередно отклоняя ручку управления и педали, убедиться в плавности отклонения органов управления;
- * при движении органов управления давление в основной гидросистеме изменяется в пределах от 45 ± 3 до $65 \pm 8_2$ кгс/см², давления в дублирующей системе около 5 кгс/см².

Вывод двигателей с режима малого газа на режим правой коррекции разрешается после достижения температуры масла на выходе из двигателя +30°C и в главном редукторе не ниже –15°C.

Дополнительные проверки на малом газу (для углубленного изучения вертолета):

1. Проверить работу основной и дублирующей гидросистем;
2. Проверить ПОС двигателей на режиме малого газа;
3. Проверить работу ЭРД по каналам СТ1 и СТ2:
 - выключатели "ЭРД ЛЕВ. ПРАВ" – "вкл";
 - переключатели "КОНТРОЛЬ СТ-1 – РАБОТА – КОНТРОЛЬ СТ-2" в положение "СТ-1";
 - увеличить обороты НВ плавным поворотом рукоятки коррекции вправо (шаг НВ на нижнем упоре, при необходимости рычагами отдельного управления) до момента загорания желтых табло "ПРЕВ. Нст ЛЕВ. ДВ", "ПРЕВ. Нст ПРАВ. ДВ". Табло должны загореться при $N_{нв} = 91.5 \cdot 2\%$;
 - плавно уменьшить $N_{нв}$ на $5 \cdot 7\%$, но не менее 88%, при этом вышеуказанные табло должны гореть;
 - установить переключатель в положение "СТ-2" и повторить проверку.

ВНИМАНИЕ. Переключатели с положения "СТ-1" в положение "СТ-2" переводить с задержкой в промежуточном положении. Быстрое переключение с положения "СТ-1" в положение "СТ-2" может привести к выключению двигателей (в игре не реализовано).

9.5. Ввод правой коррекции, включение генераторов и выпрямительных устройств. Проверка авиационного оборудования

А. Включение генераторов и выпрямительных устройств

<p>1. Ввести правую коррекцию [PgUp]</p>	
<p>2. Включить выключатели генераторов переменного тока [LAlt + LShift + 1..2] и выпрямительных устройств [LCtrl + LShift + 4..6].</p>	
<p>3. Отключить наземные источники питания. После погасания табло "АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО" выключить переключатель АЭРОДР. ПИТАН. [LCtrl + LShift + 7].</p>	

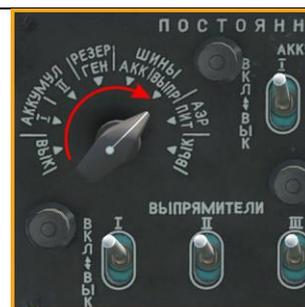
4. Если был включен генератор ВСУ, то выполнить его отключение, установив выключатели "РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ." [LCtrl + LShift + 3] и "ПРОВЕРКА ОБОРУД." [LCtrl + LShift + 8] в положение "ВЫКЛ." и затем выключить ВСУ.



5*. Проверить
 ■ напряжение генераторов (200–205 В), [LAlt + LShift + 7] / [LAlt + LShift + 8]



■ выпрямительных устройств ВУ-6А (27–29 В), [LCtrl + LShift + 9] / [LCtrl + LShift + 0]



- трансформатора (115 В).



6. Установить переключатели ПО-500 ~115 **[LAlt + LShift + 3]** 115 и ПТ-200 ~ 36 **[LAlt + LShift + 5]** в положение "АВТОМАТ".



Дополнительные проверки на правой коррекции (для углубленного изучения вертолета).

1. Проверить ПОС двигателей при правой коррекции. При этом через 25-40 сек. после её включения может увеличиться температура газов перед турбиной компрессора (но не более чем на 60·С) и N тк (но не более чем на 2%).

2. Проверить частичную приемистость двигателей:

- ввести правую коррекцию и проработать на этом режиме 1 мин.;
- запомнить значение частоты вращения т.к.
- повернуть рукоятку коррекции в крайнее левое положение;
- ввести правую коррекцию за время 1 · 2 сек. замерив, время с момента начала перемещения коррекции вправо до достижения частоты вращения т.к. на 1 · 1.5% ниже оборотов правой коррекции;
- время частичной приемистости должно находиться в пределах 3·6 сек.

3. Переход на генераторный режим: 1 -й генератор – "вкл", галетным переключателем замерить межфазное напряжение, 2-й генератор – "вкл", замерить межфазное напряжение, галетный переключатель в положение "115 в".

4. Включить и проверить выпрямительные устройства (ВУ) – "вкл" (по одному с контролем нагрузки по амперметру);

5. Проверить систему перенастройки оборотов НВ:

- установить рычаг "шаг-газ" по УШВ на 3· при правой коррекции, температура масла в главном редукторе не менее 30·С;
- отклонить переключатель перенастройки на рычаге общего шага вниз, и после прекращения изменения оборотов НВ проверить их величину, Ннв должны составлять $91 \pm 2\%$;
- отклонить переключатель вверх и убедиться, что частота вращения НВ составляет 96..99%;
- если верхний предел N нв не будет достигнут, необходимо прогреть масло в главном редукторе до 40·60°С и повторить проверку;
- после проверки диапазона перенастройки установить переключателем Ннв 94..95% и отклонить рычаг "шаг-газ" вниз до упора.

6. Проверить ПОС НВ, РВ, ПЗУ (при необходимости), стекло согласно [7.4.6](#).

7. "Обогрев ПВД" – проверить (при необходимости);

8. СПУУ-52 – проверить:

- АЗС на правой панели – "вкл", выключатель "СПУУ-52" на левом щитке – "вкл";
- поставить педали в нейтральное положение;
- нажать на кнопку "откл" (лапочка загорается), установить индикатор в среднее положение;
- не отпуская кнопки "откл", установить нажимной переключатель в положение t , планка индикатора нуля перемещается на правую промежуточную отметку, затем в положение "Р" - планка перемещается на левую отметку;
- отпустить кнопку и нажимной переключатель – кнопка-табло гаснет, планка индикатора нуля занимает среднее положение;
- нажать кнопку-табло "откл" и, не отпуская её, поворотом ручки "Контроль" установить планку индикатора нуля в крайнее правое положение;
- выключить выключатель "СПУУ-52" и отпустить кнопку-табло – планка индикатора должна переместиться в крайнее левое положение, а кнопка-табло продолжает гореть;
- включить выключатель "СПУУ-52", нажать на кнопку-табло и не отпуская её ручкой "контроль" установить планку индикатора нуля в среднее положение;
- в полете планка индикатора нуля перемещается влево с увеличением температуры или уменьшением давления наружного воздуха.

Б. Авиационное оборудование

Включить всё пилотажно-навигационное и радиоэлектронное оборудование и проверить его работу.

7. Перед включением выключателя "АВИАГОРИЗ." авиагоризонта АГБ-ЗК предварительно нажать кнопку "АРРЕТИР" **[LCtrl + LShift + N]** (левого) **[RCtrl + RShift + N]** (правого) включение **[LAlt + LShift + G]** (левого) **[RAlt + RCtrl + P]** (правого) и проверить его работу



8. Включить:

- выключатель коррекции ВК-53РШ
[LAlt + LShift + F];
- систему подвижного упора управления СПУУ-52
[LAlt + LShift + T];
- речевой информатор РИ-65



9*. Включить APK и настроить его на необходимую приводную радиостанцию (порядок настройки указан [здесь](#));

10. Включить:

- Доплеровский измеритель скорости и сноса "ДИСС-15"
[RAlt + RShift + T];
- Правый авиагоризонт АГБ-3К нажать "АРРЕТИР" **[RCtrl + RShift + N]** и включить **[RAlt + RCtrl + P]**;
- Курсовую систему ГМК-1А **[RAlt + RShift + U]**.



11*. После установки стояночного магнитного курса переключатель рода работы поставить в положение "ГПК"
[RCtrl + RShift + O]



12*. Проверить работоспособность автопилота:

- по каналу "НАПРАВЛЕНИЕ" **[LCtrl + A]**,
- по каналу "КРЕН-ТАНГАЖ" **[LWin + A]**,
- по каналу "ВЫСОТА" **[LAlt + A]**

кнопочные лампы на пульте управления автопилотом.



13*. Нажимной переключатель "ЗК" кратковременно нажать влево или вправо. При этом шкала "НАПРАВЛЕНИЕ" на пульте управления должна вращаться в соответствующую сторону.



14. Включить систему МИГАЛКА

[RCtrl + -].



При выполнении полетов ночью:

- включить аэронавигационные огни [RCtrl + 1] (тускло) или [RCtrl + 2] (ярко), маяк МСЛ-3 [RCtrl + 6] и контурные огни, а при необходимости и строевые огни [RCtrl + 3..4] ;
- включить рулѐжную [RCtrl + L] и посадочные фары [LShift + L] (левая), [RShift - L] (правая); для управления направлением света фар [LShift + 9-;-0] (левая), [RShift + 9-;-0] (правая), подробно в [7.8.1](#) .

9.6. Выключение двигателей

Перед установкой режима малого газа:

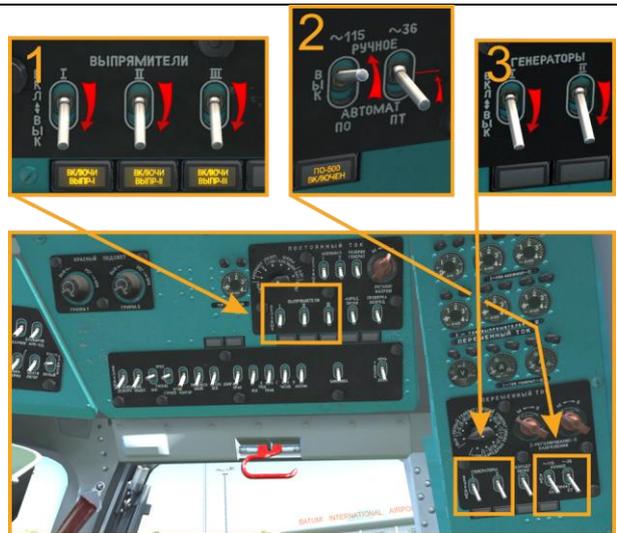
1. Выключить ПЗУ [LCtrl + D] / [RCtrl + D]



2. Выключить все потребители электроэнергии, кроме приборов, контролирующих работу силовой установки (на левой и правой стороне):



3. Выключить выпрямители постоянного тока **[LCtrl + LShift + 4..6]**, переключатель "ПО-500А" поставить в положение "РУЧНОЕ" **[LAlt + LShift + 4]**, выключить генераторы переменного тока **[LAlt + LShift + 6]**

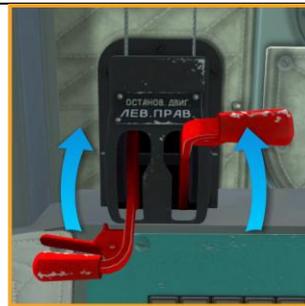


Малый газ и выключение:

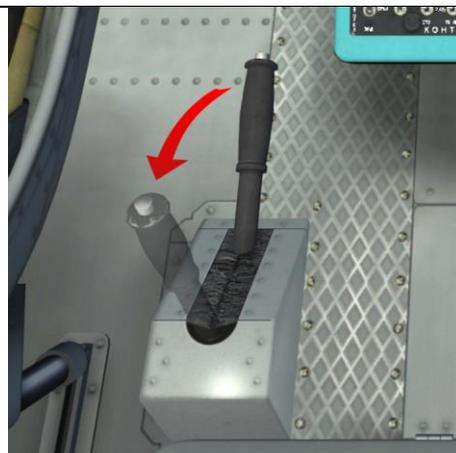
4. Убрать коррекцию полностью влево
[PgDn]



5. После охлаждения двигателей на оборотах малого газа остановить двигатели переводом рычагов кранов останова в положение "ОСТАНОВ. ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ." **[RCtrl + PgUp]** (левый) / **[RCtrl + PgDn]** (правый)



6. При оборотах ротора Nr <15% – затормозить несущий винт
[RCtrl + R]



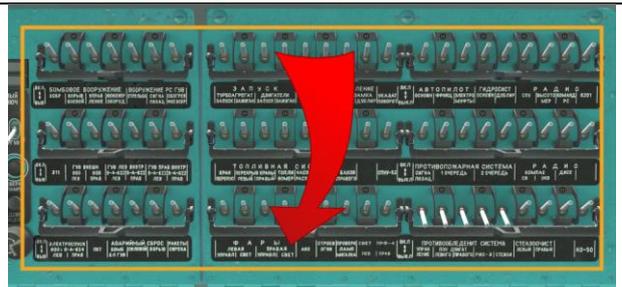
7. После полной остановки двигателей закрыть топливные пожарные краны **[LAlt + 5..6]** (поднятие защитного колпачка) затем **[RAlt + 5..6]**



8. Выключить топливные **[RShift + 1]** и подкачивающие насосы **[RShift + 2..3]**



9. Выключить все АЗС и выключатели, кроме выключателя дублирующей гидросистемы



10. Выключить аккумуляторы

[LCtrl + LShift + 1]



11*. Переключатель на щитке САРПП-12 установить в положение "АВТОМ."

[LAlt + LCtrl + LShift + 6]



9.7. Подготовка к рулению и руление

А. Перед выруливанием убедиться в следующем:

- аэродромное питание отсоединено: [N] (меню радио переговоров), [F8], [F2], [F2];
- насосы ЭЦН-91Б включены (по положению выключателей и световому табло);
- выключен АИ-9В;
- включены все АЗС.

Б. Убедиться, что на пути руления нет препятствий, после чего необходимо:

- проверить включение ПЗУ;
- убедиться, что обороты несущего винта $95 \pm 2\%$;
- по радио получить разрешение на выруливание;
- растормозить основные колеса [W].

Увеличением общего шага несущего винта до $1-2^\circ$ и плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет на поступательное движение.

В. Руление выполнять не допуская взвешенного состояния вертолета. В случаях, когда по состоянию грунта невозможно выполнять руление, необходимо производить подлеты на малой высоте.

Г. Скорость руления не более 15–20 км/ч. Развороты выполнять плавным отклонением педалей, не допуская полной разгрузки амортизационной стойки носового колеса.

Д. Руление выполнять при скорости ветра не более 15 м/с. При рулении с боковым ветром вертолет имеет тенденцию к развороту против ветра. Разворот парировать отклонением педалей, а кренение – отклонением ручки управления против ветра.

Е. После выруливания к месту взлета проверить пилотажно-навигационное оборудование, убедиться, что питание на авиагоризонт подано (флажка на фоне шкалы АГБ-ЗК нет), радиокompас АРК правильно показывает направление на приводную радиостанцию, курсовая система согласована и ее показания соответствуют курсу взлета. Включить "ВРЕМЯ ПОЛЕТА" **[RALT + RCTRL + RSHIFT + C]** на бортовых часах.

9.8. Висение

А. В зависимости от полетного веса висение разрешается:

- до 10 м при взлетном весе 11 100 кгс и менее;
- до 5 м при взлетном весе более 11 100 кгс.

Выше указанных высот разрешается висеть при транспортировке грузов на внешней подвеске или по тактическим соображениям.

Б. Развороты на висении выполнять с угловой скоростью до 12°/с.

В. Для выполнения висения необходимо:

- по возможности установить вертолет против ветра;
- убедиться, что коррекция находится в крайнем правом положении;
- плавным движением рычага шаг-газ вверх установить шаг несущего винта 3°;
- убедиться, что обороты НВ на шаге 3° имеют значение 95%;
- выключить все каналы автопилота **[LWin + LShift + A]** и включить автопилот нажатием лампы-кнопки "КРЕН–ТАНГАЖ" **[LWin + A]** при этом должна загореться зеленая лампа "ВКЛ. КРЕН–ТАНГАЖ";
- плавным движением рычага шаг-газ вверх отделить вертолет от земли и набрать заданную высоту висения.

Г. Увеличение общего шага несущего винта при отделении вертолета от земли должно быть плавным; установление взлетной мощности двигателя должно производиться не менее чем за 5 с, что обеспечивает сохранение оборотов несущего винта в пределах 92–94%.

Д. При отрыве от земли вертолет имеет стремление к смещению вперед и влево.

Е. Примерное отклонение ручки управления от нейтрального положения на висении составляет:

- на себя – 1/4 полного хода ручки при предельно задней и нормальной центровках, 1/2 полного хода ручки при предельно передней центровке;
- вправо–на 1/4 полного хода ручки независимо от центровки.

9.9. Перемещения и подлеты на малой высоте

А. Перемещения и подлеты на малой высоте выполнять при производстве специальных работ, а также в случаях, когда состояние грунта не позволяет выполнять руление.

Б. Перемещения влево, вправо и назад выполнять со скоростью не более 10 км/ч, ориентируясь при этом по земле, предварительно убедившись в отсутствии препятствий в направлении перемещения.

В. Подлеты вперед на высотах до 10 м производить со скоростью не более 20 км/ч, ориентируясь по земле, а также используя для контроля прибор ДИСС-15. При скорости ветра более 10 м/с подлеты производить только против ветра.

Г. Полеты на малой высоте над сильно пересеченной местностью (овраги, балки, обрывы) производить на высоте не менее 20 м и на скорости не менее 60 км/ч.

9.10. Взлет

Взлет производится одним из способов:

- по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли;
- по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли;
- по-самолетному с разбегом до скорости 20–50 км/ч, необходимой для отрыва от земли.

Для выполнения взлетов и посадок на высотах до 1500 м рабочая площадка должна иметь следующие минимальные размеры:

- для взлетов и посадок по-вертолетному при отсутствии препятствий на подходах–50х50 м;
- для взлетов и посадок по-вертолетному при наличии препятствий высотой 15 м на границе площадки–50х120 м;
- для взлетов и посадок по-самолетному при отсутствии препятствий на подходах–50х160 м;
- для взлетов и посадок по-самолетному при наличии препятствий высотой 15 м на границе площадки–50х200 м.

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли разрешается производить в том случае, когда вертолет может висеть на высоте не менее 3 м над землей на взлетном режиме работы двигателей.

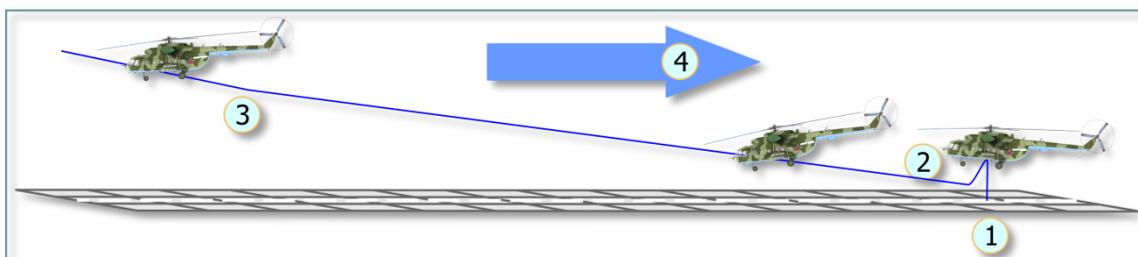


Рис. 9.1. Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли

Для взлета установить вертолет против ветра (4), отделить его от земли и выполнить контрольное висение (1.). Убедившись, что показания приборов нормальные, а высота висения достаточная для взлета по-вертолетному, снизиться до высоты 0,5–1 м (2) и плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет в разгон с одновременным увеличением мощности двигателей вплоть до взлетной, не допуская уменьшения оборотов несущего винта ниже 92%. Разгон выполнять в зоне влияния земли с постепенным набором высоты (3) с таким расчетом, чтобы на высоте 20–30 м скорость была 60–70 км/ч. После разгона до скорости 60–70 км/ч перевести вертолет в режим набора высоты с одновременным увеличением скорости до 120 км/ч.

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли производится в том случае, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, а взлетный вес вертолета обеспечивает висение вне зоны влияния земли.

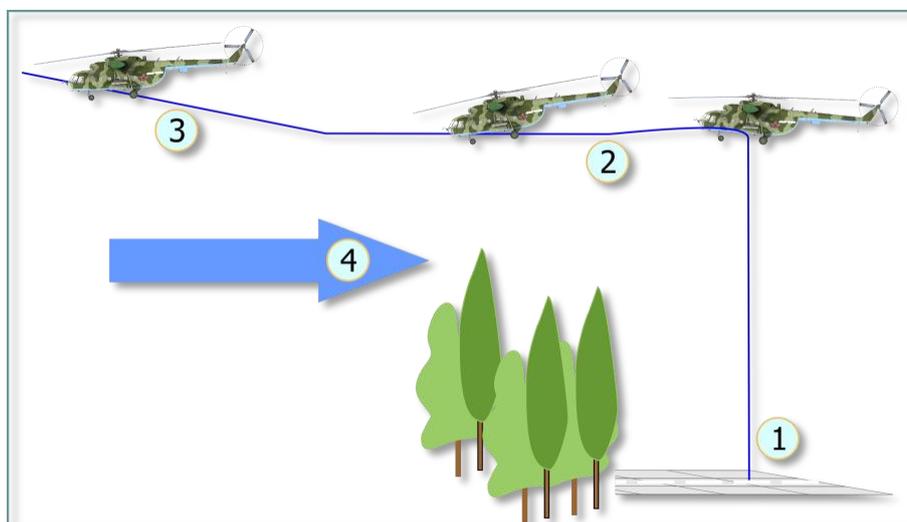


Рис. 9.2. Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли

Для взлета установить вертолет против ветра (4), отделить его от земли и строго вертикально набрать высоту (1), обеспечивающую безопасный проход над препятствиями с превышением не менее 10 м. В процессе увеличения общего шага следить за величиной оборотов несущего винта, не допуская уменьшения их ниже 92%.

Плавным отклонением ручки управления от себя (2) перевести вертолет в разгон до скорости 20–50 км/ч, после чего перейти в набор высоты (3) с одновременным увеличением скорости до 120 км/ч.

Взлет по-самолетному

Взлет по-самолетному разрешается производить, если вертолет при взлетном режиме работы двигателей может висеть на высоте не менее 1 м над землей. При выполнении взлета по-самолетному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота.

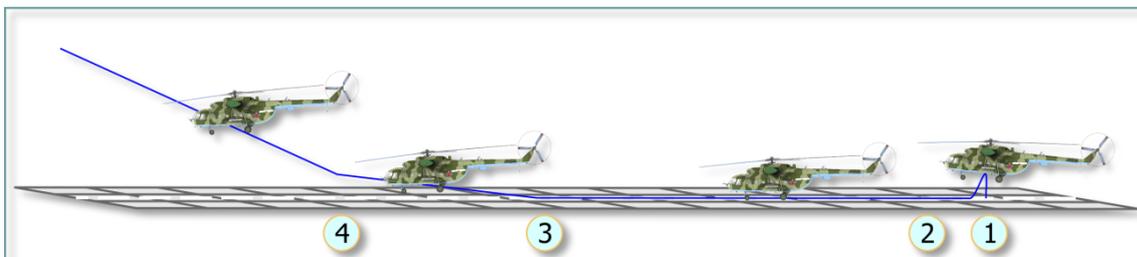


Рис. 9.3. Взлет по-самолетному

Произвести контрольное висение, приземлить вертолет, уменьшить общий шаг несущего винта до такой величины, чтобы вертолет устойчиво стоял на грунте.

Убедившись, что вертолет зависает на высоте не менее 1 м (1), а показания приборов нормальные и коррекция введена полностью вправо, отклонением ручки управления от себя и плавным увеличением общего шага перевести вертолет в разбег (2) до скорости 20–50 км/ч. Дальнейшим увеличением общего шага несущего винта до взлетного режима работы двигателей отделить вертолет (3) от земли.

При разбеге вертолет стремится к отрыву сначала основных колес, затем носового колеса. Это стремление нужно парировать в момент отрыва движением ручки управления на себя.

После отхода от земли (4) довести скорость до 120 км/ч и перевести вертолет в набор высоты. Взлетная дистанция при этом составляет 250–300 м.

При взлете с площадок ограниченных размеров, окруженных препятствиями, для уменьшения взлетной дистанции высоту набирать на скорости 50–60 км/ч.

Взлет по-самолетному с разбегом на носовом колесе

Взлет с разбегом на носовом колесе применять при необходимости увеличения грузоподъемности или для уменьшения длины разбега с площадок, поверхность и состояние грунта которых обеспечивают безопасный разбег вертолета.

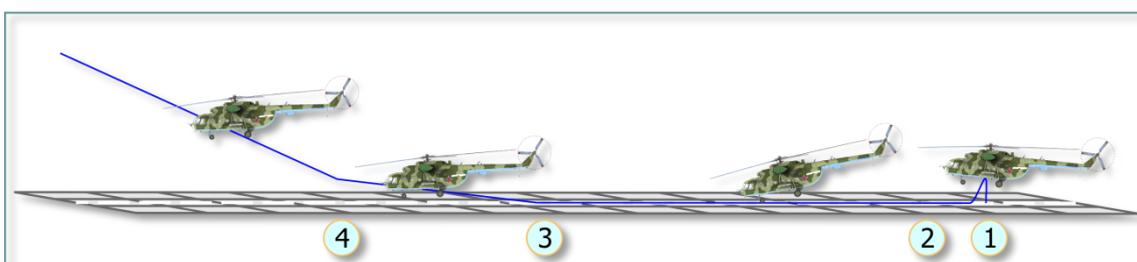


Рис. 9.4. Взлет с разбегом на носовом колесе

Произвести контрольное висение, приземлить вертолет (1) и убедиться в том, что коррекция введена полностью вправо. Отключить автопилот кнопкой на ручке управления. Установить минимальный шаг несущего винта. Затормозить колеса. Отклонив ручку управления от себя на максимально возможную величину, включить каналы тангажа и крена автопилота нажатием на соответствующую лампу-кнопку на пульте управления. При этом должна загореться зеленая лампа "ВКЛ. КРЕН – ТАНГАЖ." Отклонив ручку управления на максимально возможную величину на себя, механизмом триммирования снять усилия на ручке управления. Максимально возможные величины отклонения ручки управления от себя и на себя определяются по отсутствию ударов лопастей по упорам горизонтальных шарниров.

Растворозить колеса. Плавным увеличением общего шага несущего винта довести вертолет до состояния отрыва основных колес шасси от земли, не

допуская отрыва носовых колес, после чего плавно (за 3–5 с) отклонить ручку управления от себя на $1/2$ – $2/3$ ее хода вперед и перевести вертолет в режим разбега (2) с углом тангажа на пикирование, отличающимся от исходного стояночного на 8–9°. Необходимый угол тангажа на разбеге устанавливается летчиком путем выдерживания положения концов лопастей на уровне горизонта. В процессе разбега режим работы двигателей плавно увеличить до взлетного.

При разбеге на скорости 40 км/ч вертолёт имеет тенденцию к кабрированию и "приседанию" на основные колеса шасси, а после "приседания" – к энергичному пикированию ("клевку"), что необходимо частично парировать соответствующим отклонением ручки управления от себя и на себя.

Отрыв вертолета (3) производить через 1–2 с после "клевка" плавным отклонением ручки управления на себя на приборной скорости 60–65 км/ч. Набор высоты до 10 м производить с разгоном до скорости 70–80 км/ч. Дальнейший набор высоты (4) производить на скорости 120 км/ч.

Потребная длина бетонированной ВПП для взлета с предельным взлетным весом 13000 кгс составляет 150 м, а потребная длина рабочей площадки – 340 м. При центровка вертолета, близких к предельно задней, длина разбега, потребные длина ВПП и взлетная дистанция возрастают в 1,5 раза.

После взлета и набора высоты в горизонтальном прямолинейном полете отключить автопилот кнопкой на ручке управления, сбалансировать вертолет и включить каналы направления, крена и тангажа автопилота нажатием соответствующих ламп-кнопок на пульте управления.

9.11. Набор высоты

А. Наивыгоднейшая скорость набора высоты на высотах от земли до 2000 м – 120 км/ч, на высоте 3000 м – 110 км/ч, на высоте 4000 м и выше – 100 км/ч. Набор высоты, как правило, производится на номинальном режиме работы двигателей. При необходимости набор высоты можно производить на взлетном режиме (не более 6 мин), а также на режиме ниже номинального.

После взлета установить необходимый режим набора высоты, выключить ПЗУ.

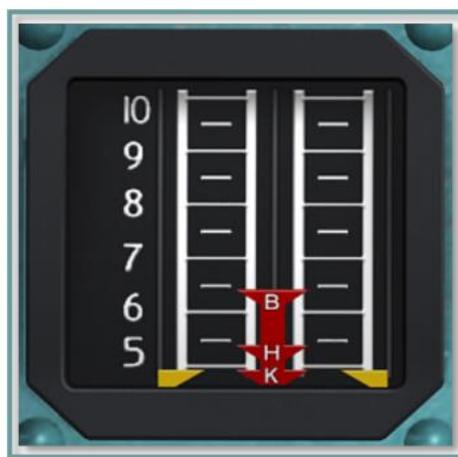


Рис. 9.5. Указатель измерителя режимов ИР-117М

Б. Режим работы двигателей устанавливается летчиком по указателю измерителя режимов ИР-117М до высоты 2500 м и определяется положением бокового индекса относительно центральных индексов "Н" и "К", а именно:

- взлетный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса "Н";
- номинальный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса "К" до положения против индекса "Н";
- крейсерский режим – боковой индекс находится против или ниже центрального индекса "К".

В. На высоте 2500 м и выше режим работы двигателей определяется по специальным графикам.

Г. В наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей при постоянном значении общего шага обороты несущего винта до определенной высоты поддерживаются автоматически постоянными (95 ± 2) %. При дальнейшем наборе высоты обороты несущего винта будут уменьшаться в связи с тем, что регуляторы оборотов турбокомпрессоров уменьшают мощность двигателей. В этом случае плавным уменьшением общего шага не допускать уменьшения оборотов несущего винта ниже 92%. Ограничение номинальной мощности двигателей начинается с высоты 1 000–1 500 м.

В случае набора высоты на крейсерском режиме работы двигателей обороты несущего винта поддерживаются постоянными до высоты 2000-2500 м.

При наборе высоты на взлётном режиме работы двигателей при постоянном шаге обороты несущего винта 92-94% автоматически не поддерживаются. В этом случае не допускать уменьшения оборотов несущего винта последовательным уменьшением общего шага.

9.12. Горизонтальный полет

Рекомендуемая скорость горизонтального полета при выполнении полетов по кругу 160 км/ч.

Развороты и виражи разрешается выполнять с креном до 30° с нормальным взлетным весом и с креном до 20° с максимальным взлетным весом.

9.13. Переходные режимы полета

А. Для перехода из режима вертикального набора высоты на режим висения: по достижении заданной высоты остановить вертолет плавным уменьшением общего шага несущего винта и плавными движениями рычага шаг-газ сохранять заданную высоту висения.

Б. Для перехода из режима висения на режим вертикального снижения: рычагом шаг-газ уменьшить общий шаг несущего винта с таким расчетом, чтобы вертикальная скорость снижения вертолета у земли была не более 0,2 м/с.

В. Для перехода из режима висения на режим горизонтального полета: ручку управления отклонить вперед для перевода вертолета на разгон. Одновременно рычагом шаг-газ удерживать вертолет на постоянной высоте. После достижения заданной скорости полета взятием ручки управления на себя прекратить разгон.

Г. Для перехода из режима горизонтального полета на режим висения: на той же высоте плавным движением рычага шаг-газ уменьшить общий шаг несущего винта, а ручкой управления погасить поступательную скорость.

При достижении скорости полета 50–60 км/ч у вертолета появляется стремление к снижению. Для парирования снижения необходимо увеличить общий шаг несущего винта.

При уменьшении скорости полета менее 50 км/ч появляется тряска, проходящая при дальнейшем уменьшении скорости. При уменьшении скорости полета менее 40–20 км/ч появляется стремление к развороту влево.

Ручкой управления необходимо своевременно удерживать вертолет от кренов, одновременно отклонением правой педали удерживать вертолет от разворота.

Д. Для перехода из режима горизонтального полета на режим планирования с работающими двигателями: уменьшить общий шаг несущего винта и ручкой управления установить нужную скорость планирования.

Е. Для перехода из режима планирования при работающих двигателях на режим горизонтального полета: рычагом шаг-газ установить режим работы двигателей, соответствующий режиму горизонтального полета, а ручкой управления установить заданную скорость.

Ж. При выполнении переходных режимов полета автоматическое сохранение оборотов несущего винта в диапазоне $95\pm 2\%$ обеспечивается только при определенном темпе перемещения рычага шаг-газ:

- вверх по времени не менее 5 с от значения общего шага $1-3^\circ$ до шага, соответствующего взлетному режиму работы двигателей;
- вниз не быстрее $1^\circ/\text{с}$ при любом исходном значении общего шага.

При более быстром перемещении рычага шаг-газ вверх может произойти уменьшение оборотов несущего винта ниже минимально допустимых (88%), вниз – раскрутка оборотов выше максимально допустимых (103%).

При выходе оборотов несущего винта за пределы $95\pm 2\%$ необходимо соответствующим перемещением рычага шаг-газ удерживать их в допустимых пределах.

Энергичное отклонение ручки управления в продольном отношении при разгоне вертолета приводит к уменьшению оборотов несущего винта, при торможении – к их росту. Чем выше темп отклонения ручки управления, тем интенсивнее изменение оборотов.

Снимать возникающие на переходных режимах усилия с органов управления следует короткими нажатиями кнопки снятия усилий (ЭМТ-2) после небольших отклонений органов управления.

9.14. Снижение

Снижение с работающими двигателями в зависимости от высоты полета допускается как вертикальное, так и по наклонным траекториям (планирование).

Снижение на режиме самовращения несущего винта разрешается только по наклонной траектории.

Вертикальное снижение с работающими двигателями

Вертикальное снижение разрешается выполнять с высоты 10 м до земли во всех случаях, а с высоты 110 м до высоты 10 м – только в случае невозможности планирования из-за препятствий или по тактическим соображениям. С динамического потолка до высоты 110 м снижение выполнять на режиме планирования в диапазоне разрешенных поступательных скоростей.

При вертикальном снижении с высоты 110 м до высоты 10 м не допускать скорости снижения более 3 м/с. В случае самопроизвольного увеличения скорости снижения необходимо уменьшить ее плавным увеличением общего шага. Если запас мощности окажется недостаточным, перейти на полет с поступательной скоростью.

Вертикальное снижение с высоты 10 м до земли выполнять с постепенным уменьшением вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы к моменту приземления она была не более 0,2 м/с.

Планирование с работающими двигателями

На планировании поддерживать обороты несущего винта $95\pm 2\%$ изменением общего шага несущего винта. По мере уменьшения высоты полета для обеспечения вертикальной скорости допускается постепенное уменьшение общего шага вплоть до минимального значения с сохранением при этом оборотов несущего винта.

Рекомендуемая скорость планирования на высотах менее 2000 м 120–180 км/ч, вертикальная скорость при этом будет 3–5 м/с.

9.15. Снижение на режиме самовращения несущего винта

А. Снижение на режиме самовращения несущего винта выполнять при отказе в полете двух двигателей. Для перехода на режим самовращения необходимо:

- в горизонтальном полете установить скорость, на которой будет производиться снижение на режиме самовращения несущего винта;
- уменьшить общий шаг до минимального значения и убедиться в том, что обороты несущего винта составляют $(95\pm 2)\%$;
- стремление вертолета развернуться вправо и опустить нос парировать соответствующими отклонениями органов управления;
- рукоятку коррекции газа повернуть влево до упора;
- после перехода на режим самовращения изменением положения рычага шаг-газ сохранять обороты несущего винта в допустимых пределах.

Б. Снижение на режиме самовращения несущего винта с работающими двигателями выполнять на скоростях:

- на высоте 2000 м и более – 100 - 120 км/ч;
- на высоте менее 2000 м – 120 - 190 км/ч.

Наивыгоднейшая скорость планирования на высотах менее 2000 м 180–190 км/ч (скорость наибольшей дальности планирования).

В. Вертикальная скорость снижения 10 - 12 м/с.

Наименьшая вертикальная скорость 10 м/с соответствует скорости планирования 110 – 120 км/ч.

Г. Развороты при снижении на режиме самовращения несущего винта выполнять с креном не более 20° .

Д. Вывод вертолета из режима снижения на самовращении несущего винта с работающими двигателями производить в такой последовательности:

- плавно перевести рукоятку коррекции вправо, наблюдая за увеличением оборотов турбокомпрессоров и несущего винта;

- на высотах более 1500 м стремление к выходу оборотов несущего винта за максимальные пределы парировать своевременным увеличением общего шага до 3–4° по УШВ;
- на высотах менее 1500 м увеличение общего шага производить после перевода коррекции полностью вправо. Темп перемещения рычага шаг-газ вверх должен быть таким, чтобы обороты несущего винта не упали менее 92%.

Е. С остановленными двигателями снижение на режиме самовращения несущего винта производить на скорости 100–120 км/ч.

9.16. Посадка

На вертолете выполняются следующие виды посадок:

- посадка по-вертолетному с зависанием в зоне влияния земли;
- посадка по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния земли;
- посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью (по-самолетному);
- посадка с одним работающим двигателем;
- посадка с выключенными двигателями на режиме самовращения несущего винта (РСНВ).

Перед выполнением посадок с поступательной скоростью, в том числе и на режиме самовращения несущего винта, каналы направления и высоты автопилота выключаются.

Посадка по-вертолетному с зависанием в зоне влияния земли

Планирование перед посадкой производить на скорости по прибору 120 км/ч. С высоты 100 м плавным отклонением ручки управления на себя начать уменьшение поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 60–50 м скорость составляла 60–50 км/ч.

С высоты 8–5 м плавным движением ручки управления на себя и увеличением общего шага до необходимой величины выполнить зависание вертолета на высоте 2–3 м.

После зависания плавным уменьшением общего шага снизить вертолет уменьшая вертикальную скорость с таким расчетом, чтобы к моменту приземления она была не более 0,2 м/с.

При посадке с боковым ветром удерживать вертолет отклонением ручки управления в сторону против ветра до полного приземления и устойчивой стоянки вертолета на грунте.

Посадка по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния земли

Производится в случае, когда препятствия на подходах к площадке не позволяют выполнить зависание вблизи земли.

Выполнение посадки с зависанием вне зоны влияния земли не отличается от посадки с зависанием в зоне ее влияния.

На высоте 50 м выше уровня препятствий начать плавное торможение с таким расчетом, чтобы зависание выполнить на высоте не менее 5 м выше окружающих препятствий.

Посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью (по-самолетному)

Производится при невозможности выполнить зависание из-за недостатка располагаемой мощности двигателей (высокогорные аэродромы, высокие температуры наружного воздуха).

Посадка может производиться на аэродром или ровную проверенную площадку при наличии безопасного подхода.

Планирование после четвертого разворота производить со скоростью 120 км/ч.

Глиссаду снижения выдерживать таким образом, чтобы до высоты 40 м значение скорости полета было на 20 км/ч больше значения текущей высоты. Дальнейшее снижение осуществлять с постоянным уменьшением скорости полета и вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы на высоте 1–0,5 м скорость полета была 50–40 км/ч, а вертикальная скорость снижения 0,1–0,2 м/с.

Плавно приземлить вертолет на основные колеса и уменьшить общий шаг несущего винта до минимального значения, после чего опустить вертолет на носовое колесо, полностью убрать коррекцию; для уменьшения пробега использовать тормоза колес. Пробег вертолета составляет 20–30 м. Общая длина площадки с подходами должна быть не менее 100 м.

Если размеры площадки не обеспечивают возможности выполнения посадки по-самолетному с пробегом 20–30 м, а ее выполнение необходимо, то посадку произвести с укороченным пробегом, для чего на высоте 40–50 м относительно посадочной площадки начать плавное уменьшение поступательной и вертикальной скоростей за счет увеличения общего шага и угла тангажа; маневр предпосадочного торможения производить с таким расчетом, чтобы на высоте 5–10 м режим работы двигателей был близок к взлетному, а поступательная скорость относительно земли составляла 40–20 км/ч; на высоте 5–10 м отклонением ручки управления от себя придать вертолету посадочное положение, исключающее возможность касания земли хвостовой опорой, но обеспечивающее дальнейшее уменьшение поступательной скорости до 15–10 км/ч к моменту приземления вертолета; уменьшение вертикальной скорости с высоты. 5–10 м производить за счет дальнейшего увеличения общего шага с темпом 2–4°/с так, чтобы в момент приземления она не превышала 0,2 м/с; после приземления ручку управления установить на 1/3–1/4 хода вперед от нейтрального положения, уменьшить общий шаг до минимального значения, перевести рукоятку коррекции полностью влево и затормозить колеса шасси.

Посадка с одним работающим двигателем

Посадку вертолета с одним работающим двигателем производить на ровную площадку с безопасными подходами или на аэродром. Вес вертолета при выполнении посадки не более 10 000 кгс.

Заход на посадку с одним работающим двигателем выполнять против ветра или с боковым ветром не более 5 м/с.

На высоте 300 м перед запуском двигателя АИ-9В выключить ПОС двигателей и ПЗУ, если они были включены. Запустить АИ-9В. По показаниям приборов контроля и высвечиванию надписей на табло "ДАВЛ. МАСЛА НОРМА", "ОБОРОТЫ НОРМА" убедиться в нормальной работе двигателя АИ-9В.

Посадку вертолета с одним работающим двигателем производить с приземлением вертолета на скорости 10–20 км/ч или 50 км/ч в последовательности:

- отклонением рычага шаг-газ выдерживать обороты несущего винта в пределах $95 \pm 2\%$;
- проверить включение ЧР работающего двигателя по загоранию табло;
- на глиссаде снижения режим полета выдерживать таким образом, чтобы значение скорости полета было на 20 км/ч больше значения текущей высоты;
- на высоте 7–5 м придать вертолету посадочное положение;
- с высоты 3–5 м уменьшать вертикальную скорость до момента приземления путем увеличения общего шага несущего винта. При увеличении общего шага парировать разворот вертолета влево плавной дачей правой педали и ручкой управления выдерживать посадочный угол тангажа. В процессе увеличения общего шага не допускать падения оборотов несущего винта менее 88%;
- после приземления без задержки плавно опустить рычаг шаг-газ вниз до упора с одновременным отклонением ручки управления от себя на $1/3$ – $1/4$ хода для исключения удара лопастями несущего винта по хвостовой балке;
- после опускания переднего колеса применить тормоза колес.

Приземление вертолета происходит на скорости 10–20 км/ч. Пробег после приземления составляет 5–20 м.

Для приземления вертолета на скорости 50 км/ч на глиссаде снижения режим выдерживать таким образом, чтобы значение скорости полета было на 20 км/ч больше значения текущей высоты до высоты 40 м. Скорость 60 км/ч выдерживать до высоты 5–7 м. Приземление производить обычным способом, при этом длина пробега составляет 80–100 м.

Выполнение посадки на РСНВ с использованием установившегося планирования

Произвести расчет на посадку, после чего в расчетной точке над аэродромом на высоте 800 м относительно ВПП на приборной скорости 100 км/ч перевести вертолет на РСНВ.

Обороты НВ выдерживать максимальными (общий шаг – 1° по УШВ), но не более 110%. Сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять нагрузки от кренящего момента.

С высоты 70–50 м перевести взгляд на землю для визуального определения высоты полета вертолета относительно ВПП, при этом ручкой управления сохранять установившийся угол тангажа.

На высоте 15–10 м (чем больше вертикальная скорость, тем больше высота) увеличить общий шаг НВ до 7 – 8° (произвести "подрыв" НВ) за время не менее 1 с и выдержать его в течение 0,5–1 с. Выполнение первого этапа управления общим шагом в процессе "подрыва" НВ выполняет роль "пробы", обеспечивая гарантированное уменьшение вертикальной скорости и скорости предпосадочного планирования до 70 км/ч. Если этого окажется недостаточно

для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг НВ до 12° за время 1 – 1,5 с соразмерно уменьшению вертикальной скорости.

В процессе "подрыва" НВ с темпом 10°/с увеличить угол тангажа вертолета до 5–6° для уменьшения горизонтальной составляющей скорости планирования, зафиксировать угол незначительным отклонением ручки управления от себя. При "подрыве" НВ вертолет стремится увеличить угол тангажа, отклонением ручки управления от себя выдерживать посадочный угол.

После приземления установить общий шаг НВ 7–8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге. Отклонением ручки управления на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолет начнет самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого ручку управления плавно отклонить от себя на 1/3–1/4 хода и применить тормоза колес.

Выполнение посадки на РСНВ комбинированным методом

Произвести расчет на посадку, после чего в расчетной точке над аэродромом на высоте 800 м относительно ВПП на приборной скорости 120 км/ч перевести вертолет на РСНВ.

Обороты НВ выдерживать максимальными (общий шаг– 1° по УШВ). Сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять нагрузки от кренящего момента.

С высоты 50–40 м произвести интенсивное уменьшение скорости вертолета от 120 до 70–60 км/ч путем увеличения угла тангажа до 15°. Со скорости 70–60 км/ч (высота не менее 20 м) начать плавное уменьшение угла тангажа с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был близок к посадочному 5–6°.

С высоты 15–10 м произвести уменьшение вертикально скорости путем быстрого и непрерывного увеличения общего шага НВ с темпом 6–8°/с.

После приземления установить общий шаг НВ 7–8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге. Отклонением ручки управления на себя выдерживать тангаж 5–6° до момента самопроизвольного опускания носового колеса. После этого ручку управления плавно отклонить от себя на 1/3 –1/4 хода и применить тормоза колес.

9.17. Окончание полета

После заруливания на стоянку поставить вертолет на стояночный тормоз и выключить ПЗУ, все потребители электроэнергии, кроме приборов, контролирующих работу силовой установки; убрать коррекцию полностью влево.

Выключить двигатели:

- выключить выпрямители постоянного тока, переключатель "ПО-500А" поставить в положение "РУЧНОЕ", выключить генераторы переменного тока;
- после охлаждения двигателей на оборотах малого газа остановить двигатели переводом рычагов кранов останова в положение "ОСТАНОВ. ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ".;
- после полной остановки двигателей закрыть топливные пожарные краны;

- выключить топливные подкачивающие и перекачивающие насосы;
- выключить все АЗС и выключатели, кроме выключателя дублирующей гидросистемы;
- выключить аккумуляторы.

9.18. Полет на поиск потерпевших бедствие

А. Перед выполнением поиска необходимо:

- установить на пульте управления АРК – УД переключатель режимов работы в положение "ШП", переключатель диапазонов в положение "УКВ", а переключатель "КАНАЛЫ" – в положение "4";
- установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение "РК2", а переключатель "СПУ–РАДИО" – в положение "РАДИО";
- вывести вертолет в район поиска, при этом учитывать, что дальность действия АРК-УД как по обнаружению, так и по приводу с увеличением высоты полета увеличивается (на высоте 500 м дальность действия не менее 25 км);
- в режиме дежурного приема при обнаружении сигнала маяка (радиостанции) должна загореться лампа-сигнализатор.

Б. После обнаружения и опознания сигналов маяка (радиостанции) произвести его поиск, для чего:

- установить переключатель режимов работы в положение, соответствующее горящей лампе-сигнализатору "УП, ШП". Если горит лампа-сигнализатор "УП", установить переключатель режимов работы в положение "УП";
- с помощью кнопок "АНТ. Л" (или "П") отвести стрелку указателя влево или вправо от положения пеленга и убедиться, что при отпущенной кнопке стрелка возвращается в прежнее положение;
- развернуть вертолет на стрелку. На больших удалениях начинать вывод на маяк в режиме "УП", по мере усиления сигнала перейти в режим "ШП", так как надежность работы АРК-УД в этом режиме выше.

9.19. Полет (висение) над безориентирной местностью с использованием доплеровской аппаратуры ДИСС-15

А. Индикатор висения и малых скоростей обеспечивает визуальную индикацию путевой скорости в диапазоне скоростей: вперед 0–50 км/ч; назад 0–25 км/ч; влево и вправо 0–25 км/ч.

Б. Продольная и поперечная скорости индицируются по оцифровке напротив стрелок-указателей, вертикальная скорость индицируется по шкале в левой части прибора, указателем является треугольная белая стрелка.

Перед взлетом включить аппаратуру ДИСС-15 выключателем "ДИСС" на правой боковой панели летчиков в положение "ВКЛ."

В. При висении необходимо ориентироваться по показаниям стрелок-указателей на индикаторе висения.

Ручку управления необходимо отклонять в сторону, противоположную выдвигению стрелок-указателей, стремясь удерживать их в центре индикатора в

кольце, при этом индекс-стрелка вертикальной скорости должна находиться на 0.

При отсутствии видимости естественного горизонта режим висения с помощью доплеровского индикатора выдерживать с обязательным контролем положения вертолета по авиагоризонту и по другим пилотажно-навигационным приборам. Высоту висения следует контролировать по радиовысотомеру. Правильные показания индикатора висения обеспечиваются до высоты полета не более 1000 м. При достижении скорости более 50 км/ч индикатор висения отключится, на нем загорится табло "ВЫКЛ."

9.20. Полет ночью в простых метеорологических условиях

А. Порядок запуска, опробования и останова двигателей остается таким же, как и днем. Перед запуском двигателей кроме выключателей, включаемых в дневном полете, необходимо на правой панели АЗС электропульты включить АЗС "ФАРЫ", "АНО", "СТРОЕВ. ОГНИ", "ПРОВЕРК. ЛАМП-МИГАЛКА"; переключатели "ПЛАФОН КРАСНЫЙ – БЕЛЫЙ" на левом и правом щитках электропульты поставить в требуемое положение. Отрегулировать реостаты красного подсвета на правой и левой боковых панелях электропульты. Включить рулежную фару ФР-100.

Б. После запуска двигателей и отключения аэродромного источника электропитания переключатель "ТАБЛО ДЕНЬ – НОЧЬ" поставить в положение "НОЧЬ", включить выключатели "МИГАЛКА", "ПРОБЛЕСК", "КОНТУР. ОГНИ.". Переключатели аэронавигационных и строевых огней установить в зависимости от полетного задания в положение "ЯРКО" или "ТУСКЛО".

Руление выполнять с включенной рулежной фарой ФР-100. Фары ФПП-7 включать при необходимости для более тщательного просмотра переднего пространства, а также перед разворотами.

В. Взлет производить с включенными фарами ФПП-7, ФР-100, направление света необходимо уточнить на висении на высоте 3–5 м с помощью переключателей, расположенных на рычаге шаг-газ.

Г. Разгон и набор высоты до 50 м производить более плавно, чем днем, на высоте 30–50 м полностью перейти на пилотирование по приборам, выключить фары.

Д. При полетах ночью пилотирование вертолета должно осуществляться в основном по приборам с периодическим просмотром воздушного пространства.

Е. Построение маневра и заход на посадку выполнять так же, как и днем. На высоте 50–70 м включить фары ФПП-7. Если от света фар на предпосадочном снижении появляется световой ореол, затрудняющий наблюдение за землей, фары необходимо выключить, а место посадки определить по земле, освещенной наземными посадочными прожекторами, или по другим световым ориентирам. Высоту при выполнении посадки определять по радиовысотомеру с контролем по освещенным участкам земли и световым ориентирам.

Заруливание производить с включенной рулежной фарой ФР-100.

9.21. Полет в сложных метеорологических условиях днем и ночью

А. Перед выполнением полетов в сложных метеорологических условиях необходимо изучить погоду района предстоящих полетов; внимание обратить

на наличие и интенсивность обледенения, скорость и направление ветра. Полеты в облаках разрешается выполнять до высоты 3500 м.

Б. Перед выруливанием проверить включение всех необходимых для выполнения полета АЗС и выключателей, убедиться в нормальной работе автопилота, авиагоризонтов, указателя поворота, радиоконпасов, курсовой системы, радиовысотомера, стеклоочистителей, работу измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-15. Давление на барометрическом высотомере при установленных стрелках на нуль должно соответствовать фактическому давлению на уровне аэродрома. Проверить включение курсовой системы, установку широты места, установку переключателя в положение "МК", убедиться в нормальной работе ДИСС-15 по свечению табло "РАБОТА" на пульте контроля.

В. При температуре наружного воздуха +5°C и ниже обогрев ПВД включать перед выруливанием и выключать после заруливания вертолета на стоянку.

Перед выруливанием при температуре наружного воздуха +5°C и ниже, во избежание обледенения входных устройств и сброса льда в двигатели, включить противообледенительную систему двигателей вручную, для чего выключатели "ОБОГРЕВ. ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. (ПРАВ.)" установить в положение "ВКЛ."

Г. Установить на индикаторе координат ДИСС-15 угол карты по заданному маршруту, расстояние и боковое уклонение на 0, выключить пульт кнопкой ВЫКЛ., расположенной на этом пульте.

Д. После выруливания к месту взлета согласовать курсовую систему и установить курсозадатчик УГР-4УК на магнитный курс взлета.

Е. Запросить разрешение на взлет; получив разрешение, произвести взлет. Висение выполнять при визуальном наблюдении за землей.

Ж. После взлета до входа в облака установить режим набора высоты – скорость 150 км/ч, вертикальная скоростью 3–4 м/с. За 25–30 м до входа в облака перейти на пилотирование по приборам.

Полеты в облаках рекомендуется выполнять на следующих режимах:

- скорость набора высоты 150 км/ч, вертикальная скорость 3–4 м/с;
- скорость снижения 120–200 км/ч, вертикальная скорость 3–4 м/с;
- скорость горизонтального полета при заходе на посадку 160–180 км/ч.

Длительные полеты по маршруту выполнять (на высотах до 1000 м) на скоростях:

- с нормальным взлетным весом–220 км/ч;
- с максимальным взлетным весом – 200 км/ч.

9.22. Заход и расчет на посадку методом "большой коробочки"

Построение маневра для захода на посадку методом "большой коробочки" удобно выполнять, когда выход на ближнюю ПРС произведен с магнитным курсом, равным посадочному, или отличается от него не более чем на 60°.

Заход и расчет на посадку по приборам в облаках выполнять по ближней приводной радиостанции, установленной на удалении 1300 м от места

приземления. Рекомендуемая высота полета по коробочке 300 м, скорость горизонтального полета 160 км/ч, крены при разворотах 10°.

После взлета установить режим набора высоты на скорости 150 км/ч с вертикальной скоростью 3–4 м/с.

Первый разворот выполнять на высоте не менее 150 м на удалении от линии старта 3500 м или по истечении расчетного времени с учетом ветра (для штилевых условий 1 мин 32 с). По достижении высоты 300 м перевести вертолет в горизонтальный полет и установить скорость 160 км/ч. При повторном заходе без посадки первый разворот выполнять через 2 мин после прохода ПРС.

Второй разворот выполнять при КУР=240°±УС (КУР=120°±УС – при правой коробочке) или на расчетном МПР через 3 мин 27 с после взлета.

Третий разворот выполнять при КУР=240°±УС (КУР=120°±УС – при правой коробочке) или на расчетном МПР.

После третьего разворота перевести вертолет в режим снижения с вертикальной скоростью 2–3 м/с и установить поступательную скорость 155 км/ч. Снижение производить до высоты 200 м.

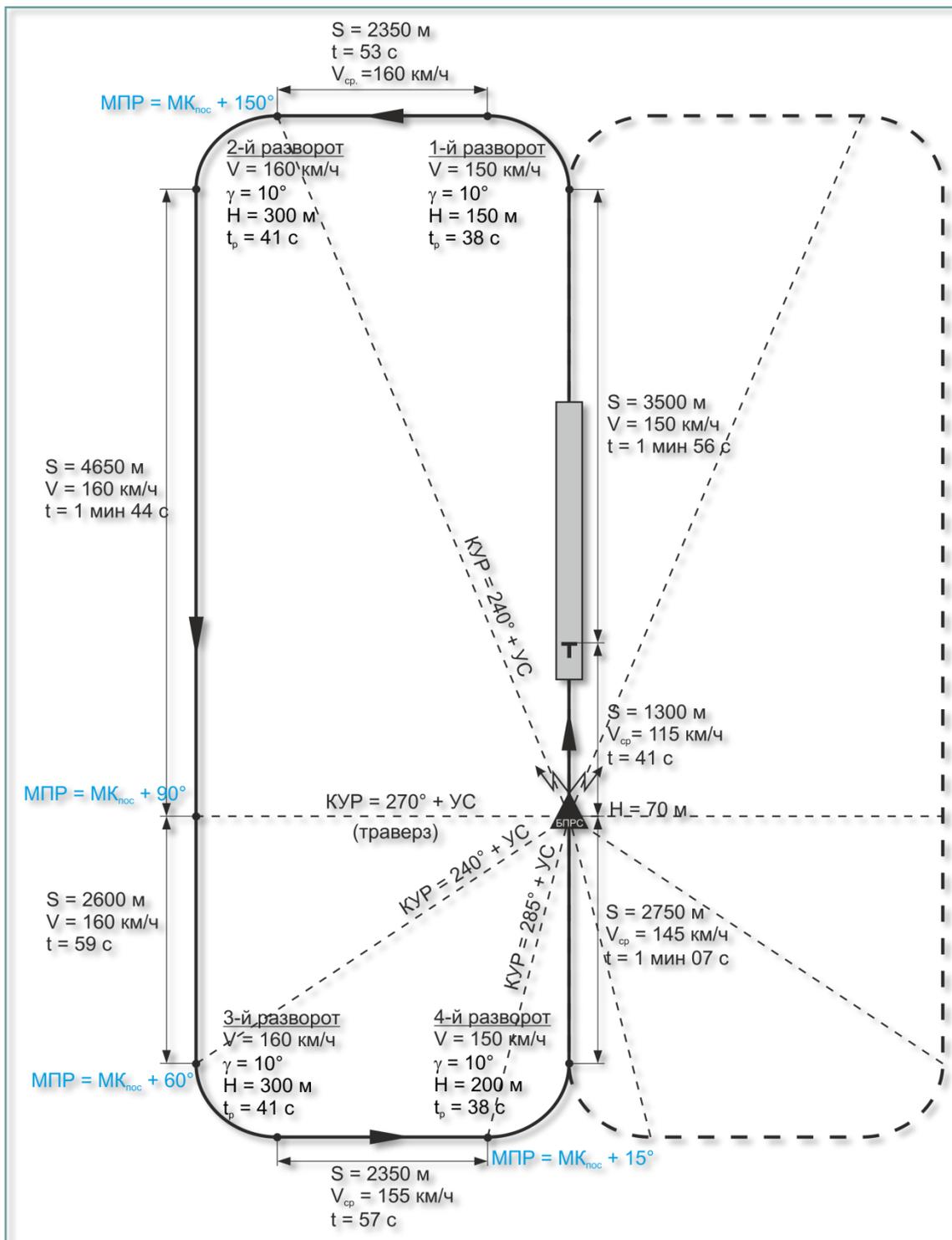


Рис. 9.6. Схема захода на посадку методом "большой коробочки"

Четвертый разворот выполнять в режиме горизонтального полета на высоте не менее 200 м и скорости 150 км/ч. Ввод в разворот при $\text{KUP} = 285^\circ \pm \text{УС}$ ($\text{KUP} = 75^\circ \pm \text{УС}$ – при правой коробочке) или на расчетном МГР.

Начало всех разворотов и траверза контролировать по заранее рассчитанному времени. В момент ввода в четвертый разворот острый конец стрелки радиоконуса подойдет к верхнему обрезу планки курсозадатчика, угол между ними будет равен 15° . При правильном выполнении разворота примерно за 30° до выхода на посадочный курс обе стрелки должны совместиться.

Дальнейший разворот выполнять при совмещенных стрелках. Если в первой половине разворота угол между стрелкой радиокompаса и курсозадатчиком остается неизменным или даже увеличивается, крен необходимо уменьшать. Если же после совмещения стрелка радиокompаса начнет отставать от курсозадатчика, крен необходимо увеличивать, но не более чем до 15°.

После выхода из четвертого разворота вертолет перевести в режим снижения с вертикальной скоростью 2–3 м/с и уменьшить скорость полета с таким расчетом, чтобы над ближней ПРС при высоте полета 100 м она составляла 120 – 140 км/ч. Если снижение до высоты 100 м произведено до прохода ПРС, вертолет перевести в режим горизонтального полета.

Если выход из разворота в направлении на приводную радиостанцию выполнен с курсом, отличающимся от посадочного, ошибку исправлять в процессе снижения, для чего при КУР=0 произвести отсчет разницы между фактическим магнитным курсом и посадочным. Если она будет более 5°, ошибку выхода исправить на снижении, для чего вертолет развернуть на стрелку радиокompаса (от курсозадатчика) так, чтобы она установилась посередине между отсчетным индексом и курсозадатчиком; если УГР-4УК показывает магнитный курс больше посадочного, то доворот выполнять вправо, при курсе меньше посадочного – влево.

После доворота выдерживать исправленный магнитный курс до тех пор, пока стрелка радиокompаса не совместится с курсозадатчиком, после чего развернуть вертолет на совмещенные стрелки радиокompаса и курсозадатчика до установления их под отсчетным индексом (при отсутствии сноса на посадочном курсе) или в стороне от него на величину угла сноса.

При сносе вправо стрелку курсозадатчика, установленную на магнитный курс посадки, и стрелку радиокompаса удерживать совмещенными и отклоненными вправо от верхнего неподвижного индекса на величину угла сноса.

После пролета ближней ПРС выдерживать подобранный посадочный курс.

При заходе на посадку методом "большой коробочки" после пролета ближней ПРС взять посадочный курс и по истечении расчетного времени (для штилевых условий 2 минуты) выполнить первый разворот и далее совершить полет по коробочке.

9.23. Заход на посадку методом "малой коробочки"

В случаях, когда выход на ПРС произведен с магнитным курсом, отличающимся от посадочного более чем на 60°, но не более чем на 120°, заход на посадку выполнять по "малой коробочке".

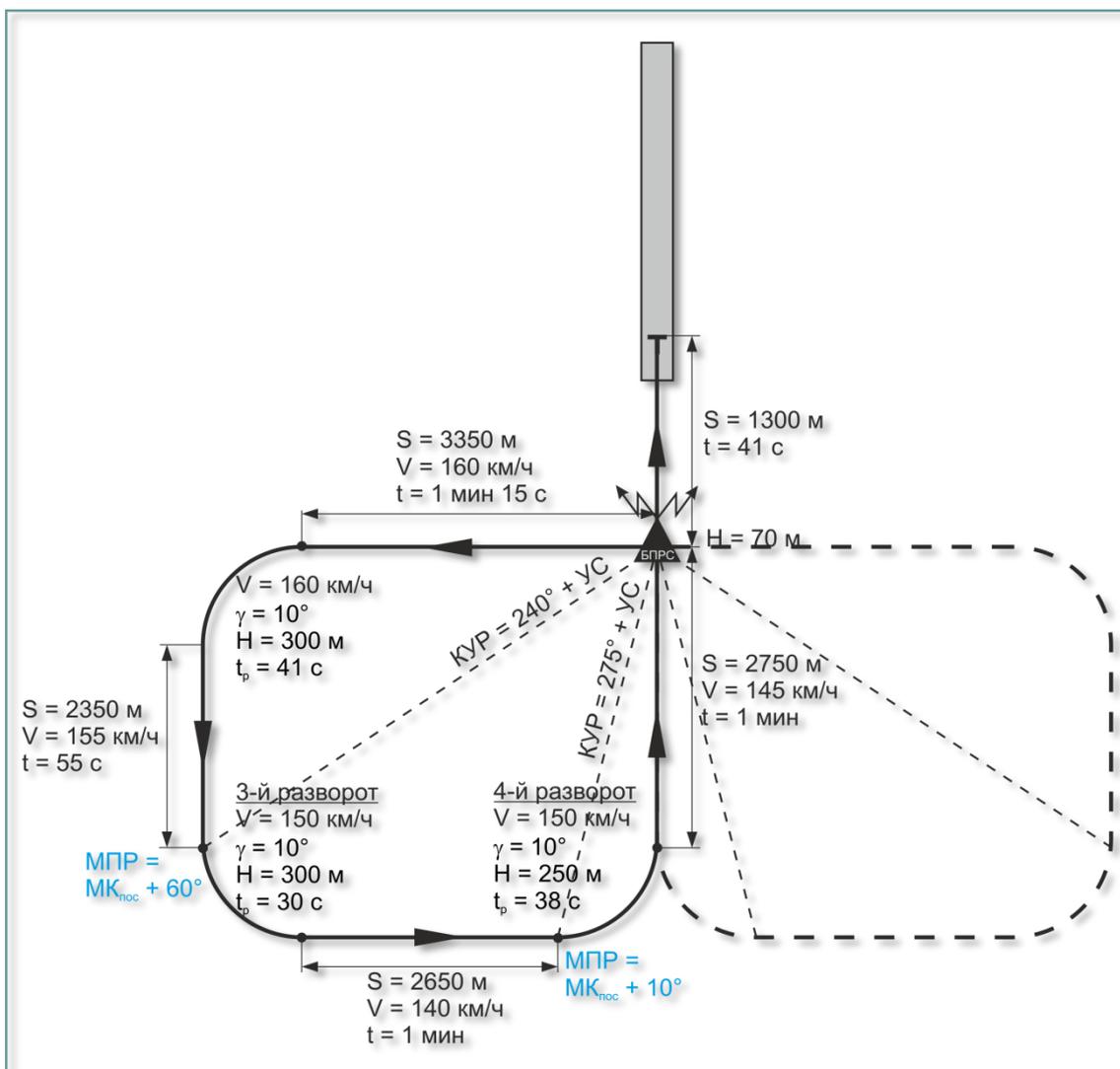


Рис. 9.7. Схема захода на посадку методом "малой коробочки"

При заходе на посадку методом "малой коробочки" после прохода ближней ПРС 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 угла сноса. Дальнейший маневр захода и расчет на посадку совпадают с элементами большой коробочки.

9.24. Заход на посадку с прямой методом отворота на расчетный угол

В случае когда выход на ближнюю ПРС производится с магнитным курсом, обратным посадочному, или с разницей не более 60°, заход на посадку следует выполнять отворотом на расчетный угол.

При подготовке к полету с учетом угла сноса (УС) ветра рассчитываются магнитные курсы (МК) и путевое время ($t_{гп}$) для каждого участка маневра, а также величина расчетного угла отворота (РУ). Значения рассчитываются заранее и сводятся в таблицы или графики.

Элементы полета	H, м							
	300	400	500	600	700	800	900	1000
РУ, градус	28	19	14	12	10	8	7	6
t гп, мин, с	1.30	2.15	3.00	3.45	4.30	5.15	6.00	6.45

Примечание. При расчете таблицы приняты штилевые условия:

$V_{гп}=160$ км/ч; $V_y=2-3$ м/с; $W_{сн.ср}=150$ км/ч; $\gamma=10^\circ$.

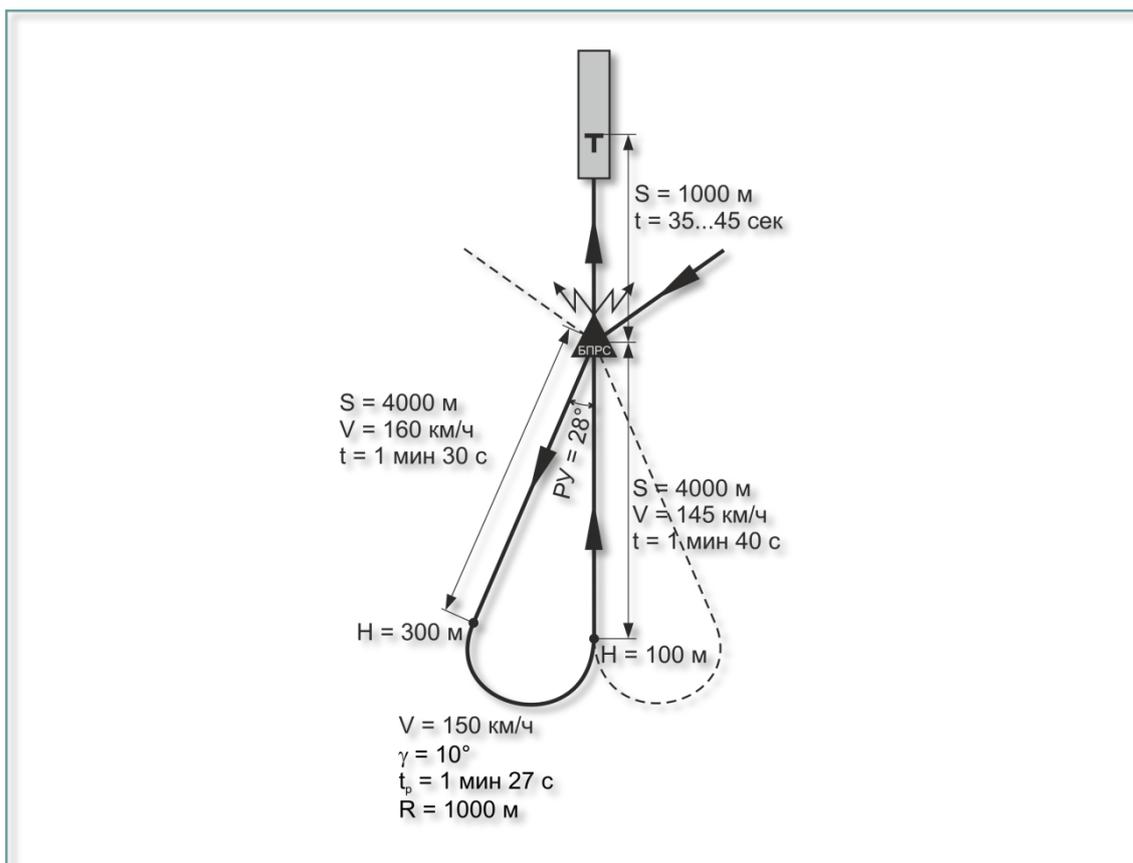


Рис. 9.8. Схема захода на посадку с прямой методом отворота на расчетный угол

При заходе на посадку с прямой отворотом на расчетный угол вывести вертолет на заданной высоте на БПРС. После прохода БПРС выполнить отворот вправо или влево на расчетный угол с учетом сноса и продолжать полет с этим курсом до расчетной точки. По истечении расчетного времени ($t_{гп}$) перевести вертолет на снижение со скоростью 150 км/ч и вертикальной скоростью 2–3 м/с, выполнить разворот на посадочный курс с креном 10° и потерей высоты 200 м. При снижении на посадочном курсе учитывать угол сноса, выдерживать заданный режим, не допускать полета со скольжением. Достигнув высоты 100 м, перевести вертолет в горизонтальный полет, ближнюю ПРС пройти на высоте 100 м и скорости 120–140 км/ч.

После выхода из облаков визуально уточнить расчет, снизиться и произвести посадку.

9.25. Особенности выполнения взлетов и посадок на высокогорных площадках

Минимальные размеры площадки для взлета и посадки по-вертолетному в зоне влияния земли при отсутствии препятствий на подходе должны составлять 50x50 м, а при наличии препятствий высотой до 15 м на границах площадки на высотах до 1500 м – 50x120 м; на высоте 2000 м – 50x165 м; на высоте 3000 м – 50x255 м; на высоте 3500 м – 50x300 м; на высоте 4000 м – 50x345 м.

Минимальные размеры площадки при взлете и посадке по-самолетному должны составлять на высотах до 1500 м – 50x160 м; на высоте 2000 м – 50x225 м; на высоте 3000 м – 50x350 м; на высоте 3500 м – 50x410 м; на высоте 4000 м – 50x475 м.

Минимальные размеры площадки при посадке по-самолетному с одним работающим двигателем на высотах до 1500 м должны составлять 50x190 м при приземлении на скорости 10–20 км/ч и 50x360 м при приземлении на скорости 50 км/ч.

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли применять в тех случаях, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, а запас мощности двигателей позволяет выполнять висение вне зоны влияния земли.

Посадку по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния земли применять на ограниченные площадки с полетным весом вертолета, позволяющим выполнять висение вне зоны влияния земли.

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли применять в тех случаях, когда запас мощности двигателей обеспечивает возможность выполнения висения на высоте не менее 3 м, а размеры площадки позволяют выполнять разгон в зоне влияния земли.

Посадку по-вертолетному с зависанием в зоне влияния земли применять в тех случаях, когда размеры площадки и подходы к ней, а также запас мощности двигателей позволяют выполнять торможение и зависание в зоне влияния земли.

Взлет по-самолетному применять в тех случаях, когда запас мощности двигателей обеспечивает висение вертолета на высоте не менее 1 м, а поверхность и состояние грунта площадки обеспечивают безопасный разбег вертолета длиной 80–100 м и последующий разгон в зоне влияния земли.

Посадку по-самолетному применять в тех случаях, когда состояние грунта и размеры площадки позволяют выполнять посадку с пробегом.

Торможение перед зависанием в зоне влияния земли выполнять с таким расчетом, чтобы к моменту выхода на границу выбранной площадки высота полета была не более 2–3 м, а скорость полета порядка 5–10 км/ч. Зависание по возможности выполнять в центре площадки с последующим выбором места приземления и оценкой пригодности состояния грунта для приземления. К выбранному месту приземления произвести подлет на скорости 5–10 км/ч.

При заходе на посадку на площадку, имеющую препятствия на ее границе со стороны захода, пролет препятствий выполнять с превышением над ними не менее 10 м.

При выполнении захода на укладку груза на внешней подвеске гашение скорости производить заблаговременно. Дистанция торможения при заходе на высокогорную площадку с грузом на внешней подвеске увеличивается в 1,5–2 раза по сравнению с дистанцией торможения в равнинной местности. Увеличение интенсивности торможения приводит к усложнению техники пилотирования и вызывает раскачку груза.

9.26. Взлет и посадка на площадках с уклонами

Площадки, расположенные в горах, почти всегда имеют уклоны различной величины.

Максимальные величины уклонов площадки для выполнения взлета и посадки по-вертолетному без выключения двигателей после приземления не должны превышать:

- носом на уклон 7° ;
- носом под уклон 5° ;
- левым бортом на уклон 7° ;
- правым бортом на уклон $2^\circ 30'$.

Максимальные величины уклонов площадки для выполнения взлета и посадки по-вертолетному с выключением двигателей после приземления не должны превышать:

- носом на уклон и под уклон, левым бортом на уклон 3° ;
- правым бортом на уклон $2^\circ 30'$.

Взлеты и посадки по-вертолетному на площадках с уклонами при ветре скоростью до 5 м/с разрешается выполнять при любом положении вертолета относительно направления ветра, при скорости ветра более 5 м/с только против ветра с учетом максимальной величины допустимых уклонов. Взлеты и посадки на площадки с уклонами по возможности выполнять при положении вертолета носом или левым бортом на уклон. Наиболее безопасными являются взлет и посадка носом на уклон.

При выполнении посадки носом под уклон зависание производить на высоте не менее 3 м во избежание касания хвостовой опорой о землю. Снижение после зависания производить строго вертикально, не допуская перемещений вертолета, особенно хвостом на уклон.

В момент зависания над площадкой на высоте 3 м расстояние от пяты хвостовой опоры до земли составляет 0,8–0,6 м, в момент отделения вертолета от земли при взлете и в момент приземления при посадке – 0,3 м. При энергичном торможении перед зависанием и энергичном уменьшении общего шага после приземления возможно касание хвостовой опорой о землю.

Посадку вертолета на площадку с уклоном и взлет с нее при положении вертолета вдоль уклона производить с заторможенными колесами шасси.

При посадке на площадку поперек уклона удерживать вертолет от бокового смещения под уклон отклонением ручки управления в сторону, противоположную смещению. При отсутствии перемещения висение вертолета над площадкой происходит с креном.

Отрыв вертолета от земли при взлете поперек уклона выполнять строго вертикально, не допуская боковых перемещений и разворотов вертолета. В момент отделения вертолета от земли при положении его левым бортом на уклон возникает клевок (резкое накренение) вертолета влево, при положении вертолета правым бортом на уклон – клевок вправо, который парировать соответствующим отклонением ручки управления.

9.27. Выполнение пилотажа

Пилотаж выполняется вне облаков при горизонтальной видимости не менее 2000 м в диапазоне допустимых скоростей полета и полетных весов.

На вертолете выполняются:

- развороты, виражи и спирали;
- пикирование;
- горки;

- развороты на горке.

Перед выполнением пилотажа необходимо отключить канал высоты автопилота.

Форсированные виражи и развороты на высотах 50 – 1000 м при нормальном взлетном весе и менее на скоростях полета 120 – 250 км/ч выполняются с креном до 45°.

На истинных высотах до 50 м над рельефом местности допускается угол крена, по величине численно равный высоте полета. Величину крена контролировать по показаниям АГБ.

ВЫПОЛНЕНИЕ ВИРАЖЕЙ, РАЗВОРОТОВ И СПИРАЛЕЙ

Перед выполнением виража (разворота) необходимо:

- проверить, свободно ли воздушное пространство в направлении выполнения виража;
- сбалансировать вертолет в горизонтальном полете на заданной скорости и снять усилия с ручки управления нажатием кнопки снятия усилий;
- наметить ориентир для вывода из виража.

Ввод в вираж (разворот) выполнять координированными движениями ручки управления и педалей, а заданную высоту и скорость выдерживать изменением общего шага несущего винта.

При вводе в левый вираж вертолет имеет тенденцию к изменению угла тангажа на пикирование, а при вводе в правый – на кабрирование.

При достижении заданного угла крена по показаниям АГБ-ЗК запомнить положение естественного горизонта относительно остекления кабины при этом крене и удерживать это положение в процессе выполнения виража.

При выполнении левого виража вертолет имеет тенденцию к увеличению крена, при правом – к уменьшению.

Стремление вертолета изменить крен парировать отклонением ручки управления в сторону, противоположную развороту – на левом вираже, и в сторону разворота – на правом, добиваясь координации разворота отклонением педали.

За 15–20° до намеченного ориентира или заданного значения курса координированным отклонением ручки управления и педали в сторону, обратную вращению, начать вывод вертолета из разворота с таким расчетом, чтобы к моменту выхода вертолета на заданный ориентир (курс) крен был убран полностью.

После вывода из разворота установить режим работы двигателей, соответствующий режиму горизонтального полета.

Форсированные виражи и развороты с креном до 45° разрешается выполнять как при постоянном значении общего шага винта, так и с изменением его положения в процессе разворота.

При скоростях ввода менее 200 км/ч форсированный разворот выполнять при постоянном значении общего шага винта, а на скоростях 200–250 км/ч – как

при постоянном значении общего шага, так и с уменьшением его на 2–5° по УШВ.

При энергичном вводе в форсированный вираж или разворот при постоянном значении общего шага винта происходит увеличение оборотов несущего винта на 2–2,5%.

При вводе в форсированный вираж или разворот с уменьшением общего шага происходит более энергичный заброс оборотов несущего винта, поэтому темп и величина уменьшения общего шага винта и отклонение ручки управления на себя на вираже и развороте должны быть такими, чтобы обороты несущего винта, не выходили за допустимые пределы.

При выполнении форсированного виража (разворота) выдерживание заданной высоты полета в процессе разворота производить изменением темпа торможения скорости или уменьшением угла крена.

По достижении скорости 100 км/ч плавным отклонением ручки управления от себя прекратить дальнейшее уменьшение скорости, а для сохранения высоты увеличить режим работы двигателей. Вывод из виража (разворота) начинать за 15–20° до намеченного ориентира (курса).

Перед выполнением спирали сбалансировать вертолет на заданной скорости и снять усилия с ручки управления.

Ввод в спираль производить с режима горизонтального полета или набора (снижения) высоты координированным отклонением ручки управления и педалей с одновременным изменением мощности двигателей до значения, обеспечивающего сохранение заданной вертикальной скорости.

ПИКИРОВАНИЕ

Перед вводом в пикирование необходимо:

- осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону пикирования;
- установить заданную скорость и соответствующий ей режим работы двигателей;
- снять усилия с ручки управления;
- установить задатчик высоты радиовысотомера на высоту начала вывода из пикирования.

Ввод в пикирование с горизонтального полета с изменением углов тангажа до 20° выполнять за время не менее 5–6 с отклонением ручки управления от себя при постоянном значении общего шага винта, удерживая вертолет от кренов и разворотов.

При вводе в пикирование наблюдается уменьшение оборотов несущего винта на 1–2%.

Для ввода в пикирование с разворота с креном до 30° необходимо плавным отклонением ручки управления от себя создать заданной угол пикирования с одновременным выводом из крена.

Пикирование выполнять при постоянном значении общего шага винта.

Максимальные скорости начала вывода в зависимости от изменения угла тангажа на пикировании и высоты полета приведены в таблице.

Высота, м	При скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10

500-1 000	20	20	15	–
1 000–2 000	20	10		

При достижении заданной скорости пикирования или высоты начала вывода из пикирования с учетом просадки на выводе отклонением ручки управления на себя при постоянном значении общего шага винта начать вывод вертолета из пикирования.

Зависимость максимальной скорости начала вывода (км/ч) от высоты полета и изменения угла тангажа на пикировании

Высота, м	Изменение угла тангажа, градус	
	10	20
До 1000	285	270
1 000 - 2 000	235	220

Вывод из пикирования осуществлять за время не менее 8–9 с, не допуская увеличения оборотов несущего винта более 103%.

Необходимо учитывать потерю высоты при выводе из пикирования (просадку) за время 8–9 с, которая зависит от скорости начала вывода и изменения угла тангажа на пикировании.

Потеря высоты (просадка) в метрах на выводе из пикирования

Скорость начала вывода из пикирования, км/ч	При изменении угла тангажа на пикировании, градус	
	10	20
180	60	90
200	70	120
220	85	150
240	100	180
260	115	200
280	130	220

При достижении на выводе из пикирования угла тангажа на кабрирование 10° и прекращении снижения вертолета плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет в горизонтальный полет, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 89%, и установить режим работы двигателей, соответствующий очередному режиму полета или маневру.

ГОРКА

Перед вводом в горку необходимо:

- осмотреть воздушное пространство в направлении выполнения горки;
- установить заданную скорость и соответствующий ей режим работы двигателей;
- снять усилия с ручки управления.

Ввод в горку производить с горизонтального полета отклонением ручки управления на себя на скоростях, не превышающих максимально допустимых значений. Рекомендуемая скорость ввода в горку не менее 150 км/ч.

Темп и величина отклонения ручки управления на себя должны быть такими, чтобы вертолет достигал изменения угла тангажа на 20° за время не менее 6–7 с. Ввод и вывод из горки производить при постоянном значении общего шага винта.

При достижении заданного угла кабрирования незначительным отклонением ручки управления от себя зафиксировать этот угол. Тенденцию уменьшения угла кабрирования по мере уменьшения скорости вертолета на прямолинейном участке горки парировать отклонением ручки управления на себя.

Вывод из горки начинать на скорости 110–100 км/ч. Для вывода отклонить ручку управления от себя с темпом, обеспечивающим выход вертолета на режим горизонтального полета за время не менее 5–6 с, не допуская уменьшения скорости менее минимальной для данной высоты.

После вывода вертолета в горизонтальный полет установить режим работы двигателей, соответствующий очередному режиму полета или маневру.

РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ

Разворот на горке применяется для быстрого разворота на 180° (90°) после набора высоты на горке. Техника выполнения первой половины разворота на горке не отличается от техники выполнения горки. Рекомендуемые скорости ввода в горку 180–220 км/ч.

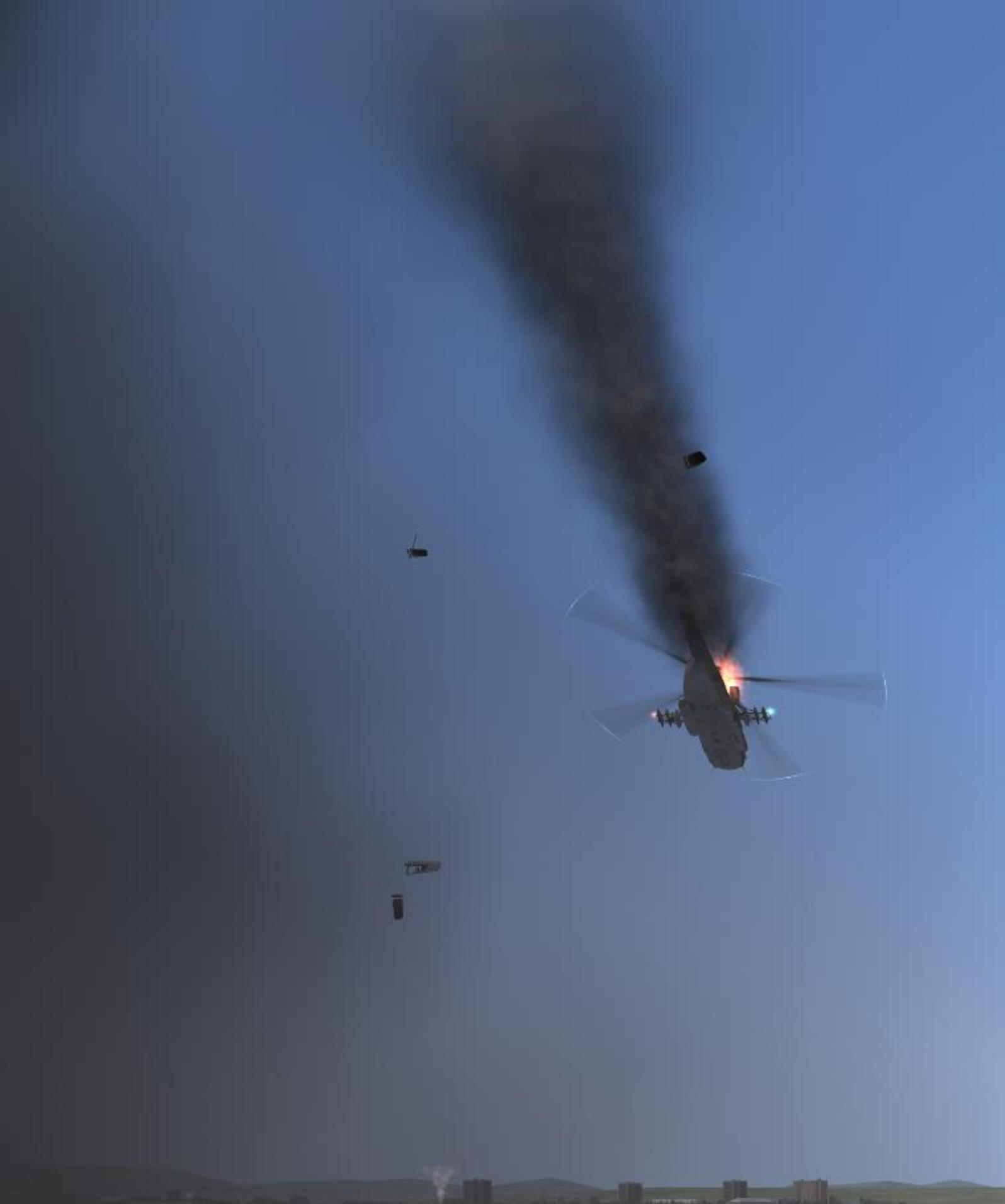
Разворот на горке выполнять при постоянном значении общего шага винта.

При достижении скорости на горке 120 км/ч отклонением ручки управления и педали в сторону разворота ввести вертолет в разворот с креном до 30° (чем больше угол горки, тем больше должен быть крен на развороте).

После достижения заданного крена плавным отклонением ручки управления от себя уменьшить угол тангажа вертолета, удерживая вертолет в координированном развороте, не допуская уменьшения скорости до 70 км/ч и менее.

При выполнении левого разворота на горке вертолет имеет тенденцию к увеличению крена, при правом – к уменьшению. Стремление вертолета изменить крен парировать отклонением ручки управления в сторону, противоположную развороту – на левом вираже и в сторону разворота – на правом, добиваясь координации разворота соответствующим отклонением педали.

За 15–20° до намеченного ориентира (заданного курса) координированным отклонением ручки управления и педали вывести вертолет из разворота в горизонтальный полет на скорости не менее 70 км/ч.



10

ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА

10. ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА

10.1. Отказ одного двигателя

Признаки:

- разбалансировка вертолета, проявляющаяся как рывок вправо. Величина разбалансировки зависит от режима работы двигателей в момент отказа и скорости полета (чем выше режим работы двигателей и меньше скорость полета, тем больше разбалансировка вертолета);
- уменьшение оборотов турбокомпрессора и температуры газов отказавшего двигателя;
- увеличение оборотов турбокомпрессора работающего двигателя;
- уменьшение оборотов несущего винта;
- загорание табло ЧР. ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. работающего двигателя в зависимости от полетной массы и высоты полета.

10.1.1. Действия при отказе двигателя на высотах более 100 м;

- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;
- одновременно соответствующим отклонением ручки управления педалями парировать возникающие крен и разворот;
- разгоном или торможением установить скорость полета 120 км/ч;
- определить по показаниям приборов отказавший двигатель;
- подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;

ВНИМАНИЕ. ПРИ ЗАКРЫТИИ КРАНА ОСТАНОВА И ПОЖАРНОГО КРАНА ДВИГАТЕЛЯ НЕОБХОДИМО БЫТЬ ВНИМАТЕЛЬНЫМ ЧТОБЫ НЕ ВЫКЛЮЧИТЬ РАБОТАЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ.

- при достижении скорости полета 120 км/ч рычагом шаг-газ установить работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;
- убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности выполнения горизонтального полета. Продолжить полет до ближайшего аэродрома или выбрать площадку и произвести посадку;
- для выполнения посадки уточнить полетный вес вертолета.

П р и м е ч а н и я : 1. В случае отказа одного из двигателей второй двигатель автоматически выходит на повышенный, в зависимости от полетного веса вертолета режим, вплоть до чрезвычайного.

2. При отказе в полете регулятора ЭРД-ЗВМ выход на чрезвычайный режим двигателя не обеспечивается.

А. При полетном весе вертолета менее 12000 кгс необходимо

- на глиссаде снижения режим полета выдерживать таким образом, чтобы значение скорости полета было на 20 км/ч больше значения текущей высоты до высоты 40 м;
- с высоты 40 м начать плавное торможение вертолета отклонением ручки управления на себя, с таким расчетом, чтобы на высоте 5 м

скорость составляла 40 км/ч при вертикальной скорости снижения 3-2 м/с;

- на высоте 7-5 м придать вертолету посадочное положение;
- с высоты 5-3 м произвести уменьшение вертикальной скорости путем увеличения общего шага с темпом 2-4*/с. При увеличении общего шага плавной дачей правой педали парировать разворот вертолета влево и ручкой управления выдерживать посадочный угол тангажа В процессе увеличения общего шага не допускать падения оборотов несущего винта менее 70%;
- приземление произвести на скорости 30 км/ч;
- после приземления без задержки плавно опустить рычаг шаг-газ вниз до упора с одновременным отклонением ручки управления от себя на 1/3-1/4 хода для исключения удара лопастями несущего винта по хвостовой балке.
- после опускания переднего колеса применить тормоза колес.

В. При полетном весе вертолета более 12000 кгс

- необходимо учитывать следующие особенности:
- уменьшение скорости на глиссаде производить таким образом, чтобы скорость 70-60 км/ч сохранять до высоты 10-5 м;
- приземление производить на скорости 50 км/ч;
- перед приземлением особое внимание уделять сохранению оборотов несущего винта не менее 88%.

П р и м е ч а н и е . Если в момент отказа двигателя скорость была менее 120 км/ч и вертолет при разгоне до высоты 20-10 м не достиг скорости, обеспечивающей горизонтальный полет с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано выше.

10.1.2. Действия при отказе двигателя на высоте ниже 100 м:

- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%, и убедиться, что работающий двигатель вышел на повышенный (чрезвычайный) режим;
- одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;
- перейти на торможение вертолета с набором высоты путем увеличения угла тангажа до 10-15°. если скорость полета была более 120 км/ч;
- определить по показаниям приборов отказавший двигатель;
- подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;
- при достижении скорости 120 км/ч рычагом шаг-газ установить работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;
- убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности выполнения горизонтального полета;
- на установившейся скорости продолжить полет на аэродром посадки или выбрать площадку и произвести посадку.
- Если в момент отказа двигателя скорость полета менее 80 км/ч необходимо:

- уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%. и убедиться, что работающий двигатель вышел на повышенный (чрезвычайный) режим;
- одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;
- разгоном или торможением установить скорость полета 40-60 км/ч в зависимости от полетного веса вертолета;
- установить режим снижения с вертикальной скоростью не более 3-4 м/с;
- снижение производить на выбранную площадку;
- произвести посадку.

10.2. Отказ двух двигателей Посадка на режиме самовращения несущего винта

Признаки:

- резкая разбалансировка вертолета, проявляющаяся как резкий рывок вертолета вправо; величина разбалансировки зависит от скорости полета (чем выше режим работы двигателя и меньше скорость полета, тем резче проявляется разбалансировка);
- изменение звука от работающих двигателей;
- быстрое падение оборотов несущего винта;
- падение оборотов и температуры газов обоих двигателей.

10.2.1. При отказе двух двигателей на высотах более 100 м:

- немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до минимального;
- одновременно соответствующими отклонениями ручки управления и педалей удерживать вертолет от кренов и разворотов;
- перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение.
- **дать команду бортовому технику "Закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы"** (при игре с мультиэкипажем);
- разгоном или торможением установить приборную скорость планирования 100-120 км/ч;
- обороты несущего винта выдерживать наибольшими в пределах 90-100% по указателю путем соответствующего отклонения рычага общего шага, не допуская забросов выше 110% и падения ниже 88%;
- произвести сброс внешних подвесок в цепях уменьшения полетного веса;
- сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять усилия от кренящего момента;
- выбрать площадку и выполнить заход на посадку по возможности против ветра;
- при наличии достаточной высоты расчет на посадку можно уточнять отклонением рычага общего шага, не допуская выхода оборотов за допустимые пределы;
- на высоте 100-70 м небольшими плавными отклонениями ручки управления установить и выдерживать постоянной приборную скорость 100 км/ч для посадки с пробегом или 70 км/ч - для посадки без пробега;

- с высоты 70-50 м перевести взгляд на землю для визуального определения текущего значения высоты вертолета относительно площадки приземления. при этом ручкой управления сохранять установившееся значение угла тангажа. Для облегчения летчику определения момента "подрыва" несущего винта бортовому технику начиная с высоты 50м производить отсчет текущего значения высоты по радиовысотомеру сообщая по СПУ: "Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать" (при игре с мультиэкипажем);
- с высоты 15-10 м при выполнении посадки с пробегом и 20-15 м без пробега увеличить общий шаг (произвести "подрыв" несущего винта за время не менее 1 с) до 7-8° и выдержать его в течение 0.5-1 с. Если этого окажется недостаточно для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг до 12е (за время 1-1.5 с) соразмерно окончательному уменьшению вертикальной скорости;
- в процессе "подрыва" несущего винта с темпом 10°/с увеличить угол тангажа вертолета до 5-6° для уменьшения поступательной скорости при выполнении посадки с пробегом и до 8-10° без пробега, удерживая вертолет на этом угле незначительным отклонением ручки управления от себя;
- после приземления установить общий шаг винта 7-8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге;
- отклонением ручки управления на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолет начнет самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого ручку управления плавно отклонить от себя на 1/3-1/4 хода и применить тормоза колес.

П р и м е ч а н и я : 1. Если выбранная для посадки площадка находится в стороне от направления полета или возникла необходимость изменить направление посадки по условиям направления ветра (при наличии достаточной высоты полета), следует выполнить необходимый маневр.

2. Для выполнения посадки на режиме самовращения несущего винта с разворотом на угол до 180° (с креном 15°) высота должна быть не менее 650 м.

10.2.2. При отказе двигателей на высоте 100 м и менее:

- если скорость в момент отказа двигателей близка к 70 км/ч: немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до величины, обеспечивающей обороты несущего винта в пределах 90-100%. Установить скорость планирования 70 км/ч для посадки с коротким пробегом или без пробега в соответствии с рекомендациями по выполнению "подрыва" несущего винта торможения вертолета и выполнения приземления приведенными для случая отказа двигателей на высотах более 100 м. После приземления на пробеге дать команду бортовому технику "Закреть краны останова, пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы и обесточить вертолет";
- если скорость в момент отказа двигателей окажется больше 120 км/ч. немедленно уменьшить общий шаг для обеспечения оборотов несущего винта не менее 88% с одновременным переходом на интенсивное торможение путем придания вертолету угла тангажа до 200° в зависимости от скорости и высоты полета (чем больше

скорость и меньше высота, тем больше угол), на которых отказали двигатели. Увеличением общего шага не допускать превышения оборотов более 110%.

Перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение. Соответствующим отклонением рычагов управления устранять возникающие крен и разворот.

Если высота позволяет своевременно затормозить вертолет до скорости 70 км/ч, необходимо сбалансировать вертолет на этой скорости и дальше действовать в соответствии с рекомендациями, указанными выше. Если высота окажется недостаточной, то необходимо сохранять достигнутый угол тангажа до момента "подрыва" несущего винта на высоте 20-15 м.

На висении при отказе обоих двигателей действия экипажа такие же, как и при отказе одного двигателя, но при этом следует учитывать, что разбалансировка вертолета в путевом отношении, уменьшение оборотов несущего винта и переход вертолета на снижение имеют более резко выраженный характер.

В н и м а н и е : при отказе двух двигателей безопасная посадка обеспечивается на ровную твердую поверхность в других случаях возможна поломка вертолета.

10.3. Пожар на вертолете

Признаки:

- загорание и работа в "проблесковом" режиме табло красного цвета ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. (ПОЖАР ПРАВ. ДВ., ПОЖАР КО-50 или ПОЖАР РЕД. ВСУ), указывающего место возникновения пожара;
- появление дыма, пламени (не реализовано);
- загорание желтого табло I ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека при автоматическом включении I-ой очереди пожаротушения.

Действия.

а) При пожаре в отсеке левого (правого) двигателя:

- краном останова выключить двигатель, в отсеке которого возник пожар;
- дать команду бортовому технику "Закрыть перекрывной (пожарный) кран левого (правого) двигателя" и убедиться в автоматическом срабатывании 1-ой очереди пожаротушения (при игре с мультиэкипажем);
- выполнение задания прекратить и произвести посадку на выбранную площадку.

П р е д у п р е ж д е н и е . После ликвидации очага пожара запрещается запускать двигатель, в котором был пожар.

б) При возникновении пожара в редукторном отсеке или отсеке ВСУ:

- выключить ВСУ (если она была запущена);
- убедиться в автоматическом срабатывании I-ой очереди пожаротушения.

в) Если при появлении признаков пожара не происходит автоматического включения I-ой очереди пожаротушения, (не загорается табло I ОЧЕРЕДЬ) необходимо нажать кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ I ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека.

Если пожар ликвидирован, то за время не более 10 сек, с момента включения I-ой очереди пожаротушения, гаснет табло ПОЖАР ЛЕВ.ДВ (ПОЖАР ПРАВ.ДВ., ПОЖАР КО-50, ПОЖАР РЕД. ВСУ), а табло I ОЧЕРЕДЬ продолжает гореть, подтверждая о срабатывании баллона I-ой очереди.

Если пожар не ликвидирован применением I-ой очереди пожаротушения (продолжает гореть табло ПОЖАР ЛЕВ ДВ., ПОЖАР ПРАВ. ДВ ПОЖАР для включения 2й очереди необходимо нажать на кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека.

Если после ликвидации пожара применением I-ой очереди пожаротушения признаки пожара в другом отсеке, необходимо нажать на кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека.

П р и м е ч а н и е . Чтобы обесточить вертолет, необходимо:

- положение переключателя генераторы 1, 2 установить в нейтральное (среднее) положение;
- выключатели АККУМУЛЯТОРЫ 1.2 установить в положение ОТКЛ;
- если был включен Стартер-генератор СТГ-3, выключатель РЕЗЕРВ ГЕНЕР установить в положение ОТКЛ.

П р е д у п р е ж д е н и я : 1. После ликвидации пожара в любом из отсеков выполнение задания прекратить и после использования всех средств пожаротушения пожар не прекращается, принять решение о немедленном выполнении посадки вертолета экипажем с парашютом (в зависимости от сложившейся обстановки).

10.4. Неисправность системы автоматического регулирования (САР) двигателя в полете

При неисправности системы автоматического регулирования двигателя в полете действия летчика в различных случаях неодинаковы и определяются по признакам неисправности.

10.4.1. Признаки:

- колебание оборотов турбокомпрессоров двигателей в диапазоне более 1%;
- при перемещениях рычага общего шага режим работы одного из двигателей не изменяется.

Обороты несущего винта при появлении этих признаков сохраняются в диапазоне $95 \pm 2\%$ автоматически.

Действия:

- при появлении одного из признаков неисправности выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром.

10.4.2. Признаки:

- образование разницы в оборотах турбокомпрессоров двигателей более 2%, самопроизвольное увеличение оборотов несущего винта (один из этих признаков или оба вместе).

а) Действия летчика на висении, взлете и предпосадочном планировании.

При появлении одного из признаков произвести посадку. В случае увеличения оборотов несущего винта до 101% и более плавным поворотом рукоятки коррекции влево с одновременным отклонением рычага общего шага вверх установить их равными $95\pm 2\%$ и поддерживать в этом диапазоне вручную (рычаг общего шага вверх - коррекция влево).

б) Действия летчика на остальных режимах полета:

- отклонением рычага общего шага вверх установить обороты несущего винта 92-93%:
- определить характер неисправности САР, для чего плавно отклонить рычаг общего шага вниз, не допуская увеличения оборотов несущего винта более 98%, а затем (вверх, при этом могут иметь место следующие случаи изменения оборотов турбокомпрессоров двигателей и несущего винта.

Первый случай. При перемещениях рычага общего шага происходит изменение оборотов турбокомпрессоров обоих двигателей, обороты несущего винта поддерживаются в диапазоне $95\pm 2\%$ автоматически. В этом случае перевести вертолет в горизонтальный полет и установить скорость 100-150 км/ч. Выполнение задания, прекратить и произвести посадку на свой или ближайший аэродром.

Второй случай. При отклонении рычага общего шага вниз обороты турбокомпрессора одного из двигателей уменьшаются, а при отклонении вверх увеличиваются, обороты несущего винта в диапазоне $95\pm 2\%$ поддерживаются автоматически, другой двигатель работает на взлетном режиме, обороты его турбокомпрессора не изменяются. В этом случае плавным отклонением рычага общего шага вниз установить обороты несущего винта 95%.

Плавным отклонением вниз рычага отдельного управления двигателя с неисправной САР уменьшить режим по оборотам его турбокомпрессора на 3%, при этом режим работы двигателя с исправной САР увеличится. Дальнейшее пилотирование вертолета не отличается от обычного, за исключением необходимости более плавного перемещения ручки управления вертолетом и рычага общего шага, так как поддержание оборотов несущего винта в диапазоне $95\pm 2\%$ обеспечивается автоматикой только одного двигателя (рукоятка коррекции в этом случае должна находиться в правом крайнем положении). Выполнение задания прекратить, установить скорость горизонтального полета 100-150 км/ч и произвести посадку по-вертолетному или по-самолетному на ближайшую выбранную площадку или аэродром.

Третий случай. При отклонении рычага общего шага вниз обороты турбокомпрессора одного двигателя (работающего на взлетном режиме) не изменяются, а обороты другого уменьшаются медленно и не обеспечивается автоматическое поддержание оборотов несущего винта $95\pm 2\%$. В этом случае при достижении оборотов несущего винта 96% дальнейшее отклонение рычага общего шага вниз прекратить. Повернуть рукоятку коррекции влево до достижения оборотов несущего винта 95%. Для изменения режима полета потребный режим работы двигателей устанавливать плавным поворотом рукоятки коррекции с одновременным отклонением рычага общего шага, поддерживая обороты несущего винта в диапазоне $95\pm 2\%$ вручную (рычаг общего шага вверх - коррекция вправо, рычаг общего шага вниз коррекция влево).

Выполнение задания прекратить, установить скорость горизонтального полета 100-150 км/ч и произвести посадку по-вертолетному или по-самолетному на ближайшую выбранную площадку или аэродром.

10.4.3. Отказ каналов СТ регулятора ЭРД

Признаки:

- загорание желтого табло ПРЕВ.нст ЛЕВ ДВ. или ПРЕВ. нст, ПРАВ ДВ на приборной доске левого летчика;
- выключение двигателя не происходит.

Действия:

- кратковременно отключить ЭРД этого двигателя;
- убедиться, что табло ПРЕВ.нст ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. погасло;
- включить ЭРД;
- если после включения ЭРД табло не загорелось убедиться, что показания приборов, контролируемых параметры работы двигателей нормальные и продолжить выполнение задания, усилив контроль за параметрами работы двигателей;
- если после включения ЭРД табло продолжает гореть, усилить контроль за параметрами работы двигателей, выполнение задания прекратить и выполнить посадку на ближайший аэродром.

10.4.4. Отказ электронного регулятора ЭРД

Признак:

- загорание табло ОТКЛ.ЭРД ЛЕВ ДВ. или ОТКЛ.ЭРД ПРАВ.ДВ.

Действия:

- отключить отказавший ЭРД;
- продолжить выполнение задания, усилив контроль за параметрами.

При отказе (выключении) регулятора ЭРД максимальные обороты турбокомпрессора не должны превышать 102,5%.

10.5. Отказ путевого управления

Признак:

- при разрушении в полете рулевого винта или трансмиссии к нему вертолет резко разворачивается влево и кренится вправо с опусканием носа.

Действия:

1. Немедленно уменьшить общий шаг несущего винта и при наличии достаточной высоты дать команду экипажу покинуть вертолет (не реализовано).

2. При отсутствии достаточной для покидания вертолета высоты необходимо:

- перейти на планирование на режиме самовращения несущего винта, при этом для сохранения направления создать крен в сторону, противоположную развороту;
- сбалансировать вертолет в полете скольжением стремление вертолета к рысканию парировать поперечным управлением;
- выбрать подходящую площадку для посадки;
- выключить двигатели кранами останова;
- закрыть пожарные краны, выключить подкашивающие и перекачивающие насосы (по возможности);
- произвести посадку на режиме самовращения несущего винта. Перед посадкой необходимо крен уменьшить с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был убран полностью.

3. В том случае, когда привод рулевого винта исправен, но повреждено управление им (вертолет не реагирует на отклонение педалей), необходимо установить скорость полета 120-130 км/ч по прибору, уменьшить шаг несущего винта до значения, соответствующего горизонтальному полету или полету с небольшим снижением, продолжить полет до выбора площадки, пригодной для безопасной посадки, сбалансировать вертолет скольжением и произвести посадку по-самолетному. Перед приземлением для предотвращения разбалансировки вертолета увеличивать общий шаг ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. Если отказ путевого управления произошел на висении или при перемещениях на малой высоте, необходимо:

- немедленно плавно уменьшить общий шаг и произвести снижение (вплоть до приземления вертолета);
- в процессе снижения отклонением правой педали и ручки управления вправо пытаться остановить левый разворот и снос влево, а отклонением ручки управления на себя парировать опускание носа;
- в момент касания основных колес земли немедленно и энергично уменьшить шаг несущего винта до минимального значения и выключить двигатели;

10.6. Отказ гидросистемы

10.6.1. При отказе основной гидросистемы

Признаки:

- загорается и мигает на средней панели электропульты красное табло ДУБЛИР.ВКЛЮЧЕНА, а табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА гаснет
- падает давление в основной гидросистеме ниже 42 .48 кгс/см², а давление в дублирующей гидросистеме растет до 63...73 кгс/см².

Действия:

- выключатель ОСНОВН ГИДРОСИСТЕМА установить в положение ВЫК.

Примечание. При переходе на дублирующую систему автопилот АП-34Б и система расстопаривания фрикциона рычага шаг-газ отключаются. В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага шаг-газ, следует подобрать определенную затяжку фрикциона на рычаге шаг-газ (не реализовано в игре)

- нажать кнопку выключения автопилота на ручке управления;
- выполнение задания прекратить, усилив контроль работы гидросистемы и произвести посадку на ближайший аэродром или выбранную площадку

10.6.2. При отказе основной и дублирующей системы

- покинуть вертолет.

10.7. Самопроизвольное вращение вертолета влево при взлете или посадке

10.7.1. При зависании перед взлетом

Признаки:

- на перемещение правой педали до упора для сохранения направления, вертолет не реагирует и продолжает разворачиваться влево;
- падение оборотов несущего винта менее установленной значения из-за резкого увеличения общего шага несущего винта.

Действия:

- немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2°, парируя возникающий крен и тангаж.
- выключить СПУУ-52;
- выполнить снижение вплоть до приземления вертолета;
- в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг до минимального и дать команду бортовому технику выключить двигатели, закрыть их пожарные краны и обесточить вертолет

10.7.2. При зависании перед посадкой

Признаки:

- на перемещение правой педали до упора для сохранения направления при торможении перед зависанием, вертолет не реагирует и продолжает разворачиваться влево;
- падение оборотов несущего винта менее установленного значения из-за резкого увеличения общего шага несущего винта при торможении перед зависанием;
- при вращении вертолет снижается и самопроизвольно изменяет крен и тангаж.

Действия:

При зависании на высоте менее 10 м

- немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2°, парируя возникающий крен и тангаж
- выключить СПУУ-52;
- выполнить снижение вплоть до приземления вертолета;
- в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг до минимального и выключить двигатели, закрыть их пожарные краны и обесточить вертолет.

При зависании на высоте более 10 м

- удерживая правую педаль на упоре, немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на 1-2° и одновременно, парируя возникающий крен и тангаж, отклонением ручки управления вперед и влево перевести вертолет на поступательный полет;
- выключить СПУУ-52;
- уйти на второй круг;
- выполнить повторный заход и посадку по-самолетному.

10.8. "Вихревое кольцо"

Попадание вертолета в режим "Вихревого кольца" возможно при вертикальном снижении со скоростью более 3 м/с или при моторном планировании с поступательной скоростью менее 40 км/ч и вертикальной - более 4 м/с.

Признаки:

- самопроизвольное увеличение вертикальной скорости;
- тряска и броски вертолета в стороны;
- ухудшение эффективности управления;
- неустойчивые показания указателей скорости и вариометра.

Действия:

- отклонением ручки управления "от себя" с одновременным увеличением мощности до взлетной перевести вертолет в разгон с углом тангажа на пикирование 10-20°, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 92%;
- при достижении скорости 60-80 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета.

Примечания. 1. При таком выводе вертолета из "вихревого кольца" потеря высоты составляет 50-200 м и зависит от:

- исходной величины поступательной скорости в момент входа в режим "вихревого кольца";
- величины вертикальной скорости снижения в момент вывода из режима "вихревого кольца";
- темпа разгона поступательной скорости (угла тангажа на пикирование) и увеличения мощности двигателей;
- веса вертолета;
- температуры наружного воздуха и атмосферного давления.

2. При запаздывании с выводом из "вихревого кольца" вертикальная скорость может достигать 20 м/с.

3. Величина угла тангажа при разгоне скорости зависит от высоты в момент вывода из "вихревого кольца".

10.9. Земной резонанс (пока не моделировалось)

Признаки:

- возникновение быстро нарастающих колебаний вертолета при опробовании двигателей, на рулении, на пробеге после посадки или при выполнении взлета.

Действия:

- при возникновении быстро нарастающих колебаний вертолета в процессе опробования двигателей необходимо энергично

переместить рычаг общего шага в нижнее положение и одновременно повернуть до упора влево рукоятку коррекции газа;

- при возникновении усиливающихся колебаний на пробеге после посадки, при взлете и рулении отклонить рычаг общего шага вниз до упора, коррекцию газа вывернуть влево, ручку управления удерживать в нейтральном положении и использовать тормоза колес.

Если во всех указанных случаях колебания вертолета не прекращаются, выключить двигатели.



11. ВООРУЖЕНИЕ Ми-8МТВ2

Вооружение вертолета Ми-8МТВ2 может включать ракетное неуправляемое, стрелково-пушечное, бомбардировочное вооружение и систему минирования (пока не реализовано) в различных вариантах сочетания.

Система вооружения предназначена для размещения на вертолете, управления режимами боевого применения и собственно боевого применения оружия согласно предназначению. Включает в себя (Рис. 11.1 и Рис. 11.2):

- фермы с 6-ю балочными держателями БДЗ-57КрВ и приборами управления стрельбой (ПУС);
- АЗСы и выключатели цепей систем сигнализации и управления оружием;
- верхний и нижний щитки пульта вооружения командира экипажа;
- пульт бомбардировочного вооружения летчика-штурмана;
- щиток электросбрасывателя (ЭСБР-ЗП/А);
- пульт минного вооружения (не реализован);
- щиток переключения режима стрельбы носового пулемета ПКТ (пулемет не реализован);
- прицел ПКВ командира экипажа;
- прицел ОПБ-1р летчика штурмана (не реализован);
- кнопки стрельбы (пуска) оружия на каждой РППУ, кнопки сброса бомб (подвесок) на прицеле ОПБ-1р и две КСБ-49 с гибким проводом (у левого и правого пилотов);
- фотоконтрольный прибор для контроля применения оружия АКС-2;
- подсистемы оружия и авиационные средства поражения (АСП):
 - неуправляемое ракетное вооружение (включает в себя блоки Б8В20-А с неуправляемыми авиационными ракетами (НАР) калибра 80-мм различных типов);
 - пушечное вооружение (включает в себя универсальные пушечные контейнеры УПК-23-250 с двуствольными пушками ГШ-23Л и снарядами 23-мм);
 - стрелковое вооружение (включает в себя гондолы универсальные вертолетные ГУВ-8700 (9-А-669) со встроенными пулеметами ЯкБ-12,7 (9-А-624) и ГШГ-7,62 (9-А-622), или со встроенным гранатометом АГС-17 "Пламя-А" (9-А-800)), а также стрелковое вооружение в грузовой кабине;
 - бомбардировочное вооружение (включает в себя бомбы калибра 100, 250 и 500кг различных типов и зажигательные баки (пока не реализованы));
 - Вертолетная система минирования (включает в себя контейнеры вертолетной системы минирования К-29 по 29 кассет в каждом с различными минами (пока не реализованы)).



1. Предохранительный выключатель вооружения (над левым блистером)
2. Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа
3. Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа
4. Прицел ПКВ командира экипажа
5. Кнопка сброса бомб КСБ-49 левого пилота
6. Кнопка стрельбы (пуска) оружия на левой РППУ
7. Щиток электросбрасывателя (ЭСБР-ЗП/А)
8. Кнопка стрельбы (пуска) оружия на правой РППУ
9. Прицел ОПБ-1р летчика штурмана (пока не реализован)
10. Кнопка сброса бомб КСБ-49 правого пилота
11. Пульт бомбардировочного вооружения летчика-штурмана
12. Панель АЗС системы вооружения

Рис. 11.1. Размещение элементов системы вооружения Ми-8MTB2 в кабине пилотов вертолета.

11.1. Фермы с 6-ю балочными держателями БДЗ-57КрВ и приборами управления стрельбой (ПУС)

Предназначены для подвески оружия и обеспечения поступления к оружию управляющих электрических импульсов. Нумерация – справа налево, если смотреть на вертолет спереди. Для обеспечения управления стрельбой НАР в БДЗ-57КрВ №1, 6, 3 и 4 установлены приборы управления стрельбой ПУС-36-71, которые обеспечивают выдачу импульсов на пуск ракет С-8 с интервалом 0.05сек между ракетами одного блока. Это обеспечивается использованием механических вращающихся контактов и системой реле, что позволяет не подавать импульсы в те стволы, которые уже отстрелялись. ПУС 1 обеспечивает отстрел НАР из блоков на держателях №1 и2 ([Рис. 11.2](#)), ПУС №6 – из блоков на держателях №5 и6, ПУС №3 –из блока №3, ПУС №4 –из блока №4. Положение скользящих контактов ПУС на стволе №1 для ПУС №4 (к примеру) сигнализируется табло ПУС 4 ВЗВЕДЕН на верхнем щитке пульта вооружения командира экипажа.



Рис. 11.2. Нумерация балочных держателей БДЗ-57КрВ на фермах.

11.2. АЗСы и выключатели цепей систем сигнализации и управления оружием

АЗСы СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ предназначены для защиты цепей системы вооружения от короткого замыкания. Расположены слева вверху на панели АЗС ([Рис. 11.3](#))



Рис. 11.3. АЗС вооружения.

ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ. Предназначены для подключения электроцепей оружия к органам управления оружием (не путать с главными выключателями подсистем оружия, которые подсоединяют цепи вооружения к энергосистеме вертолета). Расположены над сдвижным блистером левого летчика. Без включения предохранительных выключателей пуск (стрельба), а также сброс бомб (подвесок) не будет работать. Необходимы для безопасной работы наземного персонала при подготовке вооружения.



Рис. 11.4. Расположение предохранительных выключателей вооружения вместе с плафоном, сигнализирующим об их включении (красного цвета).

11.3. Верхний и нижний щитки пульта вооружения командира экипажа

11.3.1. Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа

ВЕРХНИЙ ЩИТОК ПУЛЬТА ВООРУЖЕНИЯ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА (Рис. 1.5) предназначен для контроля готовности оружия, включения главных выключателей ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РС ГУВ и ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ МИННОГО ВООРУЖЕНИЯ (в текущей версии не задействован), аварийного сброса подвесок, для взведения ПУС, регулирования яркости сетки прицела ПКВ, а также для контроля остатка патронов 12.7, 7.62-мм, снарядов 23-мм или гранат 30-мм.

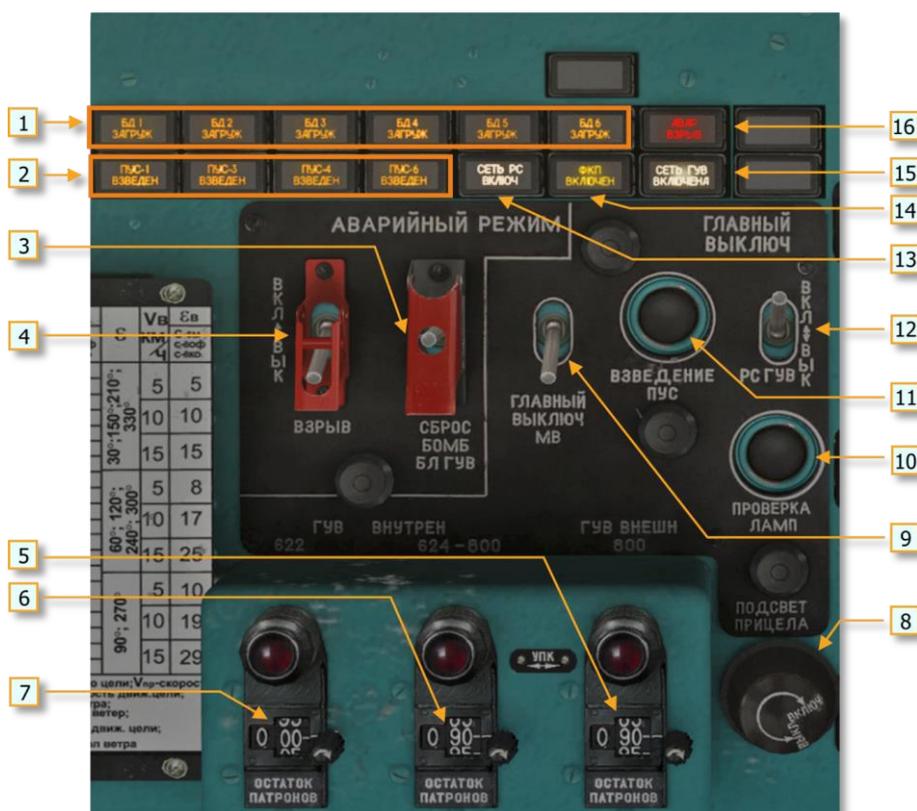


Рис. 11.5. Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа

1. Табло сигнализации о подвеске вооружения на балочные держатели
2. Табло сигнализации взведения ПУС
3. Нажимной выключатель аварийного сброса от командира экипажа (уходит ВСЯ подвеска)
4. Выключатель аварийного взрыва
5. Счетчик снарядов для правого УПК при варианте с УПК (или гранат, при смешанной подвеске)
6. Счетчик снарядов для левого УПК при варианте с УПК (или патронов ГУВ к пулеметам 12,7мм при смешанной подвеске)
7. Счетчик патронов ГУВ к пулеметам 7,62
8. Ручка регулирования яркости сетки прицела

9. Главный выключатель (ГВ) минного вооружения
10. Кнопка проверки ламп на щитке вооружения командира экипажа
11. Кнопка взведения ПУС
12. Главный выключатель для НАР, УПК и ГУВ
13. Табло, сигнализирующее о включении цепей НАР
14. Табло, сигнализирующее о включении фотоконтрольного прибора (ФКП, не смоделирован)
15. Табло, сигнализирующее о включении цепей ГУВ
16. Табло, сигнализирующее о включении цепи аварийного взрыва

(1) *ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ О ПОДВЕСКЕ ВООРУЖЕНИЯ НА БАЛОЧНЫЕ ДЕРЖАТЕЛИ.* Необходимы для сигнализации наличия подвесок на соответствующем БД.

(2) *ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ВЗВЕДЕНИЯ ПУС.* ПУС установлены непосредственно в БДЗ-57КрВ №1, 3, 4, 6. Сигнализируют о положении подвижного контакта прибора управления стрельбой в положении готовности к пуску НАР из ствола №1. ПУС-1 – для блоков на БД №1 и 2, ПУС-3 – для БД № 3, ПУС-4 – для БД № 4, ПУС-6 для блоков на БД №5 и 6.

(3) *НАЖИМНОЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ (ДВИГАТЬ ВВЕРХ) АВАРИЙНОГО СБРОСА* от командира экипажа. Применяется для быстрого облегчения вертолета при аварийной посадке, а также для сброса бомб, в случае невозможности их сброса от основной системы.

П р и м е ч а н и е . При аварийном сбросе от командира экипажа осуществляется сброс ВСЕХ подвесок, в отличие от аварийного сброса от летчика-штурмана: от правого выключателя аварийного сброса сбрасывается подвеска ТОЛЬКО согласно варианту, установленному на щитке бомбардировочного вооружения. Т.е. к примеру, при установке варианта I на щитке бомбардировочного вооружения и попытке выполнить аварийный сброс от летчика штурмана, ничего не произойдет, т.к. вариант I указывает системе вооружения, что висят блоки, и потому ни тактический, ни аварийный сброс не произойдет. Для аварийного сброса любой подвески от летчика штурмана необходимо установить на пульте управления БВ вариант II.

(4) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ АВАРИЙНОГО ВЗРЫВА.* Установить в положение ВКЛ при необходимости сбросить бомбы на взрыв. В случае варианта смешанной подвески (например, блоки и бомбы), сбросятся и бомбы, и блоки, но бомбы взорвутся при падении на землю.

(5) *СЧЕТЧИК СНАРЯДОВ* для правого УПК при варианте с УПК (или гранат, при смешанной подвеске).

(6) *СЧЕТЧИК СНАРЯДОВ* для левого УПК при варианте с УПК (или патронов ГУВ к пулеметам 12,7мм при смешанной подвеске).

(7) *СЧЕТЧИК ПАТРОНОВ* ГУВ к пулеметам 7,62.

П р и м е ч а н и е . Число патронов, устанавливаемое на шкале счетчика, должно равняться:

- для ГШ-23л – числу снарядов 23-мм в ленте, деленному на 2 (на счетчике 100, значит в ленте – 200);
- для пулеметов 9-А-624 – числу патронов, поделенному на 5 (в счетчике 10, значит в ленте 50);
- для пулеметов 9-А-622 числу патронов, поделенному на 4;
- для ГУВ в гранатометном варианте число на шкале должно соответствовать числу гранат в ленте.

(8) *РУЧКА РЕГУЛИРОВАНИЯ ЯРКОСТИ СЕТКИ ПРИЦЕЛА.* Регулирует яркость сетки. В игре по умолчанию установлено значение 50% от максимальной яркости.

(9) Главный выключатель (ГВ) минного вооружения **(в текущей версии не задействован)**.

(10) Кнопка проверки ламп на щитке вооружения командира экипажа. При ее нажатии загорятся все табло этого щитка.

(11) *КНОПКА ВЗВЕДЕНИЯ ПУС.* Предназначена для взведения ПУС без выполнения нажатия на боевую кнопку (на РППУ). Взведение ПУС – установка подвижных контактов приборов управления стрельбой в положение готовности к пуску НАР из ствола №1 каждого блока Б8. Взведение работает при установке ГВ РС ГУВ и предохранительных выключателей в положение ВКЛ, переключателя УПК–ПКТ–РС ([Рис. 11.6](#), 2) в положение РС и переключателя блоков в АВТО или положение, соответствующее текущее подвеске.

Примечание. Система вооружения НАР была доработана этой кнопкой по опыту применения Ми-8МТ в Афганистане, для возможности взведения ПУС в полете. Когда наземным специалистам по вооружению не было времени проводить подготовку оружия в полном объеме для огромной массы вертолетов, которые выполняли многократные вылеты в течение короткого времени. Невзведение ПУС перед боевым применением приводит к необходимости дополнительных нажатий на боевую кнопку для полного отстрела НАР из блоков или к отсутствию схода НАР при первом нажатии. Это обусловлено тем, что общее количество контактов, проходимых подвижным элементом ПУС, равно 36, а не 20. А количество пройденных контактов зависит от положения переключателя ПО8– ПО16–ПО4 ([Рис. 11.6](#), 1).

(12) *Главный выключатель для НАР, УПК и ГУВ* (ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. РС ГУВ). Предназначен для исключения случайного пуска оружия (случайной стрельбы). Включается непосредственно при выходе на линию боевого пути и необходим для подключения электроцепей пуска ракет, цепей сигнализации взведения ПУС, а также контроля наличия подвесок на балочных держателях.

(13) *Табло, сигнализирующее о включении цепей НАР.* Загорается после включения ГВ РС (12) и предохранительного выключателя вооружения ([Рис. 11.4](#)).

(14) Табло, сигнализирующее о включении фотоконтрольного прибора.

(15) *Табло, сигнализирующее о включении цепей ГУВ.* Загорается после включения варианта ГУВ на щитке бомбардировочного вооружения летчика штурмана и предохранительного выключателя вооружения ([Рис. 11.4](#)).

(16) Табло, сигнализирующее о включении цепи аварийного взрыва. Загорается в положение ВКЛ переключателя АВАР ВЗРЫВ.

11.3.2. Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа

Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа ([Рис. 11.6](#)) предназначен для выбора активного оружия (между НАР, 23-мм подвесными пушками или носовым пулеметом ПКТ), управления стрельбой НАР, управления режимами стрельбы ГУВ и работой фотоконтрольного прибора.

Примечание. Следует отметить, что для выбора ГУВ в качестве активного оружия необходимо установить переключатель вариантов на щитке бомбардировочного вооружения у правого пилота в положение ГУВ

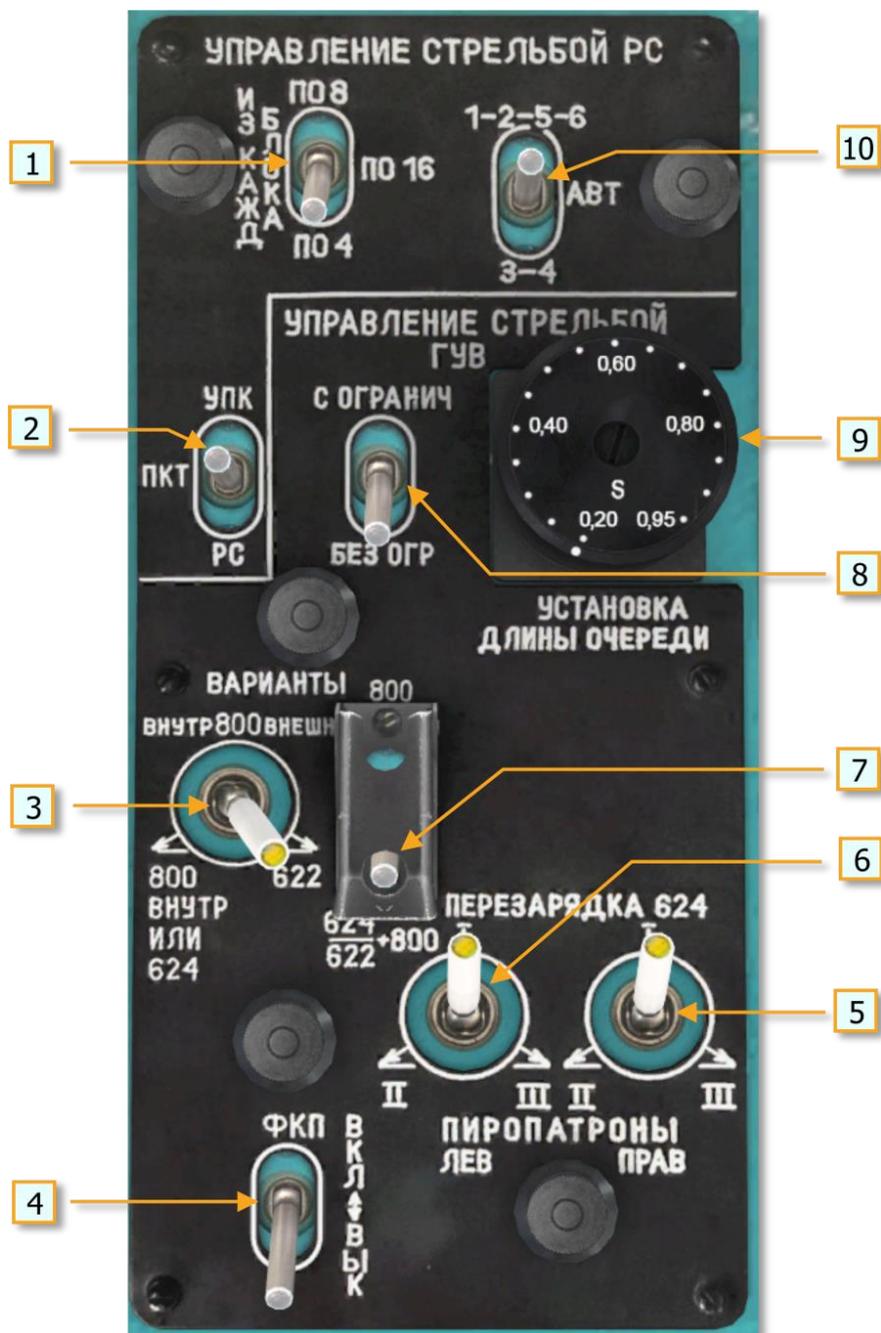


Рис. 11.6. Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа

1. Переключатель установки количества НАР в серии ПО8– ПО16 –ПО4 из каждого блока
2. Переключатель выбора оружия: УПК –ПКТ – РС.
3. Переключатель вариантов стрельбы из ГУВ
4. Выключатель фотоконтрольного прибора (не смоделирован)
5. Переключатель пиропатронов для перезарядки пулемета ЯкБ-12,7 правого ГУВ (три пиропатрона на пулемет: I II, III)
6. Переключатель пиропатронов для перезарядки пулемета ЯкБ-12,7 левого ГУВ (три пиропатрона на пулемет: I II, III)
7. Переключатель вариантов подвески ГУВ: положение 800 – только гранатометные ГУВ (1,2,5,6 БД); вариант 624/622+800 – смешанный вариант: 1, 6 гранатометные ГУВ, 2, 5 пулеметные ГУВ.
8. Выключатель ограничения длины очереди при стрельбе ГУВ
9. Ручка установки длины очереди при стрельбе ГУВ
10. Переключатель БЛОКИ, для выбора активных блоков при стрельбе НАР

(1) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ УСТАНОВКИ КОЛИЧЕСТВА НАР В СЕРИИ: ПО8– ПО16 –ПО4. Указывает количество НАР, выстреливаемых из каждого блока. К примеру, если

необходимо сделать залп из 8НАР при двух подвешенных блоках, то надо выбрать вариант ПО4.

(2) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА ОРУЖИЯ*: УПК – ПКТ – РС. Для выбора активного оружия, которое будет стрелять при нажатии на боевую кнопку (кроме ГУВ: для выбора ГУВ следует установить вариант ГУВ на щитке БВ летчика-штурмана). УПК – огонь из пушек УПК-23-250. ПКТ – огонь из носового ПКТ (не реализован) при его нахождении в походном положении. РС – пуск НАР из блоков Б8В20-А.

(3) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВАРИАНТОВ СТРЕЛЬБЫ ИЗ ГУВ*: ВНУТР 800 ВНЕШН – 800 ВНУТР ИЛИ 624 – 622. Положение ВНУТР 800 ВНЕШН – для выбора активным оружием гранатометов на БД№ 1 и 6. Положение 800 ВНУТР ИЛИ 624 – 622 – для выбора активным оружием ГУВ, подвешенных на БД № 2 и 5 (гранатометов или пулеметов ЯкБ-12.7). Положение 622 – для выбора активным оружием пулеметов ГШГ-7.62 на БД № 2 и 5. Работает совместно с переключателем вариантов подвески (7) ГУВ 800– 624/622+800. Все возможные результаты подключений оружия ГУВ при выборе различного взаимного положения переключателей (3) и (7) рассмотрены ниже.

(4) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ФОТОКОНТРОЛЬНОГО ПРИБОРА*. Включает в действие фотоаппарат, снимающий перекрестие прицела. Кадры делаются при каждом нажатии на боевую кнопку на РППУ командира экипажа.

(5) и (6) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ПИРОПАТРОНОВ* для перезарядки пулеметов ЯкБ-12,7 ГУВ. Перед стрельбой необходимо установить в положение I. Необходимы для перезарядки пулеметов 12.7 при осечках в стрельбе.

(7) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВАРИАНТОВ ПОДВЕСКИ ГУВ*: положение 800 – только гранатометные ГУВ (1,2,5,6 БД); вариант 624/622+800 – для выбора активного оружия при смешанном варианте: 1, 6 гранатометные ГУВ, 2, 5 пулеметные ГУВ. Работает совместно с (3). Все возможные результаты подключений оружия ГУВ при выборе различного взаимного положения переключателей (3) и (7) рассмотрены ниже.

(8) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛИНЫ ОЧЕРЕДИ ПРИ СТРЕЛЬБЕ ГУВ*: С ОГРАН – БЕЗ ОГРАН. В положении БЕЗ ОГРАН при нажатии и удержании боевой кнопки стрельба из ГУВ будет вестись до полного окончания боекомплекта. В положении С ОГРАН длина очереди устанавливается в соответствии с заданным значением на ручке (9).

(9) Ручка установки длины очереди при стрельбе ГУВ. Задаёт длину очереди ГУВ:

- для обеспечения стрельбы короткими и средними очередями на шкале переключателя устанавливается временной интервал 0,25 или 0,6с;
- при стрельбе из гранатомета при установке значения временного интервала 0,25—1,00 с расход гранат в очереди приблизительно равен величине временного интервала, умноженного на 10;
- при установке временного интервала 0,25с для пулемета ЯкБ-12,7 длина очереди составляет 15..18 патронов, для пулемета ГШГ-7,62 — 20..25 патронов, а при установке 0,6 с — соответственно 40—42 и 50—60 патронов.

(10) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ БЛОКИ, для выбора активных блоков при стрельбе НАР: 1-2-5-6 – АВТ – 3-4.

В положении 1-2-5-6 НАР при нажатии на боевую кнопку выходят в следующей последовательности:

- НАР №1 – из блока №1,
- через 0.025 сек – НАР №1 из блока №2;
- одновременно со сходом НАР из блока №1 сходит НАР №1 из блока №6, через 0.025с – из блока №5.

Интервал между сходом НАР из одного блока – 0.05с.

В положении АВТ – начинается сход ракет из блоков на БД№1, 2, 5 и 6, а после полного израсходования в них ракет, система автоматически переключается на блоки № 3 и 4. Во всех других положениях сходят ракеты из блоков, номера БД которых соответствуют положению переключателя.

11.4. Пульт бомбардировочного вооружения летчика-штурмана

Пульт бомбардировочного вооружения предназначен для сигнализации наличия и управления тактическим и аварийным сбросом подвешенного вооружения с балочных держателей, а также для подключения цепей ГУВ. Пульт находится справа на верхней жесткости каркаса фонаря кабины экипажа на рабочем месте летчика-штурмана (Рис. 11.7).



Рис. 11.7. Пульт бомбардировочного вооружения летчика-штурмана

1. Включение аварийного взрыва
2. Табло сигнализации включения цепи аварийного взрыва
3. Выключатель аварийного сброса
4. Табло сигнализации включения сети бомбардировочного вооружения
5. Табло (6шт) сигнализации наличия какой-либо подвески на БД3-57

6. Главный выключатель бомбардировочного вооружения
7. Кнопка проверки ламп
8. Галетный переключатель вариантов подвески
9. Схема-памятка по вариантам подвески
10. Выключатель обогрева ЭСБР (не задействован)

На пульте расположены:

- (1) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ВЗРЫВ* (закрыт колпаком) – для активации цепи аварийного взрыва при сбросе бомб;
- (2) *КРАСНОЕ ТАБЛО АВАР. ВЗРЫВ* — для сигнализации готовности цепи аварийного сброса авиабомб на взрыв, загорается после включения выключателя ВЗРЫВ;
- (3) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СБРОС БОМБ* (закрыт колпаком) – для аварийного сброса бомб;
- (4) *БЕЛОЕ ТАБЛО СЕТЬ БВ ВКЛЮЧ.* — для сигнализации включения цепи сброса бомб, загорается после включения выключателя ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ;
- (5) *ШЕСТЬ ЖЕЛТЫХ ТАБЛО БД1 ЗАГРУЖ — БД6 ЗАГРУЖ* — для сигнализации наличия бомб на держателях, загораются при включении главного выключателя БВ;
- (6) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ* — для включения цепей боевого сброса бомб;
- (7) *КНОПКА ПРОВЕРКА СИГН. ЛАМП* — для проверки исправности всех ламп на пульте штурмана и летчика;
- (8) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ*, который в зависимости от варианта применения средств поражения обеспечивает подключение к цепи боевого и аварийного сброса только тех держателей, на которые подвешены бомбы (главная задача – не допустить случайного сброса "НЕ бомбового" вооружения). Имеет пять положений.

- I – "все блоки": в этом положении, несмотря на включение всех цепей для тактического (боевого) сброса, при нажатии на одну из трех кнопок СБРОС (КСБ-49 или на ОПБ1р) сброса бомб, и вообще любого вооружения с БД не произойдет;

Примечание. Необходимо помнить, что система сброса ничего "не знает" о типе подвешенного вооружения кроме как "читая" положение галетного переключателя (8).

- II – "все бомбы": в этом положении при нажатии любой кнопки СБРОС будет осуществляться поочередный сброс со всех БД любого подвешенного вооружения, начиная с БД-6 при первом нажатии;
- III – "4 бомбы + 2 блока": в этом положении при нажатии любой кнопки СБРОС будет осуществляться поочередный сброс с БД 6-1-5-2 любого подвешенного вооружения, начиная с БД-6 при первом нажатии;
- IV – "2 тяжелые бомбы + 2 блока": в этом положении при нажатии любой кнопки СБРОС будет осуществляться поочередный сброс только с БД 5-2 любого подвешенного вооружения, начиная с БД-5 при первом нажатии;
- V – "2 тяжелые бомбы + 2 обычные": в этом положении при нажатии любой кнопки СБРОС будет осуществляться поочередный сброс с БД 5-2-4-3 любого подвешенного вооружения, начиная с БД-5 при первом нажатии;

Примечание. Прочерк для вариантов IV и V на схеме-памятке означает, что импульс на сброс с



этих БД (с прочерком) системой подаваться не будет, символ  означает тяжелую бомбу или зажигательный бак, однако это значения не имеет: если летчик установит это положение при подвешенных Б8В20, ГУВ или УПК на БД 5 и 2, то успешно будет выполнен сброс этого вооружения.

- ГУВ – это положение предназначено для подключения цепей питания стрельбой ГУВ. Это положение "перекрывает" логику всех остальных переключателей, т.е. если оно включено, кроме стрельбы ГУВ никакой стрельбы из другого оружия или сброса с держателей происходить не будет (кроме аварийного сброса от командира экипажа).

(10) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВ ЭСБР* — для включения обогрева электросбрасывателя при отрицательных температурах (в игре не реализован).

11.5. Щиток электросбрасывателя (ЭСБР-3П/А)

Электросбрасыватель ЭСБР размещен в кабине экипажа под приборной доской летчика-штурмана. Обеспечивает одиночный или залповый сброс авиабомб, а также выбор очередности для тактического сброса любой подвески.



Рис. 11.8. Пульт электросбрасывателя.

1. Рукоятка подачи импульсов

3. Выключатель СБРОС БОМБ

2. Лимб ЭСБР с оцифровкой

На передней панели ЭСБР размещены:

(1) *РУКОЯТКА ПОДАЧИ ИМПУЛЬСОВ*, которая имеет два положения для установки: положение I — для одиночного сброса и положение II — для залпового сброса одновременно с двух держателей;

(2) *ЛИМБ С ОЦИФРОВКОЙ* для контроля сброшенных бомб, а также для ручного назначения очередности (недокументированные возможности) очередности подачи импульсов на БД для сброса бомб;

(3) *ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СБРОС БОМБ* — для подключения ЭСБР к цепи сброса авиабомб.

Для СБРОСА БОМБ кроме включения АЗС, установки варианта подвески и включения главного выключателя БВ необходимо корректно установить ЭСБР в соответствующее задаче положение рукояткой (1) и включить его (3).

При установке рукоятки (1) в положение \ и 0 лимба ничего не будет работать, эти положения нужны для тестирования ЭСБРа с помощью специальных устройств.

ПОЛОЖЕНИЕ I. Дает команду ЭСБРу осуществлять сброс бомб по одной, начиная с БД-6 и далее поочередно БД-1-5-2-4-3, если на пульте бомбардировочного вооружения будет установлен вариант II. Однако умелое использование ЭСБР позволяет выбрать любую подвеску для сброса с первого нажатия. К примеру, если необходимо сбросить груз с БД 3, то необходимо:

- отключить ЭСБР – (3) в положение Выход;
- установить вариант II на пульте БВ (можно и V, но тогда дальнейшие действия будут отличаться);
- установить рукоятку на ЭСБРе (1, [Рис. 11.8](#)) в положение арабской 5.

Далее, при включении ЭСБРа это будет воспринято им как то, что уже были поданы импульсы сброса на БД 6-1-5-2-4 и сошло 5 бомб. И теперь следующее нажатие СБРОС приведет к сходу бомбы (или чего бы то ни было) с держателя БД-3. Если все вооружение для сброса бомб включено (см. выше) и летчик начнет поворачивать рукоятку ЭСБРа (1) руками, то с каждым щелчком после римской I будет осуществляться сброс одной бомбы (или чего бы то ни было, если вариант подвески на щитке БВ летчика-штурмана выбран II).

ПОЛОЖЕНИЕ II. Дает команду ЭСБРу осуществлять сброс бомб парами, начиная с БД-6+1 и далее поочередно БД-5+2, 4+3, если на щитке бомбардировочного вооружения будет установлен вариант II. В этом положении также можно вручную изменить последовательность обработки БД для сброса, руководствуясь методикой, описанной выше.

В вариантах IV и V на щитке БВ летчика штурмана (при условии, что все оборудование для сброса включено) с первым нажатием на СБРОС будет осуществляться сброс с держателя БД-5 (или БД5+2, если на ЭСБРе было установлено II). Т.е. на БД 6 и 1 импульсы на открытие замков подаваться не будут.

11.6. Пульт минного вооружения (не реализован)

Реализация отложена

11.7. Щиток переключения режима стрельбы носового пулемета ПКТ (пулемет не реализован)

Реализация носового ПКТ не планируется.

11.8. Прицел ПКВ командира экипажа

Вертолетный коллиматорный прицел ПКВ ([Рис. 11.9](#)) предназначен для прицеливания и определения дальности до цели внешнебазовым способом при стрельбе из ПКТ и пушек, пусках неуправляемых ракет и бомбометания.

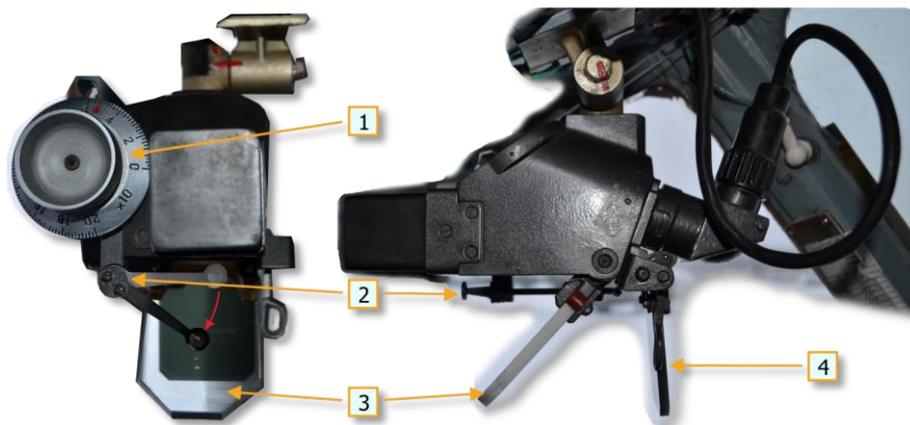


Рис. 11.9. Внешний вид прицела ПКВ (фронтальный и сбоку)

- | | |
|--|----------------|
| 1. Лимб, | 3. Отражатель |
| 2. Механический дублер (стрелкой показано направление приведения в рабочее положение), | 4. Светофильтр |

При включении АЗС СИГНАЛИЗАЦИЯ включается лампа прицела и в отражателе появляется сетка прицела, имеющая кольца и деления [Рис. 11.10](#).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ ДО ЦЕЛИ (D_t) с помощью ПКВ можно выполнить по зависимости:

$$D_t = \frac{b_t}{\psi_{t-mils}} \times 1000$$

где b_t – база цели (известное расстояние между левой и правой частью объекта);

ψ_{t-mils} – угловое расстояние между этими же элементами в прицеле в тысячных долях радиана.

Для примера, объект имеющий расстояние по фронту между крайними точками 100м в прицеле будет занимать 100тыс радиана с дальности 1000м.

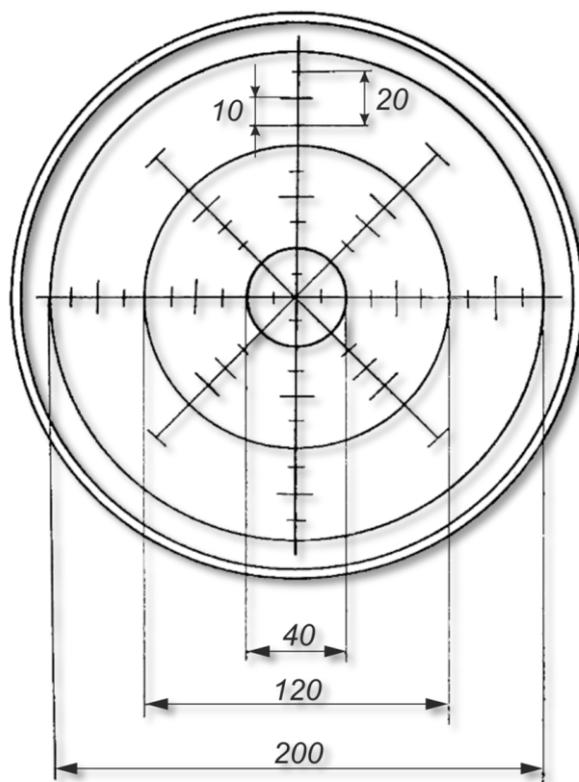


Рис. 11.10. Сетка прицела ПКВ с указанием размера ее элементов в тысячных долях радиана

Прицел установлен перед левым летчиком на специальном кронштейне. Для выполнения прицеливания летчику приходится поднимать сидение на 15..20см.

Основные данные прицела см. [Табл. 11.1](#)

Табл. 11.1

Угловая величина радиуса колец сетки прицела:	Размеры
малого	20 тыс.радиана
среднего	60 тыс.
большого	100 тыс.
Угловая величина малого деления сетки	10 тыс.
Угловая величина большого деления сетки	20 тыс.
Оцифровка шкалы поворотного лимба .	Через 20 тыс.
Цена малого деления лимба	2 тыс.
Цена большого деления лимба	4 тыс.
Диапазон углов прицеливания, которые возможно устанавливать с помощью шкалы поворотного лимба .	0—200 тыс.(0-11,5°)
Угол визирования ПКВ относительно СГФ (шкала поворотного лимба в положении "0".....	57,5 тыс.(вверх)
Красная отметка на лимбе соответствует .	52,4тыс
Масса прицела	1,8 кг

Угол прицеливания вводится путем отклонения отражателя с помощью поворотного лимба **[LCtrl + 0]** (по часовой стрелке), **[LAlt + 0]** (против часовой стрелки) или указателем мыши (навести на лимб и, вращая колесо, изменять

угол установки прицела). Прицеливание осуществляется путем совмещения перекрестия прицела с целью (точкой прицеливания).

На случай выхода из строя оптической системы прицела предусмотрен механический дублер. Дальномерные штрихи перекрестия сетки прицела являются простейшим внешнебазовым дальномером и используются для определения дальности до целей с известными линейными размерами.

Подключение прицела к бортовой сети 27 В осуществляется включением АЗС СИГНАЛИЗАЦ. Для высвечивания сетки к прицелу через реостат ПОДСВЕТ ПРИЦЕЛА подсоединяется электроосветитель. При наличии яркого фона может быть использован откидной светофильтр (клавиатурную команду необходимо назначить самостоятельно или использовать мышь).

За угол прицеливания принят угол, учитывающий угол понижения траектории полета снаряда (пули), угол тангажа вертолета, угол установки оружия и угол установки прицела относительно СГФ. Таким образом, *УГОЛ ПРИЦЕЛИВАНИЯ* ([Рис. 11.11](#)) – это угол между "линией бросания" оружия (на схеме – "ось оружия") и линией визирования на цель.

Углы прицеливания в зависимости от дальности до цели, скорости полета, режима (ГП или пикирование) рассчитываются для каждого вида вооружения. [Таблицы углов прицеливания](#) приведены в разделе Боевое применение.

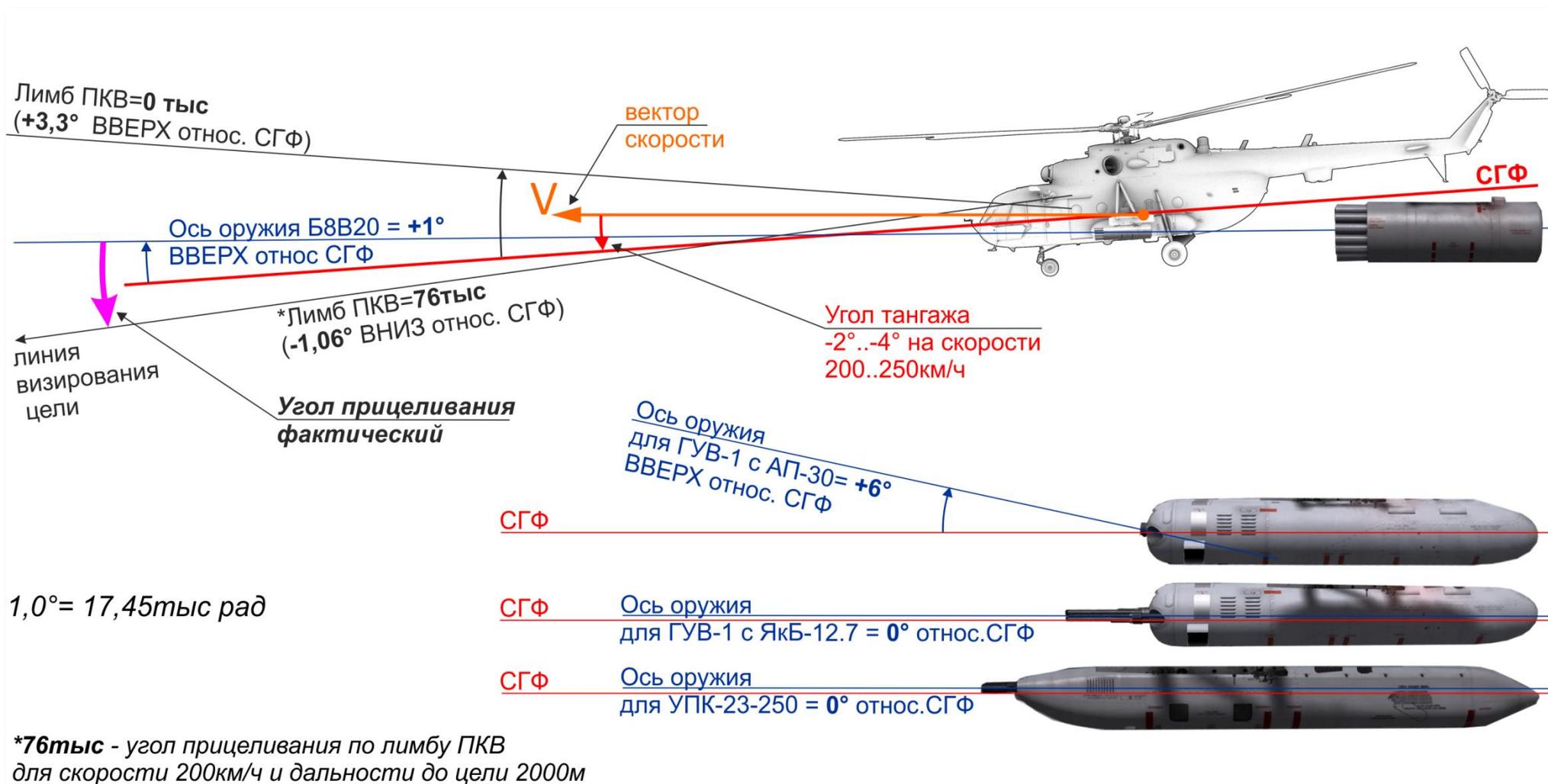


Рис. 11.11. Схема углов, которые учитываются при выполнении прицеливания перед стрельбой из стрелково-пушечного оружия и НАР.

11.9. Прицел ОПБ-1р летчика штурмана (не реализован)

(решение о реализации пока не принято).

11.10. Кнопки пуска (стрельбы) оружия и сброса



Кнопки пуска оружия **[Space]** – на каждой РППУ позволяют применять все вооружение (кроме бомбового). Кнопки сброса бомб (подвесок) **[B]** – одна на прицеле ОПБ-1р (не реализована) и две КСБ-49 с гибким проводом (у левого и правого пилотов слева и справа от приборной доски соответственно), [Рис. 11.1](#), 5, 10. Эти кнопки для нажатия мышью в игре недоступны, работает только клавиатурная команда.

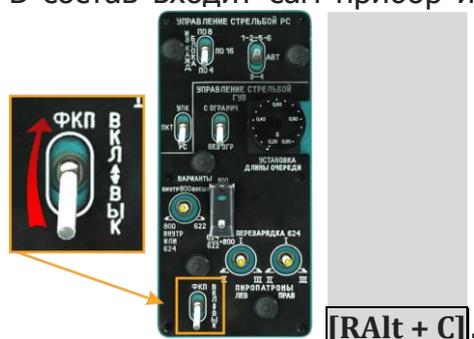
11.11. Фотоконтрольный прибор АКС-2

Фотоконтрольный прибор (ФКП) установлен на не сбрасываемой левой



спецферме и предназначен для фотоконтроля результатов прицеливания командиром экипажа по цели.

В состав входит сам прибор и АЗС ФКП на нижнем щитке командира экипажа



Включение ФКП осуществляется при нажатии боевой кнопки на любой из РППУ при пуске НАР, стрельбе из УПК-23, ГУВ-1 (АЗС ФКП на пульте управления стрельбой должен быть в положении ВКЛ).

Основные данные АКС-2, [Табл. 11.2](#).

Табл. 11.2

Параметр	Значение
скорость съемки	24 или 48 кадр / с
открытый сектор обтюратора (устройство, предотвращающее блики от солнца)	120°
размеры кадра	16 x 22 мм
применяемая киноплёнка	35мм (перфорированная)
выдержка:	
при скорости съемки 24 кадр/с	1/50 с
при скорости съемки 48 кадр/с	1/100с
запас пленки в кассете	60 м
продолжительность непрерывной съемки:	
при скорости съемки 24 кадр/с	2 мин.12 сек.
при скорости съемки 48 кадр/с	1 мин.6 сек.
фокусное расстояние	135 мм
максимальный потребляемый ток	12 А
напряжение питания	27 В
габаритные размеры	474x139x210 мм
Вес	9,1 кг

В игре реализована скорость съемки 24 кадра в секунду.

Примечание. Оптическая ось прибора расположена параллельно СГФ, поэтому положение центра кадра относительно цели, полученного в ФКП, будет немного отличаться от положения перекрестия прицела ПКВ относительно цели на скриншоте, если угол прицеливания на лимбе ПКВ отличается от значения 57,5 тыс (для переводчика – mil).

Результат работы ФКП можно увидеть во время игры или при просмотре трека. Для этого необходимо включить опцию GUN CAMERA MODE в настройках игры:



- OFF – выключено;
- ONLY FOR TRACKS – будет видим только в треке;
- ON – будет виден сразу при стрельбе (может вызвать небольшое падение частоты кадров при малом быстродействии компьютера игрока).

Все моменты нажатия на любую из кнопок стрельбы будут показаны как "фото", сделанное прибором АКС-2:



Рис. 11.12. Расположение и вид снимка камеры ФКП АКС-2

11.12. Подсистемы оружия и авиационные средства поражения (АСП)

Система вооружения Ми-8МТВ2 включает в себя несколько подсистем, благодаря чему имеется возможность применять вооружение Ми-8МТВ2 в различных вариантах его сочетания (подвески).

Варианты вооружения Ми-8МТВ2

Варианты подвесок средств поражения при боевом применении вертолета по наземным и воздушным целям на балочных держателях (Рис. 11.2) приведены в Табл. 11.3.

Табл. 11.3.

Варианты средств поражения при боевом применении вертолета для точек подвески № 1–6						Применение в ВС РФ
1	2	3	4	5	6	
–	Б8	Б8	Б8	Б8	–	да
Б8	Б8	Б8	Б8	Б8	Б8	нет ¹
–	УПК	Б8	Б8	УПК	–	да
Б8	УПК	Б8	Б8	УПК	Б8	нет
–	АБ-250,100	Б8	Б8	АБ-250,100	–	да
АБ-250,100	АБ-250,100	Б8	Б8	АБ-250,100	АБ-250,100	нет
АБ-250,100	АБ-250,100	АБ-250,100	АБ-250,100	АБ-250,100	АБ-250,100	да
–	АБ-500	АБ-250,100	АБ-250,100	АБ-500	–	да
ГУВ (гран)	ГУВ (пул)	Б8	Б8	ГУВ (пул)	ГУВ (гран)	нет
ГУВ (гран)	ГУВ (пул)	–	–	ГУВ (пул)	ГУВ (гран)	да
ГУВ (гран)	ГУВ (гран)	–	–	ГУВ (гран)	ГУВ (гран)	да
–	ВСМ	ВСМ	ВСМ	ВСМ	–	да
–	УПК	ВСМ	ВСМ	УПК	–	да
ГУВ (гран)	ГУВ (гран)	ВСМ	ВСМ	ГУВ (гран)	ГУВ (гран)	да
ГУВ (гран)	ГУВ (пул)	ВСМ	ВСМ	ГУВ (пул)	ГУВ (гран)	нет

Примечание. В таблице обозначены:

- Б8 – блок для 80-мм НАР типа С-8хх;
- УПК – универсальный (унифицированный) пушечный контейнер УПК-23-250;

¹ Не применяется по административным причинам, но применение возможно согласно схемам цепей.

- АБ-250, 100 –авиационные бомбы калибра 250 и 100 кг различных модификаций;
- ГУВ (пул) – гондола универсальная вертолетная ГУВ-8700 с 1х12,7мм пулеметом ЯкБ-12,7 и 2х7,62мм пулеметами ГШГ-7,62;
- ГУВ (гран) – гондола универсальная вертолетная ГУВ-8700 с 1х30мм гранатометом АГ-17А "Пламя-А";
- ВСМ – контейнер с минами из вертолетной системы минирования ВСМ-1 (не реализовано).

Во всех вариантах может быть использован пулемет "КОРД" 12.7-мм, устанавливаемый в проем двери грузовой кабины и пулемет "ПКТ" 7.62-мм на правой створке грузового люка.

11.12.1. Неуправляемое ракетное вооружение

Предназначение

Неуправляемое ракетное вооружение вертолета предназначено для поражения линейных и площадных (групповых) небронированных и бронированных наземных целей. На вертолете могут применяться блоки Б8В20-А с ракетами типа С-8 калибра 80мм различного снаряжения. Ранее применявшиеся блоки УБ-32А-24 с ракетами С-5 калибра 57мм сняты с вооружения.

Состав

В состав неуправляемого ракетного вооружения при применении блоков Б8В20-А входят:

- четыре двадцатиствольных блока Б8В20-А ([Рис.11.13](#)) (цепи вооружения позволяют применение 6 х Б8В20А);
- 80 неуправляемых ракет типа С-8 (С-8М, С-8АС, С-8Б, С-8КО, С-80Ф), (цепи вооружения позволяют применение 120 НАР С-8хх);
- приборы управления стрельбой ПУС-36-71 (4 ПУС), установленные в балочных держателях БДЗ-57КрВ №1, 3, 4 и 6;
- органы управления.



Рис.11.13. Зарядка блоков Б8В20-А на вертолет Ми-8МТВ5

Описание

Блоки Б8В20-А представляют собой силовой корпус, внутри которого смонтированы трубы-стволы, предназначенные для размещения неуправляемых ракет перед их применением, а также для их пуска ([Рис.11.14](#)).



Рис.11.14.Трубы – стволы блока Б8В20-А

Блоки подвешиваются на замки держателей БДЗ-57КрВ вертолета. Масса одного неснаряженного блока составляет 100 кг.

Масса снаряженных блоков зависит от типа ракет и составляет для Б8В20-А 332– 405 кг.

Основные *ДАННЫЕ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ (НАР)* типа С-8, применяемых в DCS:Mi-8MTV2 приведены соответственно в [Табл. 11.4](#).

Табл. 11.4

Модификация	С-8КОМ Рис. 11.15	С-8ОМ	С-8ЦМ Рис. 11.16	С-8ОФП2 Рис. 11.17
Предназначение	поражение средне бронированной б/т, ж/с	освещение целей	обозначение целей и объектов	поражение ж/с (усиленный фугасный и осколочный эффект), легко бронированной б/т
Диаметр, мм	80	80	80	80
Длина, мм	1570	1632	1632	1570
Стартовая масса, кг	11,3	12,1	11,1	16,7
Масса боевой /специальной части, кг	3,6	4,1	4,1	9,5
Масса ВВ, кг	0,9	***	***	2,9
Тип боевой /специальной части	кумулятивно-осколочная	осветительный заряд, начало горения ч\з 17с, время горения 40с	маркерный дым	осколочно-фугасная проникающая (срабатывание фугасного заряда с небольшой задержкой), осколок 3..6г, осколков 1000..2100
Скорость ракеты, м/с	до 650	до 545	670	до 450
Дульная скорость, м/с	37..52	37..52	37..52	37..52
Угол прицеливания с дальности 2000м, ГП, V=200км/ч, тыс.радиана	76	***	76	98



Рис. 11.15. НАР типа С-8КОМ



Рис. 11.16. НАР типа С-8ЦМ



Рис. 11.17. НАР типа С-80ФП2

Для обеспечения ведения серийно-залпового пуска ракет из блоков в различных вариантах в системе установлены приборы управления стрельбой (ПУС-36-71), которые предназначены для последовательной отработки и посылки в определенной последовательности импульсов электрического тока в блоки Б8В20-А, размещены в балочных держателях. ПУС-1 обеспечивает стрельбу из блоков, подвешенных на БД № 1 и 2, ПУС-3 – из блока БД№3, ПУС-4 – из блока БД№4, ПУС-6 – из блоков БД № 5 и 6.

В подвешенном состоянии оси блоков отклонены на один градус вверх относительно СГФ.

Действия с оборудованием и особенности боевого применения НАР [см.здесь](#).

11.12.2. Пушечное вооружение

Предназначение

Пушечное вооружение предназначено для поражения единичных и групповых (небронированных и легкобронированных) наземных целей при их визуальной видимости днем и ночью.

Состав

В состав пушечного вооружения входят:

- два универсальных (унифицированных) пушечных контейнера УПК-23-250 с установленной в каждом из них пушкой ГШ-23Л ([Рис. 11.18](#));
- два балочных держателя БДЗ-57КрВ(№ 2 и 5), на которые подвешиваются контейнеры;
- органы управления стрельбой из пушек.

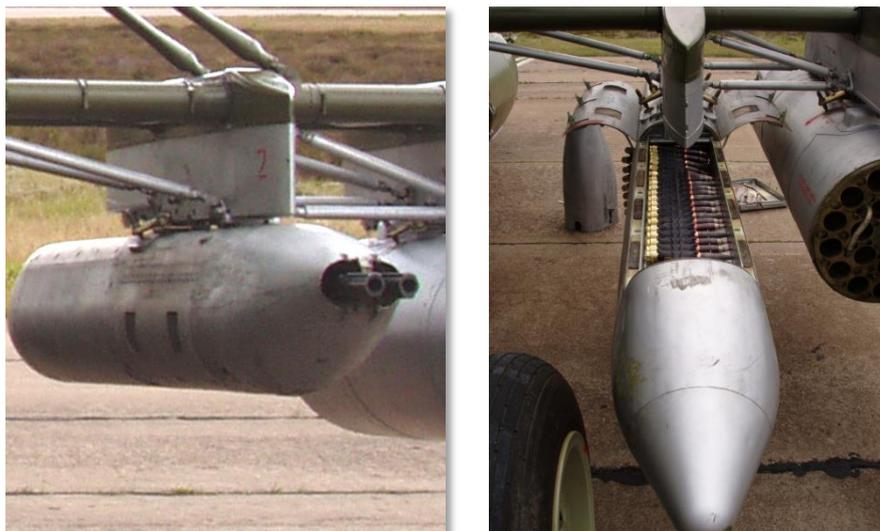


Рис. 11.18. УПК-23-250.

Описание

Боекомплект каждого контейнера УПК состоит из 250 снарядов калибра 23 мм. Масса одного снаряженного контейнера составляет 230 кг. При одном нажатии (даже относительно длительном) кнопки ОГОНЬ РС из пушек выпускается по 8-10 снарядов за 0,16с, т.е. установлено ограничение на длину очереди, очередь не регулируется.

Основные ТТХ пушки ГШ-23Л, встроенной в УПК-23-250, представлены в [Табл. 11.5.](#)

Табл. 11.5

Характеристики	Значения	
Калибр, мм	23	
Габаритные размеры, мм:		
длина	1537	
ширина	165	
высота	168	
Масса, кг	50±1.5	
Темп стрельбы, выстр/мин.	3000-3400	
Начальная скорость снаряда, м/с	715±15	
Сила отдачи, кгс	<2900	
Боекомплект, снарядов	250	
Максимальная очередь, выстрелов	10	
Термостойкость, выстрелов	250	
Применяемые снаряды:	ОФЗ-23-АМ-ГШ	БЗТ-23-АМ-ГШ

		
масса патрона, г	338	340
масса снаряда, г	184	186
свойства снаряда	осколочно-фугасно-зажигательный	бронебойно-зажигательный-трассирующий

Для выполнения прицеливания используется прицел ПКВ. При подвешенном состоянии контейнера УПК на вертолете ось ствола пушки ГШ-23Л параллельна СГФ.

Действия с оборудованием и особенности боевого применения УПК-23-250 [см.здесь](#).

11.12.3. Стрелковое вооружение с ГУВ

Предназначение

Стрелковое вооружение вертолета с ГУВ в пулеметном и гранатометном варианте предназначено для поражения одиночных и групповых небронированных и легкобронированных наземных целей при их визуальной видимости днем и ночью.

Состав

В состав стрелкового вооружения (с ГУВ) входят:

- гондолы ГУВ-1 (ГУВ-8700), снаряженные гранатометами АГ-17А ("Пламя-А", АП-30, 9-А-800) калибра 30 мм ([Рис. 11.19](#)), и гондолы, снаряженные (каждая) одним пулеметом ЯкБ-12,7 (9-А-624) калибра 12,7мм и двумя пулеметами ГШГ-7,62 (9-А-622) калибра 7,62мм ([Рис. 11.20](#));
- четыре балочных держателя БДЗ-57КрВ № 1, 2, 5, 6, на которые подвешиваются гондолы;
- органы управления стрельбой из оружия гондол.



Рис. 11.19. ГУВ-1 в гранатометном варианте.



Рис. 11.20. ГУВ-1 в пулеметном варианте.

Описание

В ГРАНАТОМЕТНУЮ ГОНДОЛУ ВСТРОЕН ГРАНАТОМЕТ АГ-17А ("Пламя-А", АП-30, 9-А-800) калибра 30-мм ([Рис. 11.21](#)).



Рис. 11.21. АГ-17А ("Пламя-А") и граната ВОГ-17.

Боекомплект гондолы с гранатометом состоит из 300 гранат калибра 30 мм. ТТХ гранатомета АГ-17А (АП-30), встроенного в ГУВ-1, и гранат для него представлены в [Табл. 11.6](#)

Табл. 11.6

Характеристики	Значения
Калибр, мм	30
Выстрел	ВОГ-17 (ВОГ-17М)
Масса гранатомета, кг	21..22
Начальная скорость гранаты, м/с	185
Дульная энергия, Дж	4791
Режимы огня	непрерывный
Темп стрельбы	600 в/мин
Прицельная дальность, м	1700
Дальность прямого выстрела по цели высотой 2 м, м	200..250
Масса выстрела / гранаты, г.	350 / 280 (из низ 36г ВВ)
Время самоликвидации, с	25-27
Радиус сплошного поражения ж\с гранатой, м	6..7

В ПУЛЕМЕТНЫЕ ГОНДОЛЫ (в каждую) встроены один пулемет ЯкБ-12,7 (9-А-624) калибра 12,7мм ([Рис. 11.22](#)) и два пулемета ГШГ-7,62 (9-А-622) калибра 7,62мм ([Рис. 11.23](#)).



Рис. 11.22. 4-х ствольный пулемет ЯкБ-12,7



Рис. 11.23. 4-х ствольный пулемет ГШГ-7,62

Боекомплект гондолы в пулеметном варианте состоит из 750 патронов калибра 12,7мм и 3400 патронов калибра 7,62 мм.

Пулемёт ЯкБ-12,7 выполнен по многоствольной схеме автоматики с вращающимся блоком стволов. Вращение блока стволов осуществляется при помощи газового двигателя кулачкового типа, в котором возвратно-поступательное движение поршня превращается во вращательное движение блока. Разгон блока осуществляется при помощи пружинного стартового устройства, которое запасает энергию в конце очереди выстрелов при торможении блока и постреле в этот момент двух последних патронов в очереди выстрелов. Работа автоматики пулемёта основана на использовании энергии пороховых газов, отводимых из стволов через газоотводные отверстия в газовый двигатель. Для стрельбы используются патроны от пулемёта А-12,7.

ТТХ пулеметов, встроенных в ГУВ-1, представлены в [Табл. 11.7](#).

Табл. 11.7

Характеристики	Значения			
	Калибр, мм	12,7		7,62
Габаритные размеры, мм:				
длина	1345		800	
ширина	145			
высота	190			
Масса, кг	45		19	
Темп стрельбы, выстр/мин.	4000-4500		6000	
Начальная скорость пули, м/с	810		850	
Сила отдачи, кгс	1400			
Боекомплект, патронов	750		1800	
Максимальная очередь, выстрелов	400		1000	
Живучесть, выстрелов	8000			
Применяемые патроны	12,7 БЗТ-44	12,7 Б-32	7,62 БТ 	7,62 Б-32 

			
Масса патрона, г	128 (БЗТ-44) 133,5 (Б-32)	21,6 (БТ) 22,9 (Б-32)	
Масса пули, г	44 (БЗТ-44) 48,2 (Б-32)	9,2 (БТ) 10,4 (Б-32)	
Свойства пули	БЗТ-44 – броневойно-зажигательно-трассирующая Б-32 – броневойно-зажигательная	БТ – броневойно-трассирующая Б-32 – броневойно-зажигательная	

Масса одной снаряженной гондолы в пулеметном варианте составляет не более 452 кг, а в гранатометном варианте — 274 кг.

Гондолы в гранатометном варианте подвешиваются на балочные держатели №1, 2, 5, 6 (в варианте с двумя гондолами — на держатели №1 и 6), а в пулеметном варианте — только на балочные держатели №2 и 5. При подвешенных к вертолету гондолах оси стволов пулеметов расположены относительно СГФ вертолета по вертикали под углом 0°, а оси ствола гранатометов — под углом +6°.

Возможна одновременная подвеска на вертолет гондол в пулеметном и гранатометном вариантах: гондолы в гранатометном варианте подвешиваются на БД № 1, 6, а в пулеметном — на БД № 2, 5. При этом стрельба из пулеметов и гранатометов выполняется отдельно.

Ограничения

ПОСЛЕ ОТСТРЕЛА КАЖДЫХ 400 ПАТРОНОВ ИЗ ПУЛЕМЕТА 9-А-624 (12.7) делать перерыв в стрельбе (в игре нет необходимости) для охлаждения оружия в полете в течение:

- 25 мин – при температуре наружного воздуха выше 10° С;
- 15 мин – при температуре наружного воздуха от +10 До —10°С;
- 5 мин – при температуре наружного воздуха ниже — 10° С;

ПОСЛЕ ОТСТРЕЛА КАЖДЫХ 1000 ПАТРОНОВ ИЗ ПУЛЕМЕТА 9-А-622 (7.62) в полете при температуре наружного воздуха 20° С и ниже время охлаждения пулемета должно быть не менее 25 мин. При температуре наружного воздуха выше 20° С

в полете допускается производить не более 1000 выстрелов из каждого пулемета. Последующая стрельба запрещается (в игре повреждения пулеметов от перегрева не реализованы).

Действия с оборудованием и особенности боевого применения УПК-23-250 [см.здесь](#).

11.12.4. Стрелковое вооружение в грузовой кабине

Предназначение

Стрелковое вооружение предназначено для ведения десантниками стрельбы по воздушным и наземным целям в полете и на земле при их визуальной видимости днем и ночью.

Примечание. Вариант оснащения стрелковым вооружением, описанный для игры, не является единственным вариантом, применяемым в реальности.

На вертолете предусмотрена возможность одновременной или отдельной стрельбы из следующих точек:

- проема левой сдвижной двери из пулемета КОРД 12.7-мм;
- люка правой створки грузового люка (в хвостовой части фюзеляжа) из пулемета ПКТ 7.62-мм.

Состав

В состав стрелкового вооружения вертолета DCS: Ми-8МТВ2 входят:

- один пулемет КОРД калибра 12.7-мм в проеме левой сдвижной двери с системой крепления к полу грузовой кабины (система крепления позволяет поворачивать пулемет в горизонтальной и вертикальной плоскостях в определенном диапазоне)



- один кормовой танковый пулемет ПКТ калибра 7.62-мм в люке правой створки грузового люка вместе со шкворнями и гильзосборником



Общее описание

Сводные ТТХ пулеметов представлены в Табл. 11.8

Табл. 11.8

№	Технические характеристики	КОРД-12.7 (дверной)		ПКТ-7.62 (кормовой)	
1	Калибр, мм	12,7		7.62	
2	Темп стрельбы, выстрелов в минуту	около 600		700	
3	Применяемый патрон	12,7 БЗТ-44	12,7 Б-32	7,62 БТ	7,62 Б-32
					
4	Масса патрона, г	128 (БЗТ-44) 133,5 (Б-32)		21,6 (БТ) 22,9 (Б-32)	
5	Масса пули, г	44 (БЗТ-44) 48,2 (Б-32)		9,2 (БТ) 10,4 (Б-32)	
6	Свойства пули	БЗТ-44 – броневойно-зажигательно-трассирующая Б-32 – броневойно-зажигательная		БТ – броневойно-трассирующая Б-32 – броневойно-зажигательная	
7	Начальная скорость пули м/с	860..820		855..800	

8	Прицельная дальность стрельбы, м	до 2000	До 1000
9	Масса ствола, кг	9,25	3,23
10	Масса ленты, кг	7,7 (50патронов)	9,4 (250патронов)
11	Углы наводки пулемета относительно стойки (фермы) крепления или шкворней:		
	в горизонтальной плоскости (от плоскости, перпендикулярной к СГФ и проходящей через точку крепления пулемета)	-30° (влево)..+45° (вправо)	От +10° (крайнее левое положение)..+75° (крайнее правое положение)
	в вертикальной плоскости (от плоскости параллельной горизонту пола кабины и проходящей через точку крепления пулемета)	+10° (вверх)...- 45° (вниз)	+10° (вверх)...- 45° (вниз)
12	Кучность боя (R50) на дистанции 100 м, мм	не более 300	
13	Технический ресурс, выстрелов	10000	
14	Бронепробиваемость, мм	до 20 на 100м дальности	до 5 на 500м дальности
15	Боекомплект на вертолете	12 лент (коробок) по 50 патронов	3 ленты (коробки) по 250 патронов

Углы наводки пулеметов в горизонтальной и вертикальной плоскости, [Рис. 11.24](#):

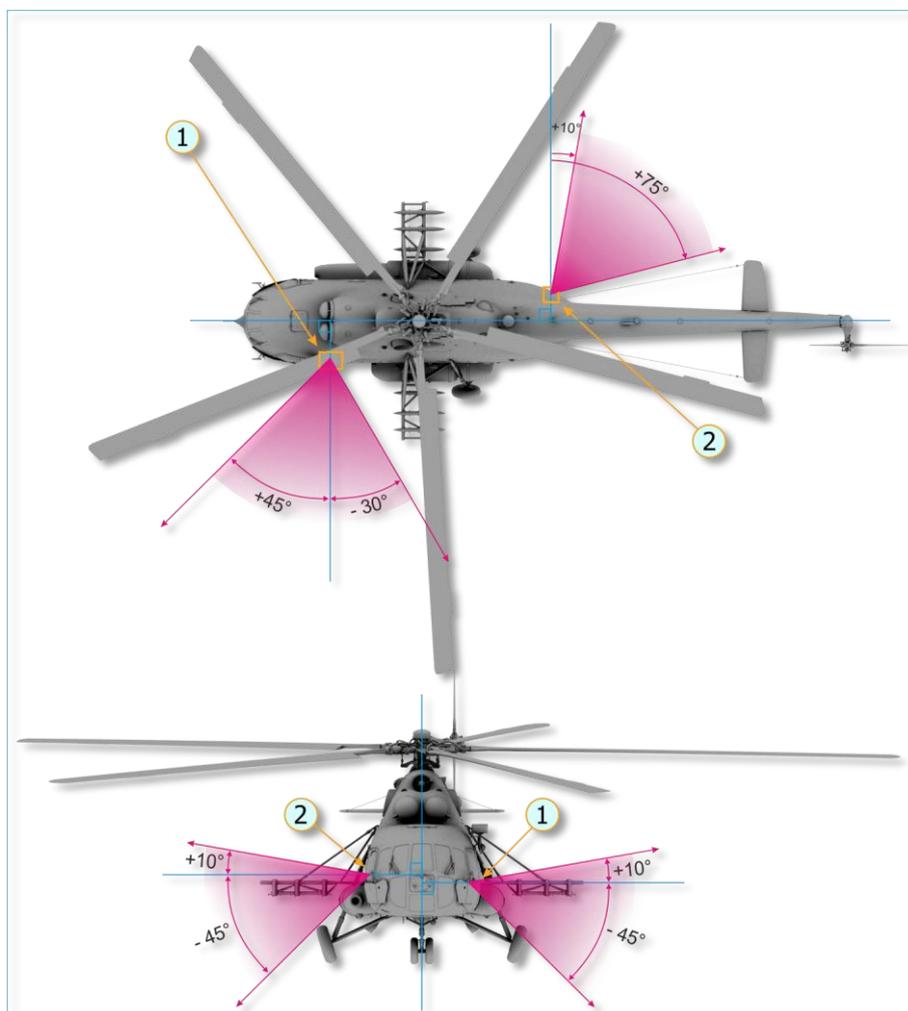


Рис. 11.24. Углы наводки пулеметов КОРД и ПКТ в горизонтальной и вертикальной плоскостях

1. Пулемет КОРД 12.7-мм

2. Пулемет ПКТ 7.62-мм

Пулеметы управляются ИИ-стрелками с возможностью настройки опций их поведения. Кроме того, КОРД 12.7-мм может управляться игроком.

Реализация пулемета КОРД 12.7-мм в игре

В игре пулемет прикреплен к полу грузовой кабины, [Рис. 11.25](#):

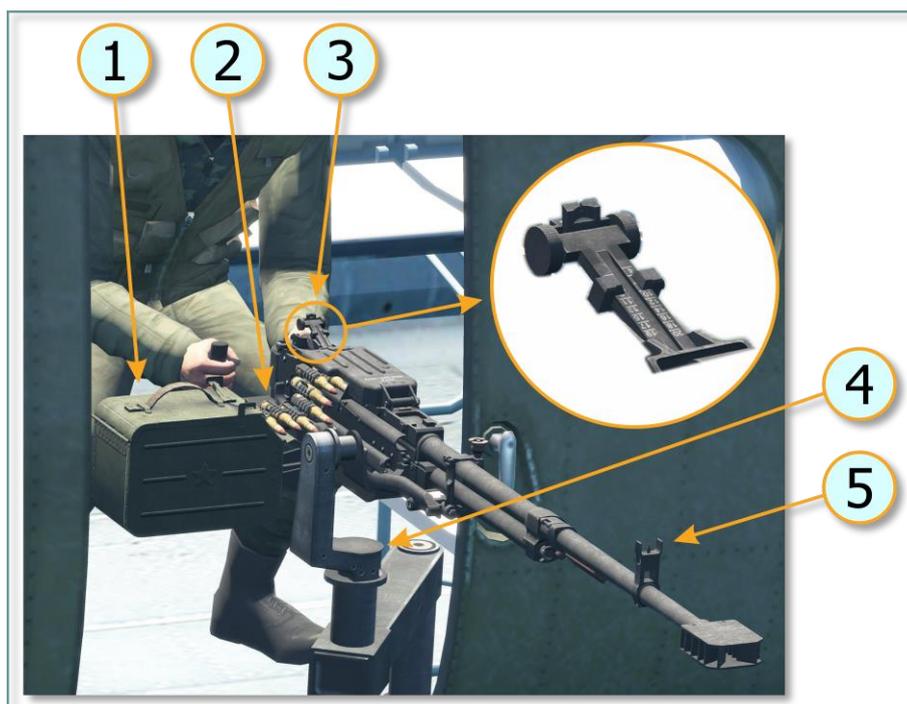


Рис. 11.25. Реализация пулемета КОРД 12.7-мм в игре, основные элементы

- | | |
|-------------------------------------|---|
| 1. Короб с патронами 12.7-мм (50шт) | 4. Система крепления к полу грузовой кабины |
| 2. Патронная лента с патронами | 5. Прицельная мушка |
| 3. Целик с прицельной планкой | |

Перезарядка новой ленты занимает 5-7 сек.

Применение пулеметов в игре [см.здесь](#).

11.12.5. Бомбардировочное вооружение

Предназначение

Бомбардировочное вооружение предназначено для выполнения прицельного бомбометания с горизонтального полета авиабомбами калибра 100, 250 и 500 кг при визуальной видимости днем и ночью.

Состав

В состав бомбардировочного вооружения входят:

- шесть балочных держателей [БДЗ-57КрВ](#) с замками БДЗ-55ТН;
- оптический прицел ОПБ-1Р со светосигнальной системой ЛЕВО – ПРАВО (не реализован);
- электросбрасыватель ЭСБР-ЗП/А;
- органы управления бомбардировочным вооружением ([пульт бомбардировочного вооружения](#) летчика-штурмана и [щиток электросбрасывателя](#)).

Описание

Прицеливание при бомбометании осуществляет летчик-штурман с помощью прицела ОПБ на высотах полета от 100 до 4000 м (в игре не реализовано). На

высотах менее 100 м прицеливание по дальности выполняет командир экипажа с помощью прицела ПКВ.

Кнопки КСБ справа от приборной доски летчика-штурмана и СБРОС БОМБ на прицеле ОПБ (не реализован) – для боевого сбрасывания авиабомб (подключаются к цепи сброса включением выключателя ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ).

Кнопка КСБ командира экипажа на левом борту – для боевого сбрасывания авиабомб (подключается к цепи сброса включением ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ);

Бомбардировочное вооружение обеспечивает командиру экипажа и летчику-штурману боевое (тактическое) и аварийное сбрасывание авиабомб. Боевое сбрасывание производится только на взрыв от кнопок КСБ в определенной последовательности, в зависимости от положения переключателя [ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ](#) и выбранного режима работы [ЭСБР](#).

Порядок работы во время боевого применения описан [здесь](#).

Применяемые АСП свободного падения

В игре применяются бомбы калибра 100 (ФАБ-100, САБ-100), 250 (ФАБ-250) ([Рис. 11.26](#)) и 500 (ФАБ-500М62) кг; **зажигательные баки пока не реализованы.**



Рис. 11.26. Фугасная авиабомба калибра 250кг

ФАБ – фугасные авиабомбы, предназначены для поражения живой силы боевой техники и других наземных объектов за счет поражающего действия в основном фугасного эффекта.

САБ – светящиеся авиабомбы, предназначены для освещения местности в ночных условиях. В локальных войнах (Таджикистан) применялись также и днем для превентивной¹ постановки ИК-помех с целью снижения эффективности ПЗРК с ИК-ГСН.

В игре бомбы снаряжены взрывателями мгновенного действия (планируется сделать с замедлением). Поэтому сброс бомб с ПМВ небезопасен для вертолета и экипажа.

¹ В ущельях непосредственно перед действием основной группы, группа обеспечения сбрасывала 4..6 САБов с высоты 6.000 и более, т.е. основная группа действовала под "факелами" от САБов.



12

*БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ
МИ-8МТВ2*

12. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ Ми-8МТВ2

12.1. Подготовка к боевому применению модуля

12.1.1. Снаряжение вертолета вооружением из редактора миссий

В случае самостоятельного создания миссии с боевым применением необходимо после установки вертолета на карту в редакторе миссий выполнить снаряжение его вооружением. Для снаряжения вертолета в миссии необходимым вооружением используется закладка "Подвески" (PAYLOAD) в редакторе миссий



Возможность подвески различного вооружения на балочные держатели 1–6, а также установки пулеметов КОРД и ПКТ в грузовой кабине схематично показаны на Рис. 12.1.

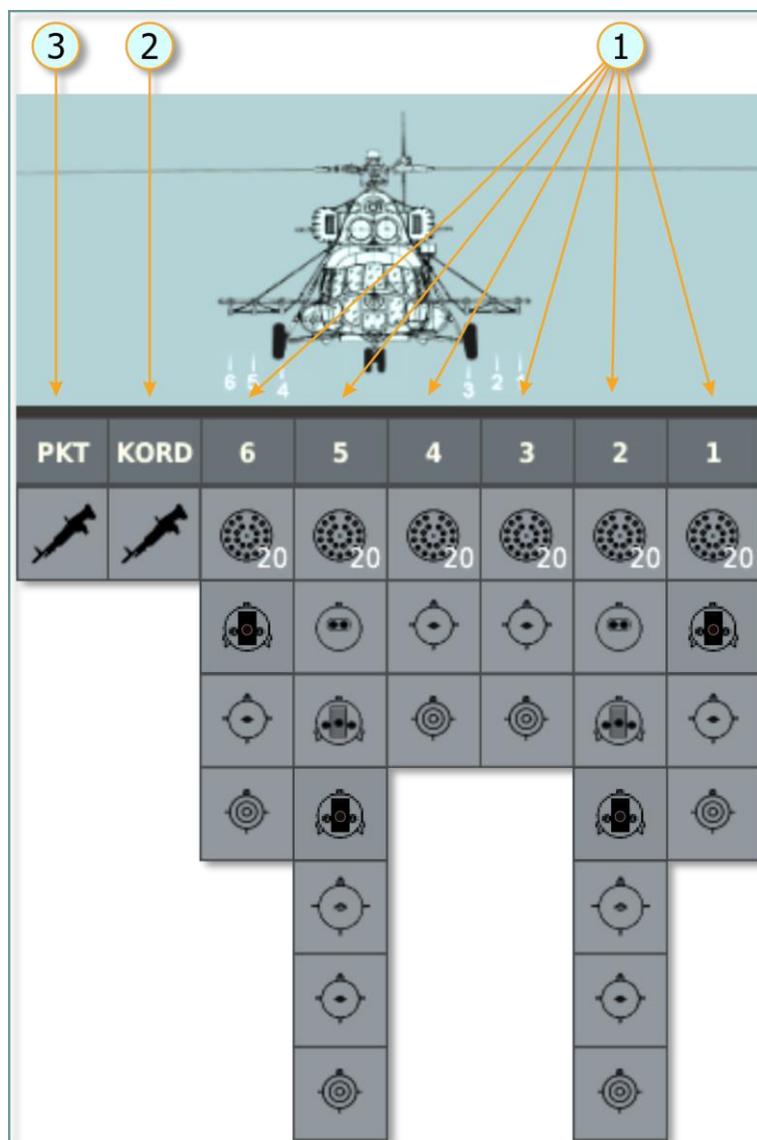


Рис. 12.1. Оснащение модуля МИ-8МТВ2 вооружением из редактора миссий

1. Возможный выбор подвесного вооружения на балочных держателях 1-6

2. Выбор установки пулемета КОРД 12.7 в проем двери грузовой кабины

3. Выбор установки пулемета ПКТ 7.62 в люк правой створки грузового люка

На схеме обозначены следующие подвески ([Табл. 12.1](#)):

Табл. 12.1

№ пп	Иконка в Редакторе миссий	Описание
1		блок НАР Б8В20
2		универсальный пушечный контейнер УПК-23 с двухствольной пушкой 23-мм
3		гондола универсальная вертолетная ГУВ-1 с одним пулеметом 12.7 и двумя пулеметами 7.62
4		гондола универсальная вертолетная ГУВ-1 с одним гранатометом 30-мм
5		бомба калибра 500кг
6		бомба калибра 250кг
7		бомба калибра 100кг

Более подробно о разработке миссий рассказано в [DCSW\Doc\DCS User Manual EN \(RU\).pdf](#)

12.1.2. Настройка "быстрых видов" для эргономичных действий с оборудованием кабины при выполнении миссии

Описано в разделе [14.4.2](#)

12.2. Особенность пилотирования с подвешенным вооружением

После подвески вооружения центровка вертолета смещается несколько вперед. Это приводит к изменению расходов РППУ и угла тангажа на основных режимах полета. В горизонтальном полете балансировочное положение РППУ вперед на 1/5..1/6 хода меньше, чем при полете без вооружения. Во время стрельбы НАР при больших залпах (по 8-16 НАР из каждого блока) наблюдается влияние реактивной струи двигателей НАР на срезы блоков, которое сопровождается небольшим моментом по тангажу (на пикирование).

12.3. Порядок включения подсистем вооружения

В п.12.3 рассматривается порядок работы с оборудованием для применения каждого вида вооружения от включения АЗС до нажатия на кнопку стрельбы (сброса). Включение оборудования по этапам боевого полета рассмотрено в п. [12.4](#).

12.3.1. Для применения НАР с Б8В20

На запущенном вертолете и наличии напряжения на шинах ВУ необходимо:

Таблица углов прицеливания для НАР

<p>1. Включить АЗСы на левой панели (показаны АЗС, необходимые только для выполнения стрельбы)</p>	
<p>2. Включить ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ [LAlt + S];</p>	
<p>3. На верхнем щитке управления вооружением командира:</p>	

<ul style="list-style-type: none"> а) кнопкой "ПРОВЕРКА ЛАМП" (1) проверить исправность ламп в табло (2) 	
<ul style="list-style-type: none"> б) включить "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РС, ГУВ" (а) и проконтролировать загорание табло: "БД 3, 4 (1, 2, 5, 6) ЗАГРУЖЕН" (b), "СЕТЬ РС ВКЛ." (с), "ПУС 3, 4 (1, 6) ВЗВЕДЁН" (d) в зависимости от варианта подвески оружия 	
<ul style="list-style-type: none"> с) если табло "ПУС .. ВЗВЕДЕН" не горит – кнопкой "ВЗВЕДЕНИЕ ПУС" установить ПУСы в исходное состояние; 	
<p>4. На нижнем щитке управления вооружением командира, на пульте УПРАВЛЕНИЕ СТРЕЛЬБОЙ РС:</p>	

<ul style="list-style-type: none"> а) переключателем "ИЗ КАЖДОГО БЛОКА – по 8 – по 16 – по 4" – установить количество НАР, которое требуется выпустить из каждого блока ("по8" – на одно продолжительное нажатие кнопки на РППУ будет выходить по 8 НАР из каждого блока, "по16" и "по4" – соответственно по 16 и по 4 НАР из каждого блока); по умолчанию в игре установлено значение "по 4" (вниз) 	
<ul style="list-style-type: none"> б) переключателем "1-2-5-6 – АВТ – 3-4" – подключить нужную группу блоков: в положении АВТ – начинается сход ракет из блоков на БД№1, 2, 5 и 6 (если они подвешены), а после полного израсходования в них ракет, система автоматически переключается на блоки № 3 и 4. Во всех других положениях переключателя ракеты сходят только из соответствующих цифрам блоков; по умолчанию в игре установлено положение АВТ (среднее положение) 	
<ul style="list-style-type: none"> с) переключателем "УПК-ПКТ-РС" – подключить цепи НАР к боевой кнопке, установив его в положение "РС" (вниз); по умолчанию в игре установлено положение "РС" 	

<p>5*. Включить фотоконтрольный прибор (ФКП) (не обязательно). Для просмотра снимков, сделанных ФКП, необходимо включить опции в особых настройках модуля</p>	 
<p>6. На пульте БВ летчика-штурмана - переключатель "ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ" установить в положение соответствующее подвешенному вооружению: стрельба будет возможна только с тех БД, которым соответствует символ  в варианте подвески (для Б8В20 это I (все блоки), III (блоки на 3 и 4 БД), IV варианты (блоки на 3 и 4 БД))</p>	 
<p>7. Нажать кнопку РС (на ручках управления вертолетом под предохранительным колпачком) – произойдет пуск ракет [Space].</p>	

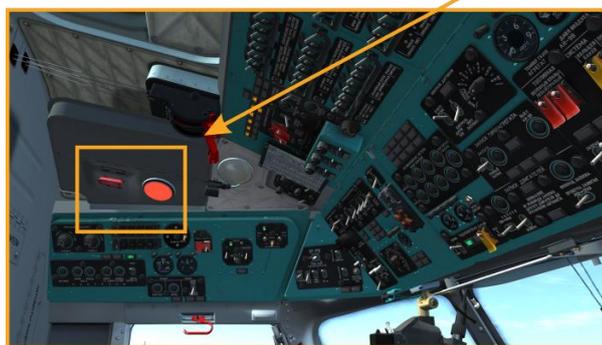
12.3.2. Для применения пушечного вооружения 23-мм с УПК-23-250

На запущенном вертолете и наличии напряжения на шинах ВУ необходимо:

1. Включить АЗСы на левой панели
(показаны АЗС, необходимые только для выполнения стрельбы)



2. Включить ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ [LAlt + S];

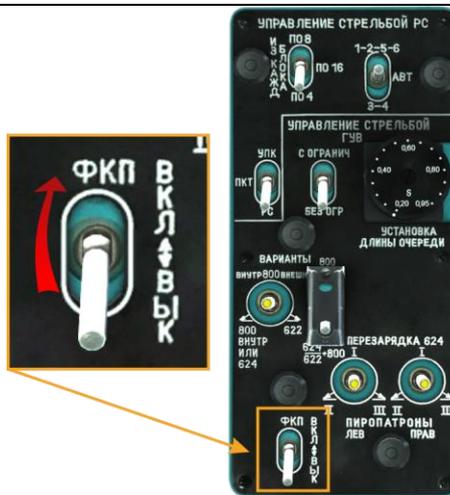


3. На верхнем щитке управления вооружением командира:



<ul style="list-style-type: none"> а)* кнопкой "ПРОВЕРКА ЛАМП" (1) проверить исправность ламп в табло (2) 	
<ul style="list-style-type: none"> б) включить "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РС ГУВ" (а) и проконтролировать загорание табло: "БД 2, 5 ЗАГРУЖЕН" (b), "СЕТЬ РС ВКЛ." (с) 	
<p>4. На нижнем щитке управления вооружением командира, на пульте УПРАВЛЕНИЕ СТРЕЛЬБОЙ РС: переключателем "УПК-ПКТ-РС" – подключить цепи УПК-23-250 к боевой кнопке, установив его в положение "УПК" (вверх)</p>	

5*. Включить фотоконтрольный прибор (ФКП) (не обязательно). Для просмотра снимков, сделанных ФКП, необходимо включить опции в **особых настройках модуля**



6. Нажать кнопку РС (на ручках управления вертолетом под предохранительным колпачком, открывается мышью) **[Space]** – произойдет стрельба очередью 8-10 снарядов из каждой пушки.



12.3.3. Для применения пулеметов 12.7-мм (7.62-мм) и гранатометов 30-мм с ГУВ-1

На запущенном вертолете и наличии напряжения на шинах ВУ необходимо:

1. Включить АЗСы на левой панели (показаны АЗС, необходимые только для выполнения стрельбы, пунктиром – для аварийного сброса гондол, см. [12.5.2](#))



2. Включить ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ [LAlt + S];



3. На пульте БВ летчика-штурмана - переключатель "ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ" установить в положение "ГУВ"  или . В этом положении происходит подключение цепей управления стрельбой и сигнализации подвески гондол ГУВ (см. п.4 б), цепи РС, УПК и бомбардировочного вооружения отключаются



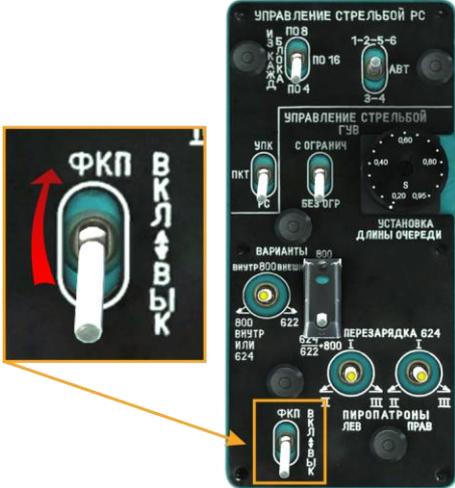
4. На верхнем щитке управления вооружением командира:



- а)* кнопкой "ПРОВЕРКА ЛАМП" (1) проверить исправность ламп в табло (2)



<ul style="list-style-type: none"> б) включить "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РС, ГУВ" (а) и проконтролировать загорание табло: "БД 1, 2, 5, 6 ЗАГРУЖЕН" (b) (в зависимости от варианта подвески оружия), "СЕТЬ ГУВ ВКЛ." (с), 	
<p>5. На нижнем щитке управления вооружением командира, на пульте УПРАВЛЕНИЕ СТРЕЛЬБОЙ ГУВ:</p>	
<ul style="list-style-type: none"> а) переключатель "УСТАНОВКА ДЛИНЫ ОЧЕРЕДИ С ОГРАНИЧ – БЕЗ ОГР" установить в положение "БЕЗ ОГР" (вниз) [LAlt + R], чтобы длина очереди зависела только от времени нажатия на кнопку стрельбы 	
<ul style="list-style-type: none"> б) переключатель "ВАРИАНТЫ: 800 – 624/622+800" установить в положение "800" (вверх) [RAlt + RCtrl + P], если на держатели 1, 2, 5, 6 подвешены гранатометные ГУВ (АП-30); поднять предохранительный колпак [RShift + O] 	

<ul style="list-style-type: none"> с) переключатель "ВАРИАНТЫ: 800 – 624/622+800" установить в положение "624/622+800" (вниз) [RAlt + RCtrl + O], если на держатели 1, 6 подвешены гранатометные ГУВ с АП-30 (или ничего), а на держатели 2, 5 – пулеметные ГУВ с 12.7мм пулеметами; положение по умолчанию – "624/622+800" 	
<ul style="list-style-type: none"> d) 4-х позиционный переключатель "ВАРИАНТЫ ВНУТР 800 ВНЕШ – 800 ВНУТР ИЛИ 624 – 622" [RAlt + RCtrl + I] или [RAlt + RCtrl + J] установить в положение: 	
<p>– "ВНУТР 800 ВНЕШ" – для стрельбы из АП-30 с держателей 1, 6, 2, 5 одновременно или 1, 6 (если на 2 и 5 нет АП-30);</p>	
<p>– "800 ВНУТР ИЛИ 624" – для стрельбы из 12.7-мм пулеметов с держателей 2 и 5;</p>	
<p>– "622" – для стрельбы из 7.62-мм пулеметов с держателей 2 и 5;</p>	
<p>6*. Включить фотоконтрольный прибор (ФКП) (не обязательно). Для просмотра снимков, сделанных ФКП, необходимо включить опции в особых настройках модуля</p>	

<p>7*. Выполнить перезарядку 12.7-мм пулеметов при осечках стрельбы (осечки в игре не моделируются)</p>	
<p>8. Нажать кнопку РС (на ручках управления вертолетом под предохранительным колпачком) – произойдет стрельба из ГУВ [Space].</p>	

12.3.4. Для применения стрелкового вооружения из грузовой кабины

Включать ничего не требуется. Применение см. [здесь](#)

12.3.5. Для применения бомбардировочного вооружения

На запущенном вертолете и наличии напряжения на шинах ВУ необходимо:

<p>1. Включить на левой панели (показаны АЗС, необходимые только для выполнения бомбометания)</p>	
--	--

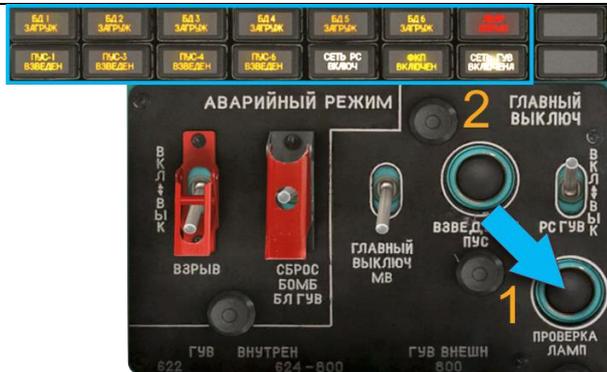
**2. Включить
ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ
ВЫКЛЮЧАТЕЛИ [LAlt + S];**



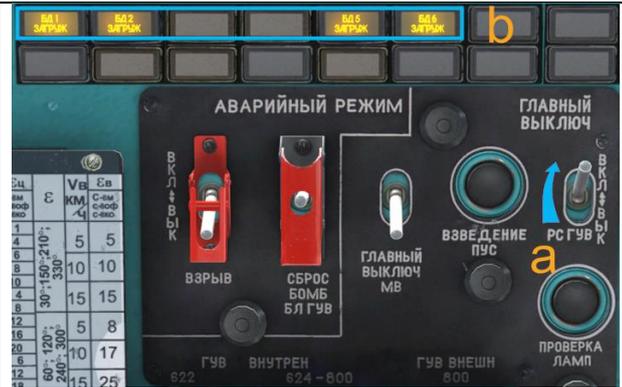
**3. На верхнем щитке
управления вооружением
командира:**



- а)* кнопкой "ПРОВЕРКА ЛАМП" (1) проверить исправность ламп в табло (2)



- b) включить "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РС ГУВ" (a) и проконтролировать загорание табло: "БД 1-6 ЗАГРУЖЕН" (b) (в зависимости от варианта) – для включения цепей сигнальных табло



4. На пульте БВ летчика-штурмана:



- а) переключатель "ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ" установить в положение, соответствующее варианту с подвешенными бомбами (там, где есть символы  , ), переключатель вправо/влево  или  , который в зависимости от варианта применения средств поражения обеспечивает подключение к цепи боевого и аварийного сброса только тех держателей, на которые подвешены бомбы.



- б) включить ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ [RCtrl + P] – загорятся соответствующие табло (два–шесть желтых табло БД1 ЗАГРУЖ – БД6 ЗАГРУЖ. – для сигнализации наличия бомб на держателях)



5. На щитке электросбрасывателя (ЭСБР-ЗП/А):



- а) установить рукоятку подачи импульсов в одно из положений: положение I — для одиночного сброса (по одной) и положение II — для залпового сброса одновременно с двух держателей [RAlt + RShift + B] (вращается только вправо), более подробно об особенностях работы щитка электросбрасывателя см. [11.5](#)



<ul style="list-style-type: none"> ▪ b) включить выключатель ЭСБР [RAlt + B] (вправо) 	
<ul style="list-style-type: none"> ▪ c) выполнить сброс бомб, нажимая на кнопку сброса КСБ-49 (3D-модель отсутствует в игре) [B] и проконтролировать сброс бомб по погасанию табло на пульте БВ летчика-штурмана или верхнем щитке управления вооружением командира 	

12.4. Действия по этапам выполнения боевого полета

12.4.1. Перед выруливанием (взлетом)

Для применения оружия необходимо его включить, при этом часть оружия включается на земле, часть – непосредственно в районе боевых действий (в целях безопасности от несанкционированного применения оружия). Как правило, на земле включаются все выключатели **кроме** главных выключателей вооружения. У Ми-8МТВ2 три главных выключателя для различного вооружения:

- РС ГУВ – обеспечивает подключение цепей для стрельбы НАР, из УПК-23-250, из ГУВ-1;
- МВ¹ – обеспечивает подключение цепей для отстрела мин из кассет (не задействован в игре);
- БВ – обеспечивает подключение цепей для сброса бомб.

Кроме того, после проверки бомбардировочного вооружения вместе в главным выключателем бомбардировочного вооружения выключают ЭСБР.

1. Перед взлетом включить оружие согласно [12.3](#). Для исключения несанкционированной стрельбы или сброса бомб выключить ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ РС ГУВ на верхнем щитке управления вооружением командира, ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧ. БВ на пульте бомбардировочного вооружения летчика-штурмана (дополнительно необходимо выключить ЭСБР на щитке электросбрасывателя).

2. Установить угол прицеливания на [прицеле ПКВ](#), соответствующий замыслу боевого применения (в зависимости от средств поражения, режима полета и дальности атаки). Для изменения угла прицеливания навести указатель мыши на поворотный лимб прицела и, вращая колесо мыши, выставить нужный угол или **[LCtrl + O]** – **[LAlt + O]**. Для облегчения работы с

¹ МВ – минное вооружение, пока не реализовано.

прицелом рекомендуется использовать настроенный [SnapView](#). Углы прицеливания для различного вооружения и режимов полета:

- для применения НАР с ГП – [Табл. 12.2](#), [Табл. 12.3](#)
- для применения НАР с режима пикирования – Табл. 12.4
- для учета поправок на ветер при стрельбе НАР – Табл. 12.5
- для применения УПК-23-250 с ГП – Табл. 12.6
- для применения ГУВ-1 с 12.7-мм пулеметами – Табл. 12.7
- для применения ГУВ-1 с 7.62-мм пулеметами – Табл. 12.8
- для применения ГУВ-1 с 30-мм гранатометами – Табл. 12.9
- для бомбометания с предельно-малых высот (ПМВ) и прицеливанием по ПКВ – Табл. 12.10

3. Перед полетом (перед взлетом) рекомендуется мысленно продумать весь полет по этапам, особенно работу в районе цели: поиск цели, прицеливание, уточнение прицеливания по мере изменения условий, выход из атаки, порядок ведения осмотрительности.

По опыту боевого применения НАР (СПО) между нажатиями на кнопку РС (залпами) для коррекции точки прицеливания проходит 3..5сек. На скорости 180..200км/ч вертолет пролетает 250..285м и поправка в угол прицеливания, учитывающая уменьшение дальности в этом случае может составить 3..6тыс (1/2 деления) – т.е. на эту величину необходимо выполнить опускание перекрестия. Кроме того, если при движении от точки к точке есть рост скорости от расчетной, то следует учесть этот рост скорости внесением дополнительной поправки: при росте скорости на 20км/ч уменьшить угол прицеливания на 4..5тыс (1/2 деления).

Таким образом, начиная атаку НАР (СПО) с максимальной дальности следует перекрестие выносить вверх на расчетную поправку, а по мере приближения к минимальной дальности опускать его вниз примерно на величину 1деления сетки ПКВ (10тыс) за каждые 5 сек полета на скорости 200км/ч, [Рис. 12.2](#). При увеличении скорости полета до 250км/ч во время атаки цели поправка на опускание перекрестия может достигать 2..3 деления сетки.

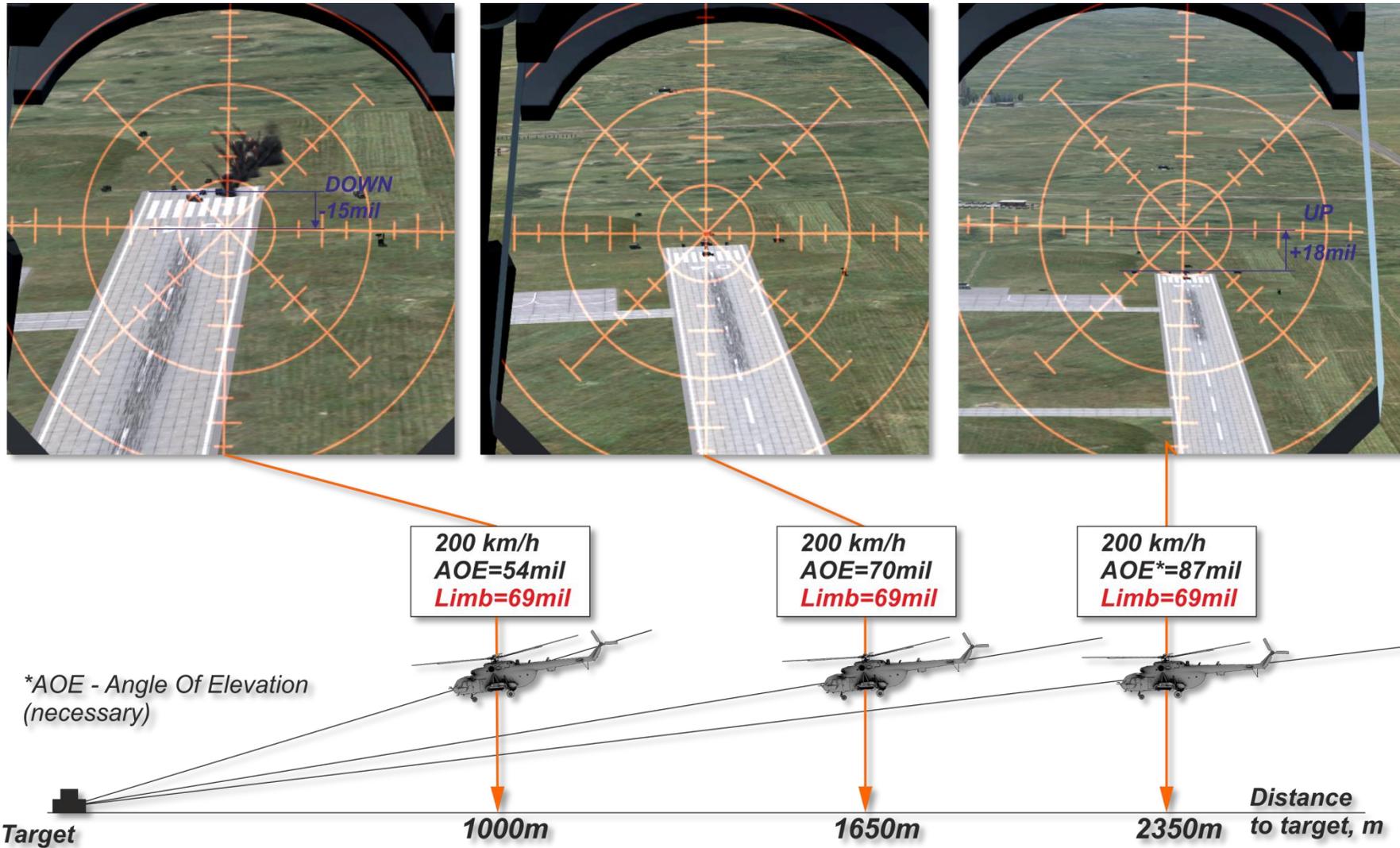


Рис. 12.2. Учет угла прицеливания для трех точек стрельбы без поворота лимба.

12.4.2. Углы установки прицела для различного вооружения и условий боевого применения

Для СТРЕЛЬБЫ НАР ИЗ Б8В20А С РЕЖИМА ГП:

Табл. 12.2

Дальность до цели в момент пуска, м	Углы прицеливания при пусках ракет типа С-8КОМ (и др.НАР весом 11..12кг) из блоков Б8В20А с горизонтального полёта, тыс., для различных скоростей полета вертолета в момент пуска, км/ч			
	100	150	200	250
1000	82	73	57	13
1500	90	80	64	20
2000	100	90	76	32
2500	114	104	90	44
3000	128	118	104	58
3500	146	136	122	76

Табл. 12.3

Дальность до цели в момент пуска, м	Углы прицеливания при пусках ракет типа С-8ОФП2 (вес 16.7кг) из блоков Б8В20А с горизонтального полёта, тыс., для различных скоростей полета вертолета в момент пуска, км/ч			
	100	150	200	250
1000	100	90	74	34
1500	112	102	86	46
2000	125	114	98	58
2500	139	128	112	72
3000	152	141	125	85
3500	169	157	140	99

[вернуться на стр.ТТХ НАР](#) [вернуться на стр.описания ПКВ](#)

Для СТРЕЛЬБЫ НАР ИЗ Б8В20А С РЕЖИМА ПИКИРОВАНИЯ:

Табл. 12.4

Угол тангажа градусы	Скорость ввода в пикирование км/ч	Скорость вертолета в момент пуска, км/ч	Дальность до цели в момент пуска, м	Углы прицеливания при пусках из блоков Б8В20-А с пикирования различных типов ракет, тыс. С-8КОМ
10	150	180	1500	68
			2000	74
			2500	82
			3000	92
			3500	104
20	150	200	1500	64
			2000	70
			2500	78

			3000	88
			3500	98
			4000	110
			4500	128

ТАБЛИЦА УГЛОВЫХ ПОПРАВОК НА ВЕТЕР (для Б8В20-А):

Табл. 12.5

Курсовой угол ветра при заходе на цель, град.	Скорость ветра, м/с	Угловая поправка на ветер в тыс. для ракет
		С-8КОМ
30°; 150°; 210° и 330°	5	5
	10	10
	15	15
60°; 120°; 240° и 300°	5	8
	10	17
	15	25
90° и 270°	5	10
	10	19
	15	29

Для СТРЕЛЬБЫ ИЗ ПУШКИ ГШ-23Л (УПК-23-250) С РЕЖИМА ГП:

Табл. 12.6

Приборная скорость полета, км/ч	Углы прицеливания при стрельбе из пушек ГШ-23Л по наземным целям с горизонтального полета для различных дальностей, тыс.					
	500 м	1000 м	1500 м	2000 м	2500 м	3000 м
0	48	56	72	90	—	—
100-250	44	54	66	84	102	123

Для СТРЕЛЬБЫ ИЗ ПУЛЕМЕТОВ ЯКБ-12.7 (ГУВ-8700):

Табл. 12.7

Угол пикирования, градусы	Дальность стрельбы, м	Углы прицеливания при стрельбе из пулемета ЯКБ-12.7 (ГУВ) тыс. для скоростей полета, км/ч				
		0	100	150	200	250
0	500	65	65	65	60	60
	1000	70	70	70	65	65
	1500	80	80	80	75	70
	2000	95	95	90	90	85
10	500	—	—	60	60	55
	1000	—	—	65	65	60
	1500	—	—	75	70	65
	2000	—	—	85	85	80
20	500	—	—	55	50	45
	1000	—	—	60	55	50
	1500	—	—	70	65	60
	2000	—	—	80	75	70

30	500	–	–	45	40	–
	1000	–	–	50	45	–
	1500	–	–	60	55	–
	2000	–	–	70	65	–

Для СТРЕЛЬБЫ ИЗ ПУЛЕМЕТОВ ГШГ-7.62 (ГУВ-8700):

Табл. 12.8

Угол пикирования, градусы	Дальность стрельбы, м	Углы прицеливания при стрельбе из пулемета ГШГ-7.62 (ГУВ) тыс. для скоростей полета, км/ч				
		0	100	150	200	250
0	500	65	60	60	60	55
	1000	70	70	70	65	65
	1500	90	90	85	85	80
	2000	120	120	115	110	105
10	500	–	–	60	55	55
	1000	–	–	65	65	60
	1500	–	–	85	80	65
	2000	–	–	110	110	80
20	500	–	–	50	50	45
	1000	–	–	60	55	50
	1500	–	–	75	75	60
	2000	–	–	100	100	70

Для СТРЕЛЬБЫ ИЗ АВТОМАТИЧЕСКИХ ГРАНАТОМЕТОВ АП-30 (ГУВ-8700):

Табл. 12.9

Угол пикирования, градусы	Дальность стрельбы, м	Углы прицеливания при стрельбе из гранатомета АП-30 (ГУВ) тыс. для скоростей полета, км/ч						
		100	140	160	180	200	220	250
0	800	80	70	65	60	50	45	30
	1000	115	105	100	90	85	75	60
	1500	225	200	190	175	165	155	135
	2000	–	–	–	–	–	245	225
10	800	–	70	65	60	50	40	30
	1000	–	105	100	90	80	70	55
	1500	–	195	185	175	160	150	130
	2000	–	–	–	–	–	237	217
20	800	–	65	60	50	40	30	–
	1000	–	90	85	75	70	60	–
	1500	–	175	165	155	145	130	–
	2000	–	–	–	240	220	215	–

П р и м е ч а н и е . Как правило, предусматривается несколько залпов (стрельб) в одном заходе, но нет необходимости при изменении дальности перед каждой стрельбой изменять угол прицеливания вращением лимба (это попросту делать некогда). Исходя из замысла атаки (дальность начала, дальность окончания, применяемое в одном заходе стрелковое вооружение) определяются максимальный и минимальный углы прицеливания и на лимбе устанавливается средний угол прицеливания.

Далее для расчетных точек стрельбы в одной атаке определяется разница между углом прицеливания из таблицы и средним углом, установленным на лимбе. Далее, при стрельбе вычисленные значения разницы для каждой точки учитываются как подъем (опускание)

перекрестия на эту разницу ВВЕРХ (ВНИЗ) относительно цели, например как на (Рис. 12.2). В игре по умолчанию установлен угол 69тыс, его можно выбрать как средний и затем от него определять поправки.

Для БОМБОМЕТАНИЯ С ПРЕДЕЛЬНО-МАЛЫХ ВЫСОТ (ПМВ) И ПРИЦЕЛИВАНИЕМ ПО ПКВ:

Табл. 12.10

Высота, м	Углы прицеливания, тыс. для путевых скоростей, км/ч										
	Выдержка времени, с										
	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240	250
50	200	200	200	200	183	174	165	157	149	140	123
	1,0	0,5	0,5	—	—	—	—	—	—	—	—
100	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200
	3,0	2,5	2,0	2,0	1,5	1,0	0,5	0,5	0,5	—	—
Время выдержки, с											
150	6,0	5,5	5,0	4,5	4,0	3,5	3,0	2,5	2,0	1,5	1,0
200	8,5	7,5	7,0	6,5	6,0	5,5	5,0	4,5	4,0	3,5	3,0
250	11,5	10,5	10,0	9,5	8,5	8,0	7,0	6,0	5,5	5,0	4,5
300	15,0	14,0	13,0	11,5	10,0	9,5	9,0	8,5	7,5	6,5	6,0

П р и м е ч а н и я . 1. Угол прицеливания из таблицы необходимо установить поворотом лимба. Например, для расчетных высоты 50м и скорости 200км/ч угол прицеливания составляет 174тыс, его и надо установить на прицеле (Рис. 12.3).

2. Время выдержки – промежуток времени между моментом "наползания" пересечения вертикальной линии сетки и нижней части большого кольца ПКВ на центр цели и моментом нажатия на кнопку сброса.

3. При бомбометании с ПМВ используются взрыватели с замедлением времени срабатывания для безопасности экипажа от поражения своими осколками (будут смоделированы позже).

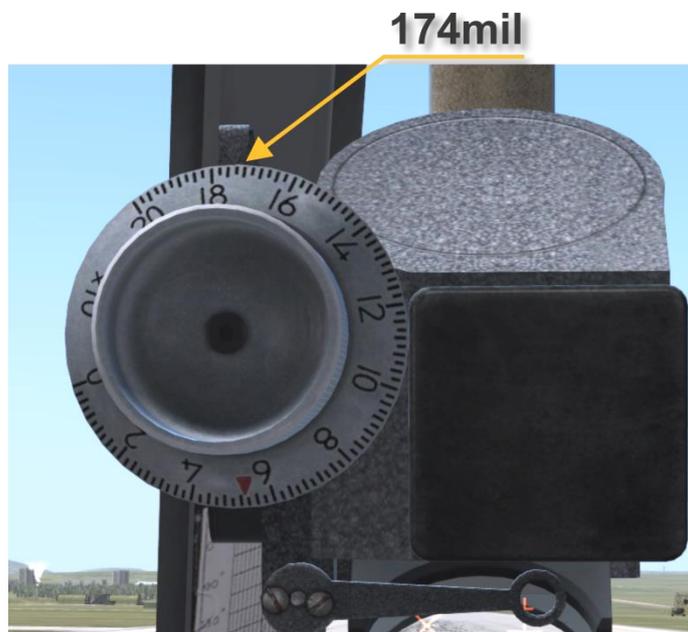


Рис. 12.3. Установка угла прицеливания 174тыс на лимбе ПКВ

12.4.3. Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели)

1. Выход в район цели выполнить скрытно, вне зоны обнаружения средств ПВО объекта, для чего наиболее целесообразно выполнять полет на ПМВ до района цели, используя складки местности. Наиболее применяемым режимом полета при стрельбах НАР и СПО является ГП на скорости 180..200км/ч с последующим пологим пикированием (5..10°) при выполнении непосредственной атаки цели и прицеливания. После занятия этой скорости отрегулировать автопилот, устранив отклонения на ИН-4, оттриммировать вертолет, запомнить показания



ОШ НВ на приборе (это пригодится для быстрого установления режима ГП после маневров).

2. Включить главные выключатели вооружения (ГВ) и ЭСБР:

<p>1. ГВ РС ГУВ (если необходимо выполнить стрельбу НАР, из УПК-23-250, из ГУВ-1)</p>	<p>2. ГВ БВ и ЭСБР (если необходимо выполнить бомбометание)</p>

(следует помнить, что остальные необходимые АЗС и выключатели должны быть включены перед выруливанием или взлетом).

3. На дальности 3000..2500м (9000..8000 ft) до цели выполнить маневр набора высоты для видимости цели: либо "горкой" (взять РППУ на себя до угла тангажа +10..15° набрать нужную высоту, снова установить тангаж для ГП или пикирования), либо РОШ (без изменения угла тангажа, но с увеличением ОШ НВ, тем самым набрав необходимую высоту; после набора высоты уменьшить ОШ ровно на столько, насколько увеличивал).

П р и м е ч а н и е . Второй вариант хотя и менее красив, но более предпочтителен, т.к. цель не теряется из вида во время маневра, нет увеличения картинной плоскости вертолета, приводящей к повышению эффективности огня стрелкового оружия противника, а также нет потери скорости вертолета.

4. После набора высоты видимости цели установить РОШ значение ОШ НВ на приборе, которое соответствует режиму скорости боевого применения (запомненное ранее), выполнить поиск этой цели, доворот вертолета на нее, устранить скольжения (шарик в центре!) и убрать набор высоты или снижение в режиме ГП.

П р и м е ч а н и е . Необходимо помнить, что при открытии огня в условиях наличия вертикальной скорости¹ или скольжения стрельба становится весьма неточной. Снаряды (НАР, 23мм) и пули будут ложиться при вертикальной скорости вниз – с недолетом, при вертикальной вверх – с перелетом, в боковом отношении снаряды летят в сторону "шарика". Особенно актуально для НАР, так как начальная скорость вылета из ствола всего 30..50м/с. И как только вектор скорости НАР хоть немного не совпадает с вектором скорости потока, немедленно по вылету из ствола начинает действовать флюгирующая НАР сила, заставляющая её доворачиваться на поток, т.е. отклоняться от своего вектора дульной скорости. И последующий разгон ракеты уже происходит на искривленной траектории. Поэтому ракеты более "чутко" реагируют на не выдерживание режима стрельбы, чем снаряды пушки и пули пулеметов. Этим кстати обуславливается и значения угла прицеливания НАР для ГП на скорости 250км/ч: эти углы гораздо меньше углов для скорости 200..100км/ч. При ГП на 250км/ч вертолет имеет значительный (до -5°) угол тангажа на пикирование, и ракета, вылетая из ствола, имеет большее рассогласование вектора собственной дульной скорости и набегающего потока, чем при меньших скоростях. Поэтому она стремится автоматически "поправиться", задирая нос вверх.

Если выход на цель (или повторный заход) выполняется из разворота, то вывод вертолета из крена необходимо начать при значении разности текущего курса и желаемого боевого курса равной примерно крену вертолета (т.е. если крен в развороте 40°, то вывод из крена начать примерно за 40° до достижения носом вертолета заданного курса). Следует помнить, что при выполнении разворота с большими, чем 15°, кренами вертолет после вывода стремится набрать высоту, что следует компенсировать уменьшением ОШ на 1/8..1/6 часть хода. Далее:

Для стрельбы НАР и из СПО:

- а) после вывода из разворота установить режим ГП на скорости 180..200км/ч, убрать набор высоты или снижение, установить шарик в центр (это уменьшит рассеивание НАР относительно точки прицеливания);
- б) при стрельбе НАР: с дальности 2500м (7500 ft) выполнить окончательный доворот на цель, установить вид цели через прицел и наложить прицельную марку на цель плавным движением РППУ, с дальности 2000м (6000..3000 ft) с учетом поправки на дальность до цели и боковую поправку на ветер нажать кнопку открытия огня; при стрельбе из СПО (УПК-23-250, ГУВ-1): дальность начала ведения огня 1500..1200м;

¹ имеется ввиду вертикальная скорость в ГП, не в пикировании.

- с) если запланировано несколько залпов в одном заходе, то по мере приближения к цели корректировать угол и точку прицеливания (с.347);
- д) на расчетной минимальной дальности (не ближе 1000м) начать отворот от цели.

Стрельба из НАР и СПО сопровождается небольшой отдачей, а так как оси всего подвесного вооружения ниже центра тяжести, то появляется незначительный пикирующий момент, что надо учитывать при стрельбе длинными очередями, накладывая прицел на 3..5тыс ВЫШЕ цели (при совпадении направления стволов с СГФ¹).

Для бомбометания от командира экипажа и прицеливанием по ПКВ:

- а) Заход на цель строить с таким расчетом, чтобы после вывода вертолета на боевой путь время до сброса составляло 10..15с. По мере повышения мастерства это время следует уменьшать.
- а) После вывода вертолета на линию боевого пути при отсутствии бокового ветра вертолет следует пилотировать так, чтобы проекция его линии пути проходила через цель. В этом случае вертикальная линия сетки прицела должна проходить через цель;
- б) при наличии бокового ветра слева (справа) вертикальная черта сетки прицела должна проходить левее (правее) цели на величину угла сноса;
- с) если ветер ровно встречный или попутный, а также при штиле, то сброс бомб выполняется в момент совмещения цели с точкой пересечения вертикальной линии с нижней частью большого кольца сетки прицела (Рис. 12.4);

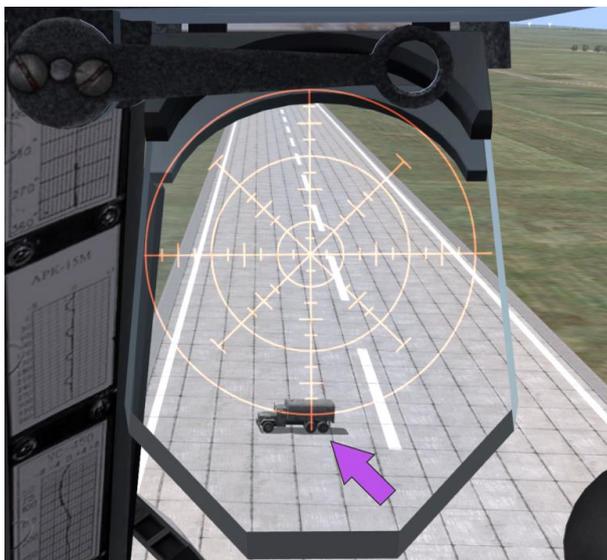


Рис. 12.4. Положение сетки прицела на цели в момент сброса в штиль, высота 50м

- д) если есть боковой ветер, то сброс выполняется в момент совмещения цели с горизонтальной линией, проходящей через точку пересечения

¹ СГФ – строительная горизонталь фюзеляжа.

вертикальной линии с нижней частью большого кольца сетки прицела (Рис. 12.5);

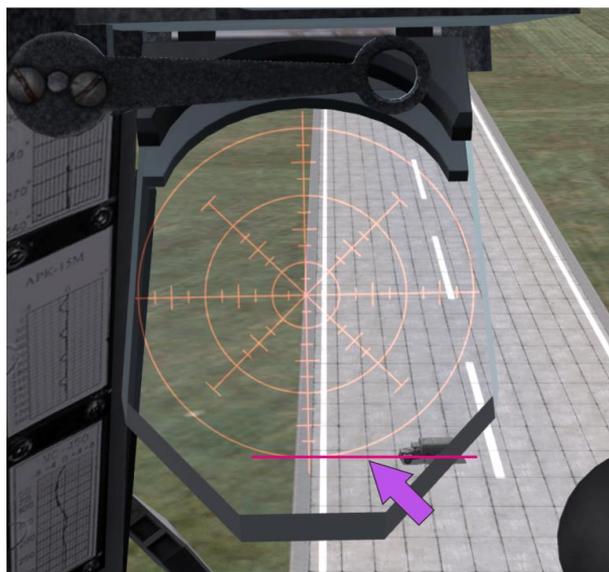


Рис. 12.5. Положение сетки прицела на цели в момент сброса при боковом ветре СЛЕВА, высота 100м

- е) в том случае, когда необходимый угол прицеливания выходит за поле зрения прицела, прицеливание осуществляется путем введения временной выдержки. В этом случае визирная линия прицела с помощью поворотного лимба устанавливается в крайнее положение (200 тыс.).
- ф) После совмещения цели с точкой пересечения вертикальной черты и нижней части большого кольца сетки командир экипажа начинает отсчет времени выдержки. По истечении времени выдержки выполняется сброс бомбы.

Бомбы, сброшенные с ПМВ с замедлением, могут рикошетировать от поверхности и взрываться дальше намеченной точки.

12.4.4. Выход из атаки

1. После прекращения огня интенсивно отвернуть от цели со снижением на ПМВ¹ и увеличением скорости до максимальной 230..250км/ч (110..120KNOTS). Для уменьшения количества попаданий стрелковыми средствами противника после отворота от цели выполнять противозенитное маневрирование (змейку): крен 30..40° влево, отворот на 40..50° (4..5сек), перекладка крена вправо, также 30..40°, отворот на 40..50° (4..5сек) и так далее до дальности 1000..1500м (3000..4000ft) от цели.

При необходимости выполнить повторный заход (заходы).

2. По окончании атаки выключить главные выключатели (ГВ РС ГУВ, БВ) выполнить полет на свою площадку (аэродром).

¹ ПМВ – предельно-малая высота

12.4.5. Применение пулеметов КОРД 12.7-мм и ПКТ 7.62-мм

Стрелки в грузовой кабине – из пулемета [КОРД 12.7-мм](#) в дверном проеме (далее "дверной стрелок", и из пулемета [ПКТ 7.62-мм](#) в правой створке грузового люка (далее "кормовой стрелок") – могут вести огонь на любом этапе выполнения полета. Стрелки в игре реализованы как объекты ИИ. Игрок может управлять их поведением (ROE, или правилами ведения боя) во время игры. Кроме того, реализована возможность игры за дверного стрелка из пулемета КОРД 12.7-мм "от первого лица".

Управление ИИ-стрелками

Управляя ИИ-стрелками, игрок может выбрать одну из трех опций их поведения (установить правило ведения боя):

- НЕ СТРЕЛЯТЬ (HOLD);
- ОТВЕТНЫЙ ОГОНЬ (RET. FIRE) – т.е. огонь открывается только в случае ведения огня противником по вертолету;
- ВСЕГДА АТАКОВАТЬ (FREE FIRE) – (огонь ИИ-стрелки открывают в случае обнаружения цели в пределах 800 м от себя). Если целей много, то ИИ-стрелок выполняет перенацеливание и пытается обстрелять все объекты. Но приоритет оставляет на более опасных целях.

По умолчанию установлена опция "Не стрелять". Текущая настройка индицируется в СТАТУСЕ СТРЕЛКОВ, который доступен либо в кнйборде, либо в форме экранной подсказки (текст на прозрачном фоне) с рабочего места стрелка.

Для ИЗМЕНЕНИЯ НАСТРОЕК ПОВЕДЕНИЯ ИИ-СТРЕЛКОВ необходимо:

1. Активировать наколенный планшет игрока (кнйборд) **[RShift + K]** или **[K]** (кратковременно) для индикации статуса вооружения и стрелков:

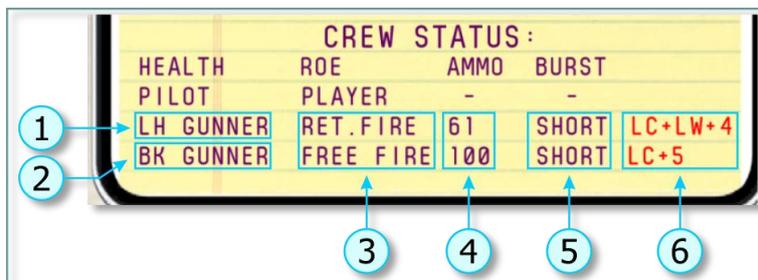


Рис. 12.6. Индикация статуса стрелков в наколенном планшете (кнйборде)

1. Дверной стрелок
2. Кормовой стрелок
3. Текущие опции поведения (правила ведения боя)
4. Остаток боекомплекта в процентах
5. Длина очереди (здесь не изменяется)
6. Горячие клавиши для изменения правил ведения боя (LC – LCtrl, LW – LWin)

2. Командой **[LCtrl + LWin + 4]** (последовательным нажатием) для дверного стрелка и командой **[LCtrl + 5]** для кормового стрелка выбрать нужные варианты поведения и проконтролировать их в кнйборде.

ИИ-стрелки ведут огонь короткими очередями: с 12.7-мм пулемета – по 5..7 патронов, с 7.62-мм пулемета – по 7..10 патронов.

Управление дверным пулеметом КОРД 12.7-мм от первого лица

Для занятия места стрелка необходимо нажать клавишу **[4]**, после чего игрок перемещается на рабочее место стрелка, где также индицируется статус стрелков (экранная подсказка в правом нижнем углу экрана):



Рис. 12.7. Вид с рабочего места дверного стрелка

Активировать/убрать экранную подсказку о статусе стрелков – **[LWin + H]**.

На экранной подсказке указываются те же данные, что и в кнйборде, за исключением остатка патронов: здесь указывается не в процентах от всего количества, а по патронам и номеру текущей ленты, начиная с ленты №12 и

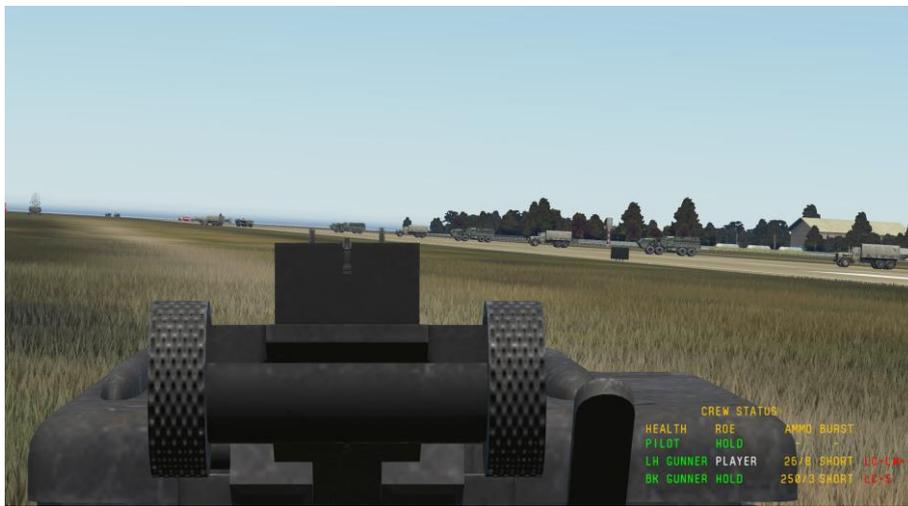


далее к ленте №1. В примере 16/8 означает: осталось 16 патронов в 8-й ленте (из 12) для пулемета КОРД 12.7-мм. Аналогично и для 7.62-мм пулемета ПКТ.

Управление и взглядом, и стволом пулемета осуществляется мышью:

- движение мыши влево-вправо перемещает пулемет влево и вправо;
- вращение колеса мыши отдаляет/приближает прицельную планку.

Для прицеливания необходимо колесом мыши "приблизить" пулемет к себе:



и выполнить совмещение прорези на прицельной планке, мушки и цели, [Рис. 12.8:](#)

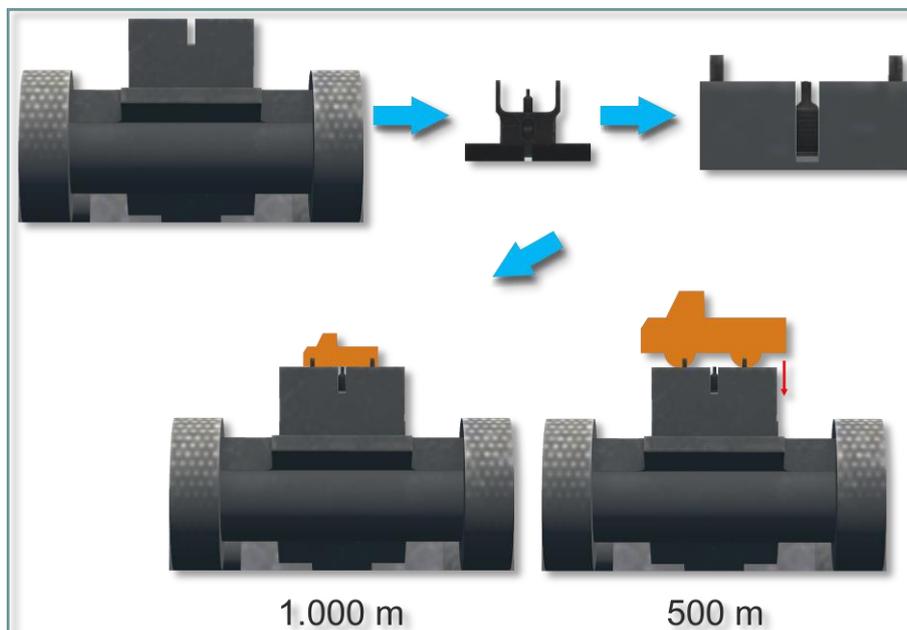


Рис. 12.8. Прицеливание из пулемета

Прицельная дальность на прицельной планке в игре установлена на 1.000 м, и для этой дальности прицеливание необходимо осуществлять "под обрез" (по нижнему краю картинной плоскости цели). Если необходимо прицелиться на меньшую дальность, тогда потребуется немного опустить линию "целик – мушка" ниже цели.

Открытие огня выполняется левой кнопкой мыши.

Особенность использования систем отслеживания движений головы (типа TrackIR) при игре за стрелка

В случае добавления к имеющимся устройствам ввода (клавиатура, мышь и джойстики) систем отслеживания движений головы (типа TrackIR) управление взглядом и пулеметом в игре имеет три режима применения:

- TrackIR управляет взглядом, мышь – пулеметом (по умолчанию при занятии рабочего места стрелка);
- TrackIR управляет и взглядом, и пулеметом;
- TrackIR выключен горячей клавишей из ПО TrackIR **[F9]**, и тогда мышь управляет и взглядом, и пулеметом.

Последовательное переключение режимов осуществляется командой **[LAlt + T]**.

Примечание. Функция совместного использования устройств ввода настраивалась только для официально поддерживаемого устройства TrackIR, работа с другими аналогичными устройствами не тестировалась.

Клавиатурные команды при игре со стрелками

Комбинация клавиш	Назначение
[4]	Занять рабочее место дверного стрелка
[1]	Занять рабочее место левого пилота
[RShift + K]	Активировать наколенный планшет
[K]	Активировать наколенный планшет (кратковременно)
[LWin + H]	Активировать/деактивировать экранные подсказки с рабочего места дверного стрелка
[LCtrl + LWin + 4]	Установить правила ведения боя дверного стрелка
[LCtrl + 5]	Установить правила ведения боя кормового стрелка
[LAlt + T]	Переключение режимов совместного применения мыши и TrackIR
[F9]	Отключение/включение TrackIR из его ПО

12.5. Аварийный сброс бомб и подвесок

12.5.1. Общее описание

Аварийный сброс применяется для экстренного сброса подвесок в полете с целью облегчения вертолета *в ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА* или необходимости сброса бомб во время применения бомбардировочного вооружения *ПРИ ОТКАЗЕ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ СБРОСА*.

Случаи экстренного сброса в полете всех подвесок вооружения

Экстренный сброс в полете всех подвесок вооружения выполняется в следующих аварийных ситуациях:

- при отказе двух двигателей (если есть возможность);
- при отказе или вынужденном выключении одного двигателя, когда продолжение полета невозможно из-за потери высоты;
- при отказе путевого управления в том случае, когда принято решение на выполнение посадки;
- при аварийном покидании вертолета экипажем, когда безопасность покидания не обеспечена (в игре не реализовано);
- при зависании авиабомб, пожаре или взрыве боеприпасов в контейнерах, гондолах и блоках (в игре не реализовано).

Вертолет оборудован двумя щитками управления аварийным сбросом:

На верхнем щитке вооружения командира экипажа	На пульте управления бомбардировочным вооружением летчика-штурмана (второго пилота)
--	--



1. Выключатель ВЗРЫВ – в положении ВКЛ (вверх) активирует взрыватели авиабомб
2. Нажимной (подпружиненный) переключатель сброса СБРОС БОМБ БЛ ГУВ – при переводе в верхнее положение посылает сигнал на открытие замков всех без исключения балочных держателей
3. Табло, сигнализирующее об активации цепи аварийного взрыва

1. Табло, сигнализирующее об активации цепи аварийного взрыва
2. Нажимной (подпружиненный) переключатель сброса СБРОС БОМБ – при переводе в верхнее положение посылает сигнал на открытие замков тех балочных держателей, которые в выбранном варианте подвески имеют символы  или 
3. Выключатель ВЗРЫВ – в положении ВКЛ (вверх) активирует взрыватели авиабомб

Поэтому аварийное сбрасывание может быть выполнено с рабочего места командира экипажа или с рабочего места летчика-штурмана (второго пилота).

Сброс может быть выполнен как на "взрыв", так и на "невзрыв" в зависимости от положения выключателей ВЗРЫВ на пультах вооружения. В положении "ВЗРЫВ" взрыватели сброшенных бомб будут взведены и бомбы взорвутся при контакте с поверхностью.

При аварийном сбросе от командира экипажа сбрасываются бомбы, блоки и контейнеры со всех держателей во всех вариантах подвески, а при сбросе от летчика-штурмана сбрасываются только бомбы, при условии, что они есть в установленном на пульте БВ варианте подвески, см. [Табл. 12.11](#).

Табл. 12.11

Варианты подвески (на щитке БВ летчика-штурмана)	Что будет сброшено при аварийном сбросе от летчика-штурмана
	I – "все блоки" – ничего не будет сброшено II – "все бомбы" – импульс на сброс будет подан на балочные держатели №1-6 одновременно III – "бомбы-блоки" – импульс на сброс будет подан на балочные держатели №1, 6, 2, 5 одновременно IV – "бомбы-блоки" – импульс на сброс будет подан на балочные держатели №2, 5 одновременно V – "все бомбы" – импульс на сброс будет подан на балочные держатели №2, 5, 3, 4 одновременно

При установке переключателя ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ на пульте БВ в положения I, III и IV исключается возможность сбрасывания блоков летчиком-штурманом от цепей аварийного сброса.

Блоки в этих случаях могут быть сброшены с помощью выключателя СБРОС БОМБ БЛ ГУВ на пульте командира экипажа. При необходимости все же выполнить аварийный сброс от летчика-штурмана перед сбросом следует изменить вариант на пульте БВ на II или V (чтобы система "думала", что на всех БД подвешены бомбы).

12.5.2. Аварийный сброс от командира экипажа

Для выполнения аварийного сброса командиру экипажа необходимо проверить и выполнить:

<p>1. Должны быть включены АЗСы на левой панели (показаны АЗС, необходимые только для выполнения сброса)</p>	
---	--

**2. Должны быть включены
ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ
ВЫКЛЮЧАТЕЛИ;**



**3. На верхнем щитке
управления вооружением
командира:**



- а) если необходимо выполнить сброс **без взрыва бомб**, тогда следует открыть защитный колпачек выключателя аварийного сброса [LAlt + J] (1) и **выполнить сброс** [J] (2)



<ul style="list-style-type: none"> ▪ б) если необходимо выполнить аварийный сброс со взрывом бомб, тогда следует сначала открыть защитный колпачек выключателя ВЗРЫВ [LAlt + J] (1) и установить положение ВКЛ (вверх) [H] (2) – загорится табло АВАР ВЗРЫВ, а после этого выполнить сброс [I], см.п. а) 	
<p>4. Убедиться в сбросе бомб, блоков, контейнеров и др. визуально и по погасанию табло; 5. Установить выключатель СБРОС БОМБ БЛ ГУВ в положение ВЫКЛ.</p>	

12.5.3. Аварийный сброс бомб от летчика-штурмана (второго пилота)

<p>1. Должны быть включены АЗСы на левой панели (показаны АЗС, необходимые только для выполнения аварийного сброса)</p>	
<p>2. Должны быть включены ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ;</p>	
<p>3. На пульте бомбардировочного вооружения:</p>	

- а) проверить установленный вариант вооружения, см. [Табл. 12.11](#)



- б) если необходимо выполнить сброс **без взрыва бомб**, тогда следует открыть защитный колпачек выключателя аварийного сброса **[RAIt + U]** (1) и **выполнить сброс [U]** (2)



- с) если необходимо выполнить аварийный сброс **со взрывом бомб**, тогда следует сначала открыть защитный колпачек выключателя ВЗРЫВ **[RAIt + I]** (1) и установить его вверх **[I]** (2) – загорится табло АВАР ВЗРЫВ, а после этого открыть защитный колпачек выключателя аварийного сброса **[RAIt + U]** (3) и **выполнить сброс [U]** (4)



4. Убедиться визуально и по погасанию табло сигнализации о наличии грузов, и сбросе всех авиабомб с держателей;
5. Установить выключатель СБРОС БОМБ в нижнее положение и закрыть его предохранительным колпаком;



13

*ВЫПОЛНЕНИЕ
СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАДАЧ*

13. ВЫПОЛНЕНИЕ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАДАЧ

13.1. *Перевозка грузов на тросовой внешней подвеске*

В игре реализована возможность перевозки грузов на тросовой внешней подвеске, см [Рис. 13.1](#)



Рис. 13.1. Ми-8МТВ2 с грузом на тросовой внешней подвеске

Наиболее сложные этапы выполнения полета с грузом на тросовой внешней подвеске включают в себя:

- выполнение зависания над грузом и подцеп груза;
- взлет с грузом;
- полет в район укладки (отцепа) груза;
- заход и зависание в зоне (точке) укладки, отцеп груза.

В реальной жизни выполнение задач по перевозке грузов на внешней подвеске является одним из самых сложных видов полетов. В таком полете активно работает весь экипаж. Для частичной компенсации необходимой помощи от членов экипажа в игру добавлены несколько опций игры с внешней подвеской, которые активируются либо игроком, либо автоматически, **см. ниже**.

Кроме того, чтобы играть с внешней подвеской, в редакторе миссий необходимо создать миссию с добавлением груза (грузов) для коалиции игрока.

13.1.1. Опции игры при перевозке грузов на тросовой внешней подвеске

Эти опции предназначены для облегчения точного зависания над грузом по месту и высоте перед его зацепом, а также во время полета к зоне укладки и зависания над зоной укладки груза. Опции включают в себя:

- маркирование груза дымом с некоторого расстояния (2000 м) – автоматическая опция, активируется после выбора груза из радиоменю, см.ниже;

- индикатор груза, указывающий положение груза относительно замка внешней подвески, а также положение вертолета в пределах зоны висения по высоте (опция работает на этапе подцепа груза) – опция активируется игроком;
- автоматический голосовой ассистент (бортовой техник ИИ), который подсказывает куда и насколько следует переместить вертолет для точного зависания над грузом, (опция работает на этапах подцепа, взлета с грузом, полета к месту зоны укладки, при укладке груза (при соответствующей подготовке миссии)) – автоматическая опция, условия активации см ниже;
- вид с блистера на груз (вниз под вертолет), облегчающий контроль места вертолета относительно груза – опция активируется игроком, работает всегда.

Маркирование груза дымом, (см. [Рис. 13.2](#)). Осуществляется автоматически после выбора груза из радиоменю (см. ниже). Маркерный дым виден только игроку, который выбрал этот груз (если выполняется полет в сети)



Рис. 13.2. Маркирование груза дымом

Индикатор груза, [Рис. 13.3](#).

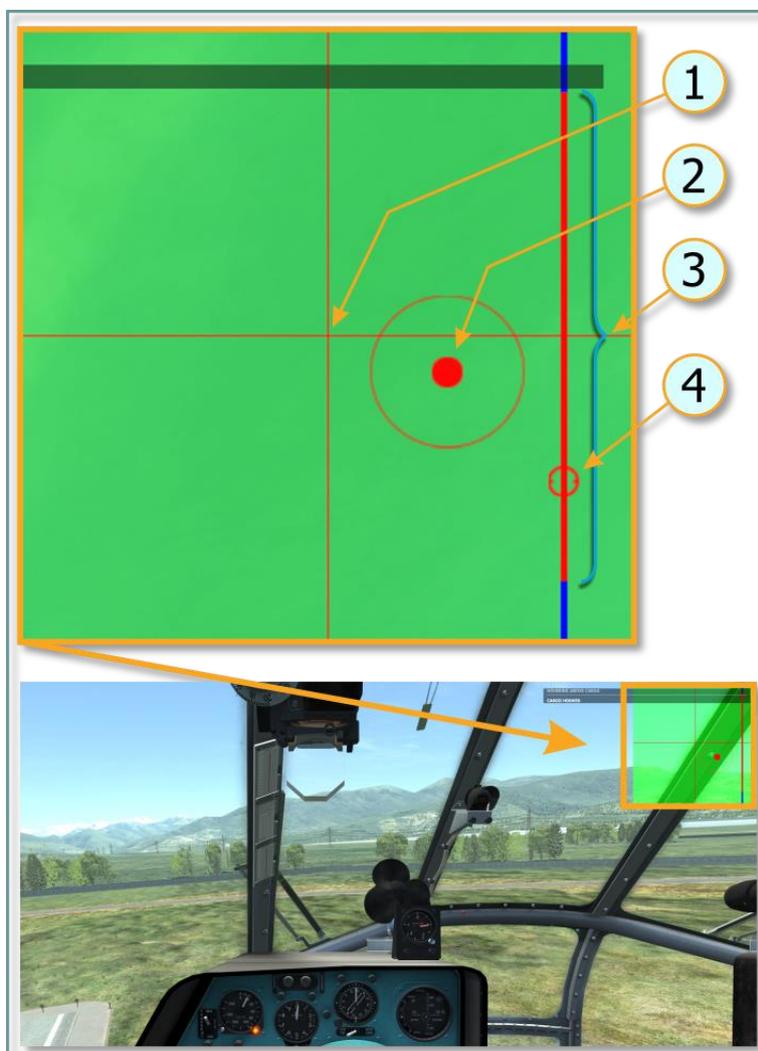


Рис. 13.3. Индикатор груза

1. Проекция замка внешней подвески на поверхность
2. Положение груза

3. Допустимые пределы зоны висения по высоте
4. Индикация положения вертолета относительно пределов зоны висения по высоте (на красной линии – ОК)

Активация/деактивация индикатора происходит после выбора груза из радиоменю и применения клавиатурной команды **[RCtrl + RShift + P]**.

Автоматический голосовой ассистент (бортовой техник ИИ RU или EN) подачей голосовых команд помогает:

- на этапе выполнения зависания над грузом и подцепа груза – дает необходимые команды по занятию точного положения над грузом, информирует о факте подцепа груза;
- на этапе взлета с грузом – информирует о поведении груза и его текущей высоте;
- на этапе полета в район укладки (отцепа) груза – информирует о возникновении раскачки груза, а также снижении груза на высоту ниже 60м до поверхности;
- на этапе зависания в зоне (точке) укладки и отцепа груза (при указании в миссии места укладки триггером, см.ниже) – дает необходимые команды по занятию точного положения над точкой укладки, информирует о факте касания грузом поверхности.

На этапе зависания над грузом голосовой ассистент включается при уменьшении расстояния от груза до вертолета менее 10 м по X, Z, Y, (т.е. если хотя бы одно из расстояний меньше 10 м). На этапе зависания в зоне укладки ассистент включается при уменьшении расстояния от груза до центра зоны укладки менее 50 м. Список команд, подаваемых голосовым ассистентом по этапам полета, указан в Табл. 13.1.

Табл. 13.1

Этап полета, описание ситуации, куда следует двигаться, информация	Фразы голосового ассистента (цифры в метрах)
Зависание над грузом	
необходимо увеличить высоту на..	вверх – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50, 60, 100, 150)
необходимо уменьшить высоту на ..	вниз – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50, 60, 100, 150)
необходимо сместиться вперед на ..	вперед – метр (2, 3, 5, 10, 15)
необходимо сместиться назад на ..	назад – метр (2, 3, 5, 10, 15)
необходимо сместиться влево на ..	влево – метр (2, 3, 5, 10, 15)
необходимо сместиться вправо на ..	вправо – метр (2, 3, 5, 10, 15)
Подцеп груза	
вертолет завис точно над грузом	над грузом
груз подцеплен и замки автоматически закрылись (или клавиатурной командой)	замки закрыты, груз подцеплен
необходимо выполнить плавное натяжение тросов	вытягиваем троса
натяжение тросов завершено	троса натянуты
достигнута нужная высота висения в зоне над грузом (высота равна длине троса + высота груза)	на высоте
необходимо выдерживать высоту (высота равна длине троса + высота груза)	держат высоту
Взлет с грузом	
груз все еще на земле	груз на земле
груз поднят на один метр от земли	груз метр от земли
груз поднят на три метра от земли	три от земли
груз поднят на пять метров от земли	пять от земли
поведение груза после его отрыва от поверхности штатное, можно начать разгон скорости	груз, троса в норме. Можно взлетать
груз поднят на десять метров от земли	десять от земли
груз поднят на пятнадцать метров от земли	пятнадцать от земли
груз поднят на двадцать метров от земли	двадцать от земли
Полет в район укладки (отцепа) груза	
происходит продольная раскачка груза	продольная раскачка (3, 5, 10, 15, 30)
происходит поперечная раскачка груза	поперечная раскачка (3, 5, 10, 15, 30)
раскачка исчезла (устранена)	груз спокоен, троса норма
высота груза (60, 50, 30, 20, 15, 10, 5, 3, метр) до земли	высота груза (60, 50, 30, 20, 15, 10, 5, 3, метр) до земли
Заход и зависание в зоне (точке) укладки, отцеп груза (при использовании обозначения зоны укладки триггером)	
высота груза (60, 50, 30, 20, 15, 10, 5, 3, метр) до земли	груз (60, 50, 30, 20, 15, 10, 5, 3, метр) до земли

необходимо увеличить высоту на..	вверх – метр (2, 3, 5)
необходимо уменьшить высоту на ..	вниз – метр (2, 3, 5)
необходимо сместиться вперед на ..	вперед – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50)
необходимо сместиться назад на ..	назад – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50)
необходимо сместиться влево на ..	влево – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50)
необходимо сместиться вправо на ..	вправо – метр (2, 3, 5, 10, 15, 20, 30, 50)
вертолет завис точно над местом укладки ($\pm 2,5$ м)	над зоной
груз на земле, сброс	груз на земле, сброс

В случае укладки груза без обозначения зоны укладки триггером в миссии, голосовой ассистент будет помогать контролировать высоту груза до земли фразами: "груз 60 до земли", "груз 50 до земли", "груз 30 до земли", "груз 20 до земли", "груз 15 до земли", "груз 10 до земли", "груз 5 до земли", "груз 3 до земли", "груз метр до земли", "груз на земле, сброс".

После фразы, "груз на земле, сброс", автоматический голосовой ассистент (бортовой техник ИИ RU или EN) прекратит свою работу до выбора следующего груза.

Следует помнить, что во время энергичных перемещений вертолета в районе подцепа или укладки груза (по месту или высоте) актуальность информации сообщений быстро устаревает.

Вид с блистера на груз (Рис. 13.4) служит для контроля места зависания после "закрытия" видимости груза фюзеляжем. Активируется/деактивируется **[LShift + LAlt + C]**,

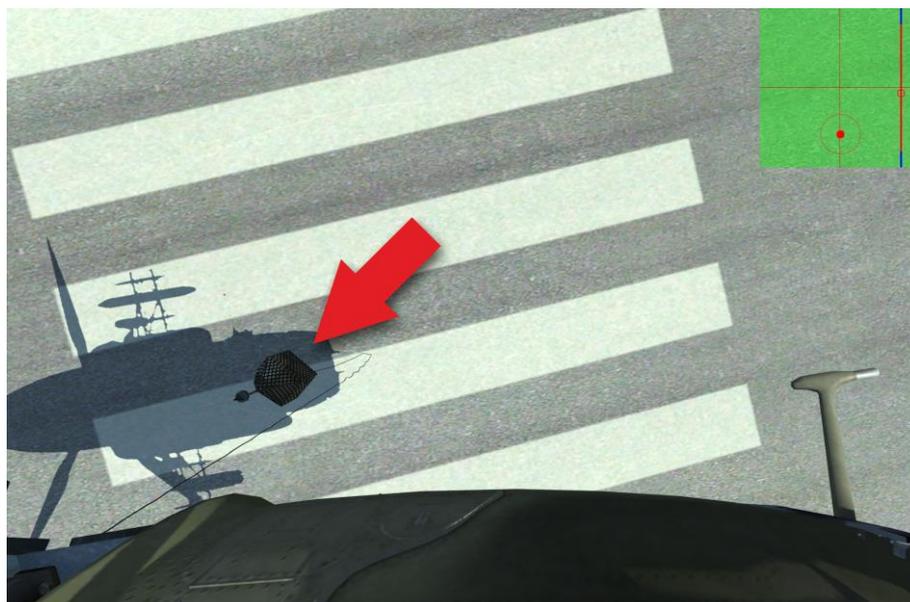


Рис. 13.4. Вид с блистера на груз

Вид с блистера на груз можно использовать как с места командира, так и с места второго пилота.

Рекомендуется назначить на одну из кнопок джойстика и применять во время зависания над грузом частой, но кратковременной активацией.

13.1.2. Создание миссии в редакторе для игры с внешней подвеской

Установка груза на карте и выбор длины троса внешней подвески

Для создания миссии необходимо выполнить действия, указанные на схеме, [Рис. 13.5](#):

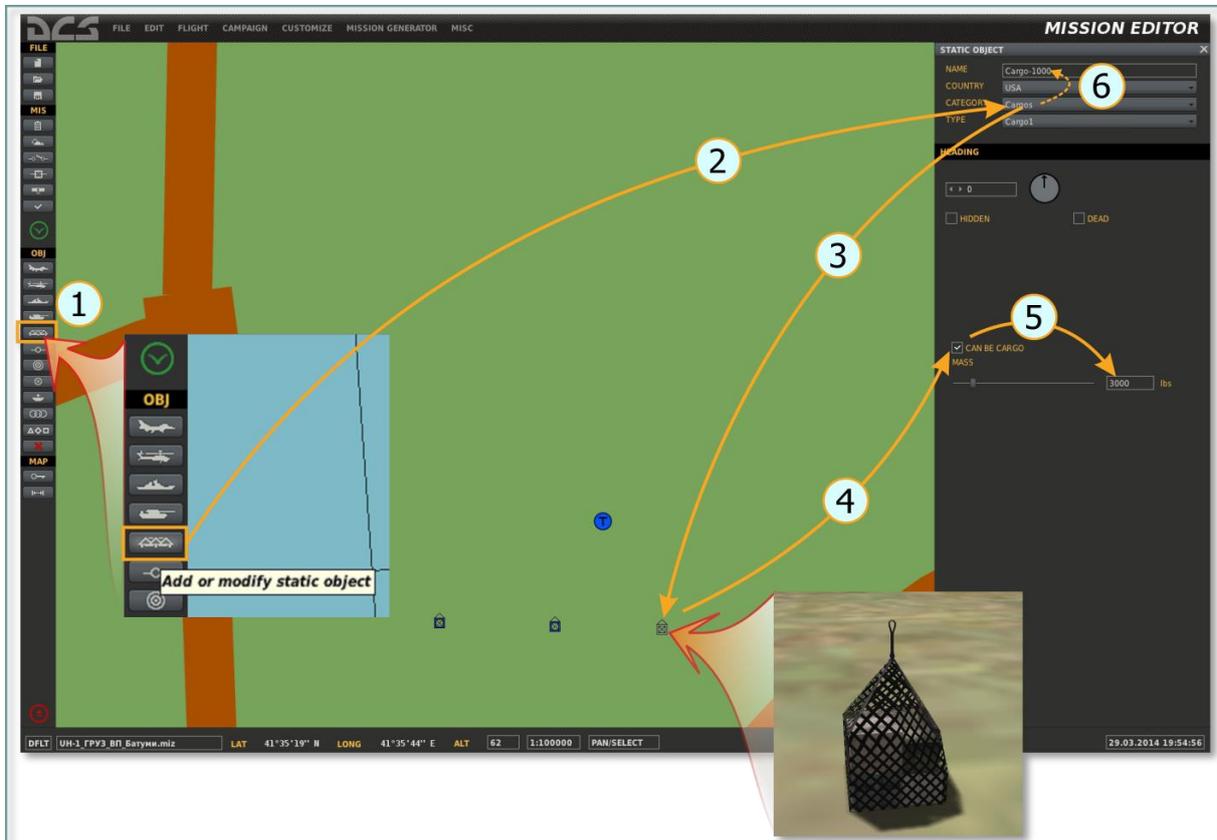
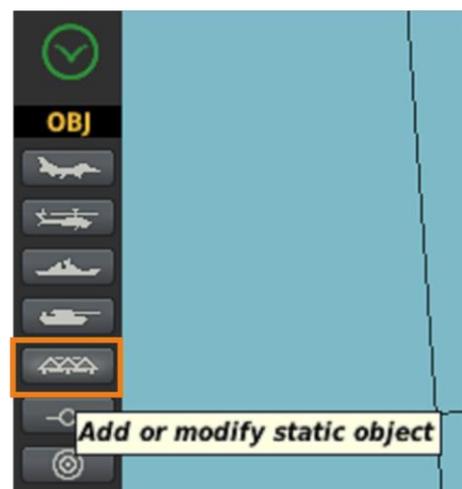


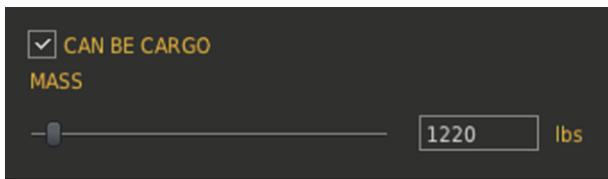
Рис. 13.5 Схема, поясняющая действия при создании миссии для игры с внешней подвеской



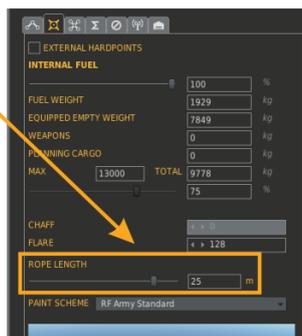
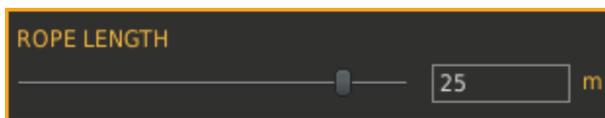
1. Выбрать "Добавить статический объект"
2. Выбрать категорию ГРУЗЫ (Cargos), тип – Груз-1 (или xx):



3. Установить объект на карте (левой кнопкой мыши);
4. Установить флаг "МОЖЕТ БЫТЬ ГРУЗОМ" (для возможности выбора и подцепки груза во время игры):



5. Установить необходимый вес груза (для начинающих рекомендуется не более 500кг);
6. Переименовать этот объект (рекомендуется), например "ГРУЗ_500", чтобы облегчить его выбор, если в игре не один груз;
7. Установить требуемую длину троса (максимально до 30м):



8. Сохранить миссию, создание миссии завершено.

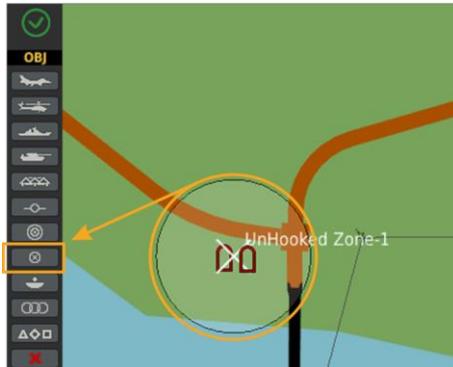
Созданная миссия позволяет выполнить подцеп груза, полет с грузом и самостоятельную его укладку по желанию игрока (укладка осуществляется без использования автоматических опций – обозначения места укладки и помощи голосового ассистента).

Для создания более продвинутой миссии, где при выполнении точной укладки груза по месту будут работать автоматические опции (маркирование дымом места укладки, помощь автоматического голосового ассистента) в миссию необходимо добавить обозначение места укладки груза триггерной зоной.

Обозначение места укладки груза

Для возможности маркирования места укладки груза дымом, а также получения помощи голосового ассистента (бортового техника ИИ, см.ниже) при укладке груза необходимо:

1. Установить триггерную зону, присвоить ей имя и указать радиус (в данном случае размер радиуса не имеет значения):



2. В настройке триггеров, [Рис. 13.6](#) (1) создать новый триггер (2); выбрать тип условия CARGO UNHOOKED IN ZONE (3); выбрать, для какого именно груза должно быть маркирование места укладки (4); связать выбранный груз с нужной зоной (5):



Рис. 13.6. Схема настройки триггера для маркирования места укладки

3. В действиях, которые должны произойти при наступлении указанного условия, выбрать любое событие/события (например, вывод сообщения "Выполнена точная укладка груза"). Действие по триггеру выбирать обязательно, иначе триггер не запишется.

Теперь во время игры после приближения вертолета с указанным грузом "1000kg" на расстояние менее двух километров до центра триггерной зоны "UnHooked Zone-1" место укладки будет маркировано дымом, а с удаления 50м голосовой ассистент начнет уточнять место зависания перед укладкой. К одной триггерной зоне можно "привязать" любое количество грузов.

13.1.3. Действия игрока во время игры

Рассмотрим действия по выбору груза и этапам полета с грузом на примере.

Итак: в некотором районе находятся несколько грузов различной массы. Необходимо выбрать один из них, выполнить зависания над грузом и подцеп груза, взлет с грузом, полет в район укладки (отцеп) груза, заход и зависание в зоне (точке) укладки, отцеп груза.

ДЕЙСТВИЯ ИГРОКА

Выбор груза

Для возможности выбора грузов (с использованием радиоменю) из некоторого множества реализована "зона видимости грузов", которая движется вместе с вертолетом игрока или бота (обозначены окружностями вокруг вертолетов №1 и 2). Поэтому грузы игроком могут быть выбраны в случае, когда вертолет приблизится к ним на дальность менее размера радиуса зоны видимости грузов (см. [Рис. 13.7](#), вертолет №2)

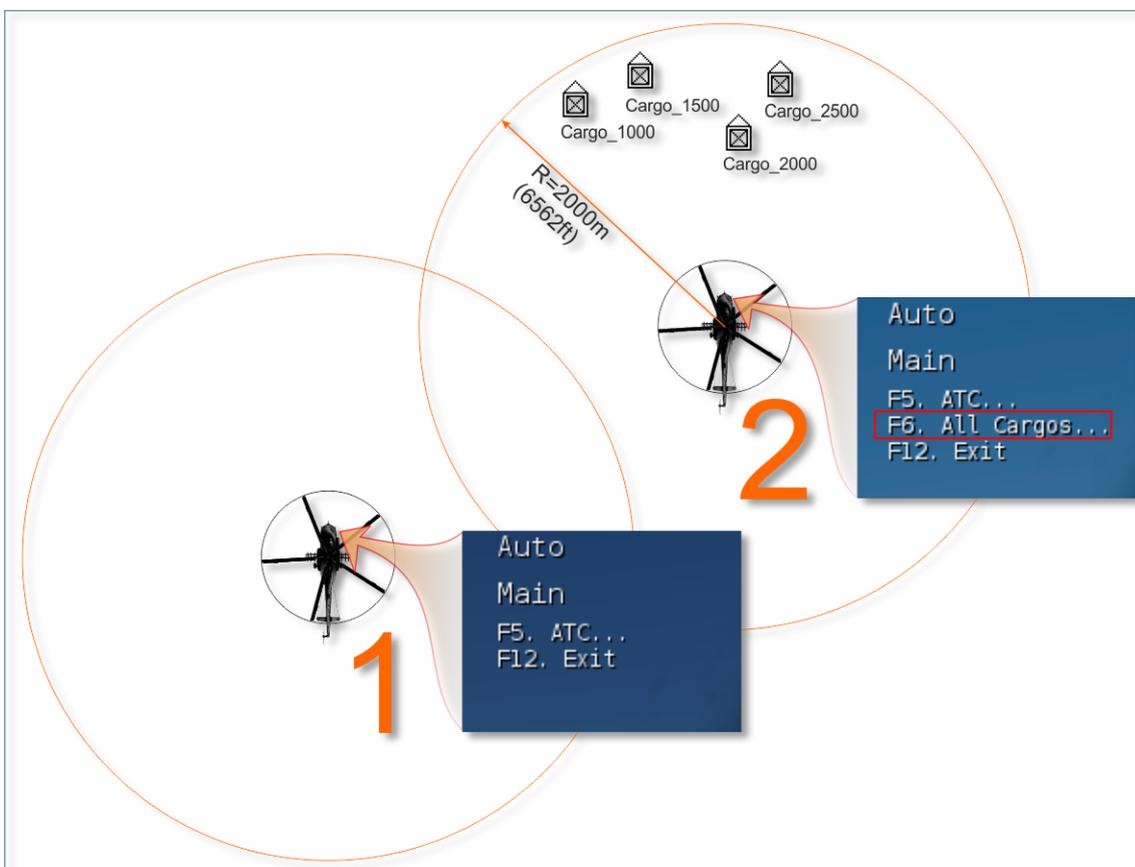


Рис. 13.7. Схема логики активации пункта меню выбора грузов

Исходя из опыта тестирования, радиус зоны обнаружения грузов установлен 2000м (6.562ft). Если удаление вертолета от грузов более 2000м, то груз выбрать нельзя (меню вертолета №1). Как только грузы окажутся в зоне "видимости", которая движется вместе с вертолетом, тогда в меню появится дополнительный пункт для активации дополнительной страницы **[F6]** со списком грузов (меню вертолета №2).

При попадании грузов в радиус обнаружения, игрок имеет возможность выбора грузов из списка (см. [Рис. 13.8](#).)



Рис. 13.8. Меню выбора грузов

1. Клавиша выбора
2. Действительная масса груза
3. Имя груза

Для выбора груза игрок должен нажать одну из клавиш **[F1..F10]**. При этом место расположения груза будет немедленно маркировано дымом.

В случае необходимости поменять выбор груза необходимо снова активировать радиоменю, войти в раздел работы с грузами **[F6]** и выбрать команду CANCEL для ранее выбранного груза. Затем повторить выше описанную процедуру для выбора нового груза.

Выполнение зависания над грузом и подцеп груза

Подцеп груза может быть выполнен ИИ (т.е. автоматически) или игроком в режиме "ручного подцепа".

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ПОДЦЕП груза активируется после выбора груза из радиоменю. Реализуется только с режима висения над грузом. При этом автоматический подцеп груза осуществляется при соблюдении определенных условий, которые учитывают длину троса, точность выдерживания места висения и промежуток времени, который необходим виртуальному стропальщику для подцепа крюка к грузу. Поэтому для подцепа необходимо зависнуть в пределах границ некоторой зоны над грузом и находится в ней в течение заданного времени. Ограничения зоны висения:

- относительно продольной и поперечной оси – радиус 2,5м;
- относительно вертикальной оси – от значения "высота груза + 0,5м" до значения "длина троса + высота груза минус 0,5м". Например, если трос 30м, груз высотой 7м, то диапазон допустимой для подцепа высоты висения над поверхностью будет составлять: от 7+0.5м (7,5м) до 30+7-0.5 (36,5м).

Время нахождения в этой зоне – не менее 5 с.

Трос в игре может быть использован от 5 м до 30 м.

После выбора груза можно активировать индикатор груза **[RShift + RCtrl + P]**.

За 10 м до груза (по любой из осей) включается автоматический голосовой ассистент.

Во время нахождения в зоне подцепа (когда все условия выполняются) появится сообщение HOVER ABOVE CARGO (Висение над грузом) и через 5 секунд – CARGO HOOKED (Груз подцеплен). В случае выхода за пределы зоны – также выводится соответствующее сообщение.

"Ручной подцеп" груза. Применяется при посадке вблизи груза, выбранного из меню. "Ручной подцеп" работает, когда вертолет находится на земле и если используется трос большей длины, чем удаление места посадки вертолета до точки подцепа груза, подцеп – **[RCtrl + RShift + L]**. Факт подцепа указывается текстовым сообщением и сообщением голосового ассистента.

Взлет с грузом

После подцепа груза необходимо без спешки вертикально набрать высоту для натяжения троса. После натяжения троса плавно увеличить ОШ НВ и выполнить вертикальный отрыв груза от поверхности. Далее, не фиксируя зависание (без уменьшения ОШ НВ) после подъема груза на 1–3 м над поверхностью, плавно перевести вертолет в разгон скорости с набором высоты. Отдавать РППУ с изменением угла тангажа более чем на 1–2° не рекомендуется. Во время отрыва груза от поверхности продолжает работу голосовой ассистент.

В процессе разгона скорости не допускать уменьшения вертикальной скорости менее нуля. Учитывать необходимый запас высоты груза при пролете над препятствиями.

Полет в район укладки (отцепа) груза

Во время полета следить за раскачкой груза и в случае сильной раскачки – компенсировать ее небольшим уменьшением ОШ во время начала движения груза от одного из крайних положений к центру. Воздерживаться от резких движений РППУ и РОШ для изменения режима. О раскачке груза, или при снижении груза на высоту менее 60 м над поверхностью информирует голосовой ассистент.

Заход и зависание в зоне (точке) укладки, отцеп груза

Выполнить выход в зону укладки груза. Гашение скорости начинать заранее (1.600–1.400 м), с темпом уменьшения скорости значительно ниже, чем при обычных полетах.

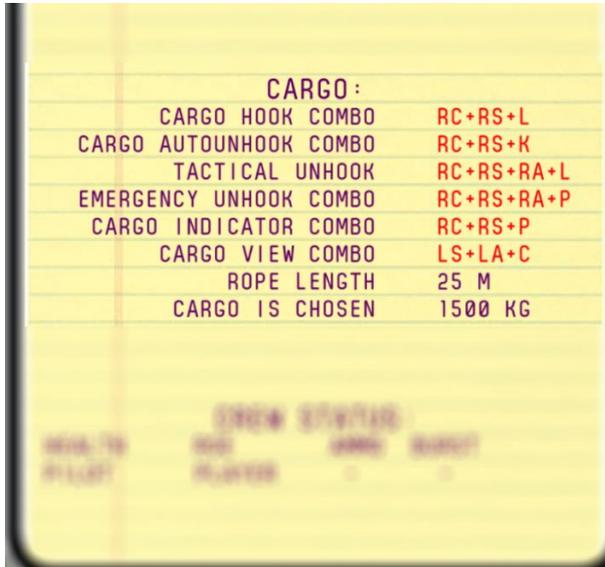
Если во время создания миссии была указана **зона укладки груза** (триггерная зона), то после приближения вертолета с грузом на расстояние менее двух километров место укладки будет маркировано дымом. С удаления 50 м голосовой ассистент начнет уточнять место зависания перед укладкой и сообщит о факте касания грузом поверхности.

Перед укладкой груза можно активировать функцию "автоматического сброса" (см. [здесь](#)) **[RCtrl + RShift + K]** для немедленной отцепки груза при касании им земли. Также можно выполнить отцеп груза вручную, уже после его точной укладки на поверхность, используя кнопки тактического или аварийного сброса, расположенные на РОШ ([Рис. 7.43](#)) **[RCtrl + RShift + RAlt + L]** или **[RCtrl + RShift + RAlt + P]**.

После открытия замка выводится соответствующее сообщение.

13.1.4. Информационная помощь игроку при игре с грузом

Во время игры есть возможность получить подсказки, которые информируют игрока о возможных сочетаниях клавиш, установленной длине троса, факте выбора и подцепки груза. Для этого необходимо активировать наколенный планшет (книборд),



[RShift + K]. Более подробно о книборде указано в [14.7](#).

13.1.5. Клавиатурные команды при игре с грузом

Комбинация клавиш	Назначение на русском	Назначение на английском	Комментарий
[RCtrl + RShift + P]	Индикатор груза	External Cargo Indicator	Включает/выключает индикатор груза(чит)
[RCtrl + RShift + L]	Подцеп груза	External Cargo Hook	Подцеп груза на земле, по нажатию происходит подцеп груза, если место крепления троса к веротлету на расстоянии меньше длины троса от точки крепления троса к груза и вертолет на земле
[RCtrl + RShift + RAlt + L]	Тактический отцеп груза	External Cargo Tactical Unhook	Колпачок открывается сразу по нажатию комбинации
[RCtrl + RShift + RAlt + P]	Аварийный отцеп груза	External Cargo Emergency Unhook	Колпачок открывается сразу по нажатию комбинации
[RCtrl + RShift + K]	Автоматический отцеп груза	External Cargo Autounhook Switch - ON/OFF	Активирует/деактивирует отцеп груза после снятия нагрузки с замка
[RCtrl + RShift + RAlt + T]	Открытие/закрытие колпачка для кнопки "Тактический сброс груза"	External Cargo Tactical Unhook Button Cover OPEN/CLOSE	
[RCtrl + RShift + RAlt + R]	Открытие/закрытие колпачка для кнопки "Аварийный"	External Cargo Emergency Unhook Button Cover - OPEN/CLOSE	

	сброс груза"		
R Ctrl + R Shift + R Alt + Q	Тактический отцеп груза	External Cargo Tactical Unhook Button	Срабатывает только после открытия колпачка
R Ctrl + R Shift + R Alt + A	Аварийный отцеп груза	External Cargo Emergency Unhook Button	Срабатывает только после открытия колпачка
L Shift + L Alt + C	Взгляд на цель	View to Aim	Плавно переводит взгляд вниз в открытый блистер, работает по-разному для правого и левого места

13.2. Высадка и эвакуация десантов (РДГ)

В разработке



14. КАК ИГРАТЬ

[К предисловию](#)

14.1. Общие положения

Игра представляет собой симулятор вертолета, в котором игрок "от первого лица" управляет этим вертолетом, кабинным оборудованием и положением головы виртуального пилота, используя игровые устройства ввода (джойстики, педали, тач-пады и др.), клавиатуру и мышь.

Кроме того, доступна возможность установки внешней (по отношению к кабине ЛА) камеры в любое место игрового пространства для наблюдения со стороны как своего вертолета, так и других объектов мира.

Суть игры заключается в том, что игрок должен в режиме реального времени имитировать основные действия летчика при работе с кабинным оборудованием, а также распределении внимания между внекабинным пространством и кабиной на каждом этапе выполнения полетного задания (от запуска двигателя до заруливания на стоянку). Кроме того, при усложнении игрового сценария игрок должен управлять (принимать решения и отдавать команды) своими подчиненными экипажами (летчиками своего подразделения).

Игра может быть одиночной (в игровом мире есть только один игрок, остальные объекты управляются ИИ) или сетевой (в игровом мире присутствует более одного игрока, которые входят в игру через интерфейсы локальной сети, остальные объекты управляются ИИ).

После покупки игры ее необходимо установить как модуль к DCS World и активировать. Основные документы, описывающие порядок активации игры, функции главного окна, настройки игры, работу с редактором миссий, настройку игровых устройств находятся в папке DOC, расположенной в каталоге установленной игры. Каждый из них описывает определенную часть игрового функционала:

- a) как установить и активировать игру – в руководстве DCS World Installation Guide RU.pdf;
- b) описание функций главного окна, настроек игры и работы с редактором миссий – в руководстве DCS User Manual EN.pdf;
- c) порядок настройки игровых устройств – в руководстве DCS World Input Controller Walk Through EN.pdf;
- d) данные радиотехнических средств аэродромов, используемых в игре, указаны в справочнике DCS World List of all available Beacons EN.pdf.

Чтобы оказаться в кабине вертолета необходимо запустить соответствующую миссию (сценарий) под управлением оболочки DCS World. Миссии могут быть встроенными в игру (поставляются вместе с пакетом установки модуля), скачанными из интернета или разработанные самостоятельно. Набор сюжетно связанных миссий называется кампанией. Пользователь может самостоятельно создать миссию (кампанию), используя инструменты Редактора миссий (MISSION EDITOR). Как работать с инструментами Редактора миссий описано в DCS User Manual EN.pdf.

Возможности игрока по действиям в кабине

Находясь в кабине игрок может **управлять вертолетом, объектами кабины и положением головы виртуального пилота** (видами). Все перечисленные возможности могут быть реализованы или только клавиатурой, мышью, джойстиком, или в их различном сочетании. Конечно, для качественной игры при управлении вертолетом рекомендуется использовать джойстик.

Мышь может быть использована в двух режимах:

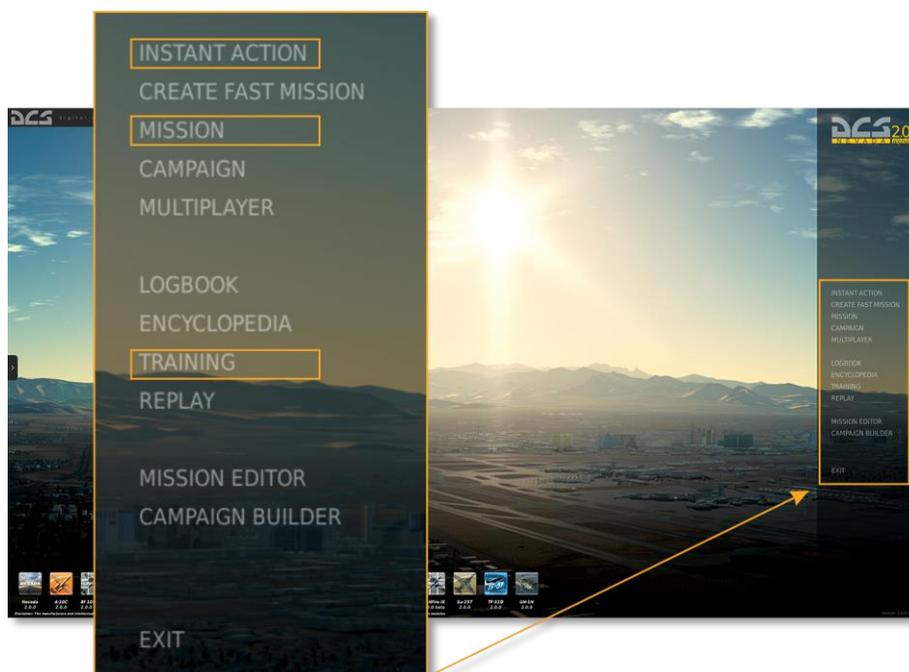
- управления объектами кликабельной кабины;
- управления положением головы виртуального пилота (управление видами). Переключение между режимами осуществляется комбинацией клавиш **[LAlt+C]** или двойным кликом по колесу мыши.

14.2. Запуск встроенных миссий

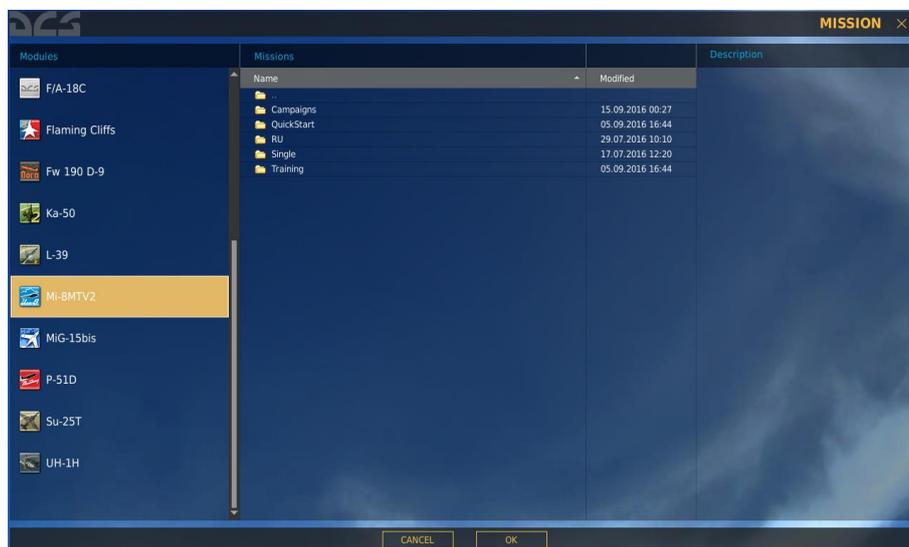
Игра приобретается с некоторым набором миссий. Это миссии обучения и собственно игровые миссии (или кампания). Игровые миссии (кампании) предполагают, что игрок уже ознакомился с особенностями управления вертолетом и готов попробовать себя в самостоятельном использовании вертолета в игровом сценарии.

Порядок действий пользователя при запуске встроенной миссии:

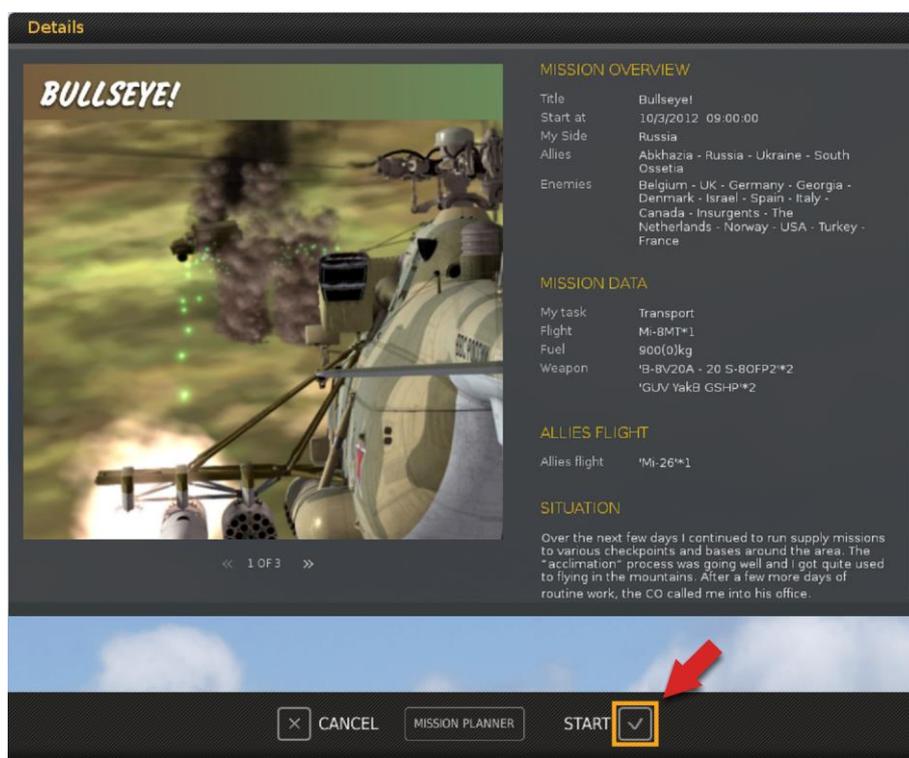
1. Запустить игру (оболочку DCS World). После запуска главного окна программы можно запустить либо тренировочные миссии, войдя в меню TRAINING, либо сразу игровые, войдя в меню INSTANT ACTION или MISSION:



2. Для выбора миссии необходимо выбрать тип модуля и затем предложенные для него миссии из соответствующей папки (в примере ниже это папки Training, QuickStart или Single):



3. После выбора миссии появится окно описания и будет доступна кнопка СТАРТ, которая запускает миссию для виртуального полета:



14.3. Управление вертолетом и объектами кабины в игре

Основные органы управления вертолетом включают в себя **ручку управления ЛА** (для вертолета – ручка продольно-поперечного управления или РППУ, для самолета – ручка управления самолетом или РУС), **ручку (рычаг) управления силовой установкой** (для вертолета – рычаг общего шага или РОШ, он управляет тягой НВ и мощностью двигателя одновременно, для самолета – ручка (рычаг) управления двигателем или РУД), и **педаль**. РППУ (РУС) используется для управления ЛА по крену (наклон ЛА влево-вправо) при выполнении разворотов и тангажу (подъем носа ЛА вверх-вниз) для перевода ЛА на снижение или в набор высоты, а в случае с вертолетом – для разгона или гашения скорости. РОШ (РУД) используется для управления тягой НВ (мощностью двигателя) при необходимости увеличить или уменьшить горизонтальную или вертикальную скорость полёта. Педали используются для

управления по рысканию (поворот носа самолёта вправо-влево) и компенсации скольжения с помощью руля направления. Кроме того, на самолетах они могут использоваться во время руления для раздельного торможения колес основных стоек шасси для выполнения поворотов (одновременно с поворотом руля направления).

14.3.1. Управление ЛА (вертолетом, самолетом) с помощью джойстика



Если имеется джойстик, он может быть оборудован ручкой управления тягой и/или поворотной рукояткой (может быть любая ось джойстика), которая управляет тягой (общим шагом для вертолетов), а также, вращающейся рукояткой для управления педалями.

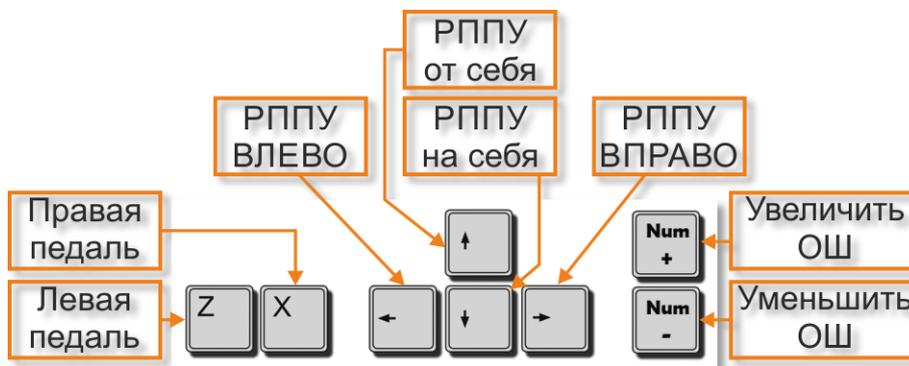
Во время пилотирования из кабины можно включить индикатор положения органов управления используя сочетание клавиш **[RCtrl+Enter]** чтобы видеть



положение органов управления вертолетом .

14.3.2. Управление вертолетом с клавиатуры

Если игрок управляет вертолетом только с клавиатуры, то основные клавиши управления это: **клавиши со стрелками** для управления по крену и тангажу, **[Numpad+]** и **[Numpad -]** для управления тягой, клавиши **[Z]** и **[X]** для управления педалями.



14.3.3. Управление объектами кабины с помощью мыши

Всеми объектами кликабельной кабины можно управлять с помощью мыши. Это основной режим применения мыши в игре. Для это используются левая, правая кнопки и колесо мыши.

Как правило, все включения выключателей выполняются левой кнопкой, галетные переключатели (ручки вращения с фиксированными промежуточными положениями) – в одну сторону левой кнопкой, в противоположную – правой кнопкой мыши. Объекты кабины, предусматривающие включение/выключение

при наведении указателя мыши на них, помечены символом .

Вращающиеся ручки поворачиваются колесом мыши. Объекты кабины, предусматривающие вращение при наведении указателя мыши на них,

помечены символом .

Для ускорения вращения ручек от колеса мыши необходимо нажать **[LShift]** и вращать колесо мыши. Тогда ручка станет вращаться в x10раз быстрее. По умолчанию мышь включена в режим управления объектами кабины.

14.4. Управление положением головы виртуального пилота и видами в кабине 6DOF

14.4.1. Управление положением головы виртуального пилота в кабине 6DOF

Управление положением головы виртуального пилота в кабине формата 6 DOF предполагает возможность перемещения головы вдоль всех трех осей (OX, OY, OZ), а также поворота головы вокруг этих осей ([Figure 14.1](#)).

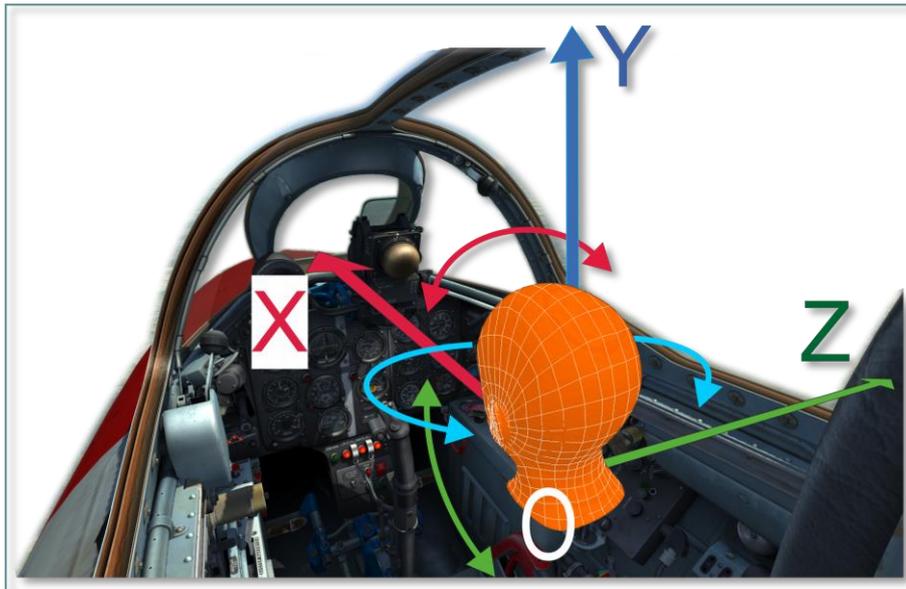


Figure 14.1. Положение осей кабины 6DOF

Управление положением головы может быть осуществлено всеми устройствами ввода: клавиатурой, мышью, джойстиком, устройствами слежения за головой пользователя (типа TrackIR). Следует заметить, что поворот виртуальной головы вокруг оси OX (изогнутая стрелка красного цвета) как правило, не используется, поэтому недоступен для управления с клавиатуры и мыши.

Кроме перемещения и поворотов головы есть также функция зуммирования (уменьшения угла поля зрения кабины).

Т.е. на рабочую площадь экрана отображаются только объекты, вошедшие в поле зрения. Т.к. поле зрения при зуммировании сужается, то на одной и той же площади объекты становятся крупнее. Это можно сравнить с применением подзорной трубы. При этом все объекты, расположенные на оси взгляда, видны при любом увеличении.

Скорость перемещения взгляда от мыши может регулироваться с клавиатуры:

LShift + []	Мышь, большая скорость
LCtrl + []	Мышь, замедленная скорость
LAlt + []	Мышь, нормальная скорость

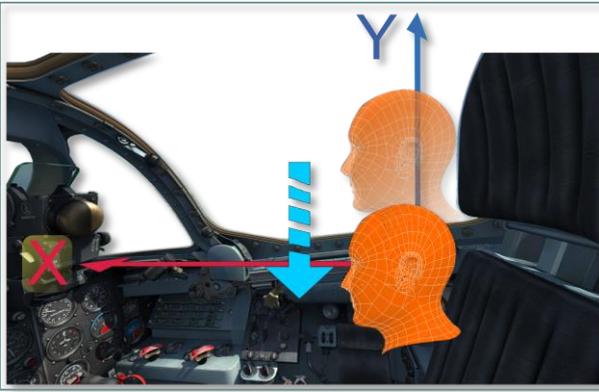
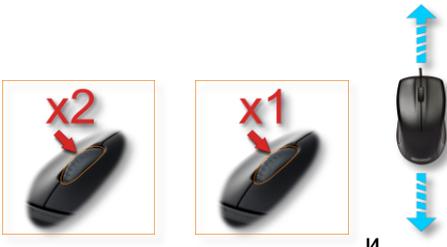
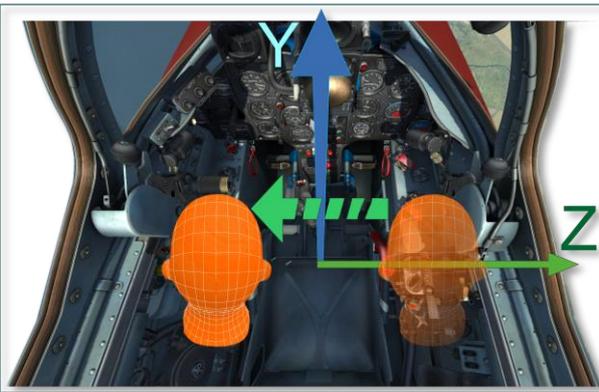
Действия клавиатурой и мышью для перемещения головы, ее поворотов и зуммирования изображения

Условные обозначения на схемах для использования мыши:

	Выполнить нажатие и удерживать колесо вниз
	Выполнить двойной клик КОЛЕСА

	Выполнить нажатие, удерживать колесо вниз и вращать
	Вращать колесо мыши
	Перемещения головы вдоль соответствующих осей
	Вращение головы вокруг соответствующих осей

Мышь по умолчанию включена в *РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕКТАМИ КАБИНЫ*, и для переключения ее в *РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЕМ ГОЛОВЫ ВИРТУАЛЬНОГО ПИЛОТА* (и обратно) необходимо использовать комбинацию клавиш **[LAlt+C]** или **двойной клик по колесу** мыши.

Вид действия	Реализация клавиатурой и мышью
	Клавиатурой: [RCtrl+RShift+ *] или [RCtrl+RShift+ /] Мышью: 
	Клавиатурой: [RCtrl+RShift+ Num2] или [RCtrl+RShift+ Num8] Мышью: 
	Клавиатурой: [RCtrl+RShift+ Num4] или [RCtrl+RShift+ Num6] Мышью: 

	Клавиатурой: [Num4] или [Num6] Мышью:
	Клавиатурой: [Num2] или [Num8] Мышью:
	ЗУММИРОВАНИЕ (ZOOM). Клавиатурой: [Num *] или [Num /] Мышью:

14.4.2. Управление видами в кабине 6DOF

Многие объекты кабины расположены неудобно (в нишах, закрыты другими объектами). Чтобы можно было в полете быстро посмотреть на нужный объект и вернуться к приборам, используя комбинацию клавиш, следует использовать встроенную функцию настройки "быстрых видов" **SnapView**. Эта функция позволяет "запомнить" любой настроенный игроком вид и присвоить ему комбинацию клавиш на цифровой клавиатуре. Затем после процедуры записи

по мере необходимости вызывать настроенные виды комбинацией клавиш **[Num0]** (модификатор) + **[Num1..9]** (один из 9 нужных видов) **]]**.

Перед самостоятельной записью видов рекомендуется ознакомиться с настроенными видами по умолчанию, поочередно нажимая Num0+Num1..9. Возможно, сделанные по умолчанию виды вполне подойдут.

Для проведения собственной записи SnapView необходимо:

- a) активировать начало записи одного из видов нажатием **[Num0+ Num1..9]** (одну из цифр), при этом появится некий вид, начало записи активировано;

Примечание. Для настройки нужного вида использовать стандартные средства управления камерой:

- **[Num *]** – приближение, **[Num /]** – отдаление,
- **[RShift+RCtrl+Num2]** – ось взгляда параллельно ВНИЗ,
- **[RShift+RCtrl+Num8]** – ось взгляда параллельно ВВЕРХ,
- **[RShift+RCtrl+Num4]** – ось взгляда параллельно ВЛЕВО,
- **[RShift+RCtrl+ Num6]** – ось взгляда параллельно ВПРАВО,
- **[Num1..9]** – поворот оси взгляда от текущей точки
- **[Num5]** – центрировать взгляд,
- **[RShift+RCtrl+ Num*]** – перемещение головы виртуального пилота вперед,
- **[RShift+RCtrl+ Num/]** – перемещение головы виртуального пилота назад.

- b) настроить этот нужный вид (рассмотрен пример настройки вида на прицел ПКВ), который потом "запомним", для чего *ВЫПОЛНИТЬ*:

- (1) переместить ось взгляда на центр выбранного объекта **[RShift+RCtrl+Num2,8,6,4]**;
- (2) повернуть ось взгляда на нужный угол **[Num2,8,6,4]**;
- (3) используя zoom "приблизиться" к объекту на нужное расстояние **[*]** (или "отдалиться" – **[/]**), чтобы получился результат (например, похожий как на [Рис. 14.1](#)):



Рис. 14.1. Вид сетки ПКВ с третьим кольцом

- (4) завершить запись настроенного вида в файл, нажав сочетание **[RAlt + Num0+Num1..9]**.

Информация о записанных видах хранится здесь:

"C:\Users\<<USERNAME>\Saved Games\DCS\Config\View\SnapViews.lua".

14.5. Особые настройки игры

Особые настройки модуля находятся на закладке ОСОБЫЕ, [Рис. 14.2](#):

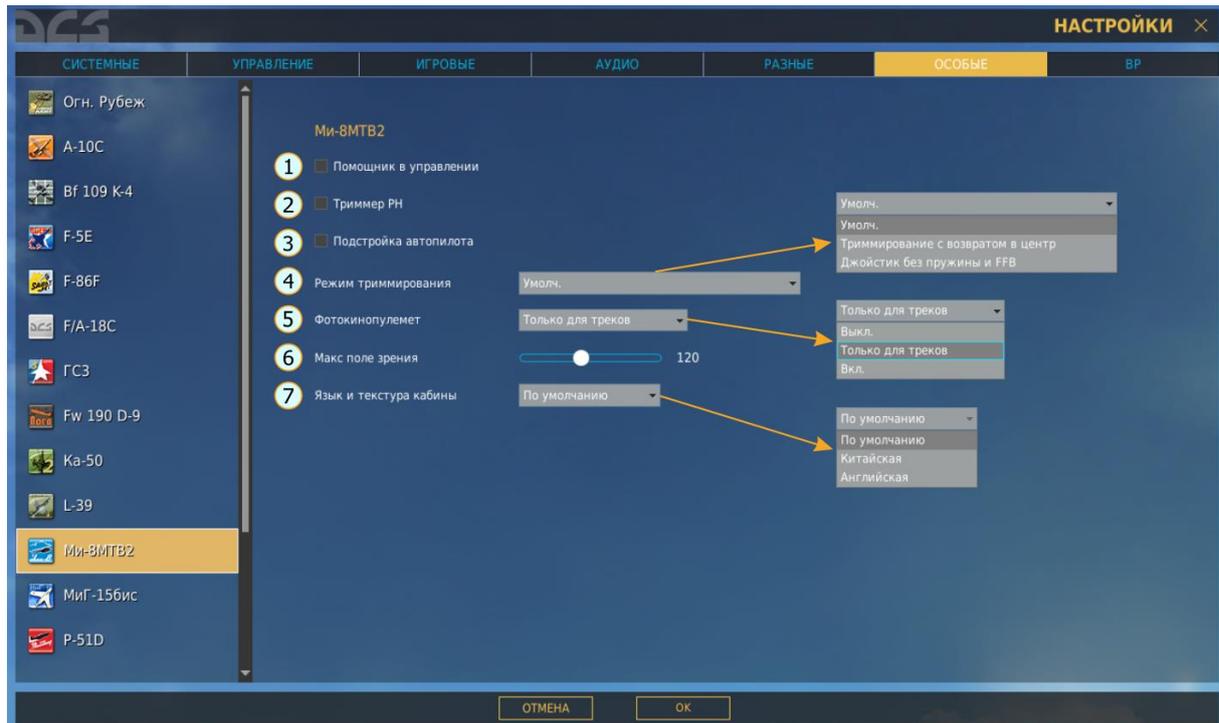


Рис. 14.2. Особые настройки модуля DCS: Ми-8МТВ2

- | | |
|---|---|
| 1. ПОМОЩНИК В УПРАВЛЕНИИ (чек-бокс для установки флага) | 5. ФОТОКИНОПУЛЕМЕТ (выпадающий список) |
| 2. ТРИММЕР РН (чек-бокс для установки флага) | 6. МАКС.ПОЛЕ ЗРЕНИЯ (ползунок) |
| 3. ПОДСТРОЙКА АВТОПИЛОТА (чек-бокс для установки флага) | 7. Поле со списком ЯЗЫК И ТЕКСТУРА КАБИНЫ (выпадающий список) |
| 4. РЕЖИМ ТРИММИРОВАНИЯ (выпадающий список) | |

(1) *ПОМОЩНИК В УПРАВЛЕНИИ*. Активация виртуального помощника в управлении.

Если флаг установлен (), тогда при выполнении полетов виртуальный помощник будет сглаживать резкие и амплитудные движения РППУ и педалями и пытаться предотвратить резкие изменения тангажа, крена и направления, а также действие реактивного момента НВ. Может быть полезен начинающим игрокам.

(2) *ТРИММЕР РН*. Если флаг установлен, тогда при нажатии кнопки триммера  вместе с РППУ будут триммироваться игровые педали (руль направления), т.е. педали в кабине вертолета останутся в новом положении, несмотря на возврат игровых педалей в центр (например, за счет пружин). Работает аналогично джойстику, у которого параметр РЕЖИМ ТРИММИРОВАНИЯ установлен в значение "Триммирование с возвратом в центр" (см.ниже).

(3) *ПОДСТРОЙКА АВТОПИЛОТА*. Если флаг установлен, тогда виртуальный бортовой техник постоянно (автоматически) "подстраивает" каналы крена и тангажа ручками центрирования, если отклонения индикаторов достигают более 50% хода. Подстройка выполняется плавно (скорость не более 1 град/сек), поэтому игрок этого не замечает.

Примечание. Существует возможность подстраивать автопилот и без установки этого флага, командой **[RAIt + A]**. В этом случае ИИ бортовой техник разово выполняет подстройку крена и тангажа и докладывает о действиях.

(4) *РЕЖИМ ТРИМИРОВАНИЯ*. Выпадающий список со значениями:

- "Умолчание" – джойстик работает в обычном режиме: нажатие кнопки триммера **[T]** дает только звук, положение виртуальной РППУ совпадает с положением джойстика;
- "Триммирование с возвратом в центр" – после нажатия на кнопку триммера виртуальная РППУ остается там, где была нажата кнопка, и последующие сигналы положения от джойстика не передаются до тех пор, пока игрок его не поставит в центр (с некоторым допуском). После этого отклонение джойстика от центрального положения будет добавляться к текущему положению виртуальной РППУ. Для "сброса" триммерного положения виртуальной РППУ необходимо нажать **[LCtrl + T]**;
- "Джойстик без пружин и FFB" – предназначено для доработанных джойстиков, у которых изъяты центрирующие пружины. При нажатии на кнопку триммера воспроизводится звук работы триммера, но положение виртуальной РППУ полностью совпадает с положением джойстика.

(5) *ФОТОКИНОПУЛЕМЕТ*. Устанавливает опции применения фотоконтрольного прибора **АКС-2**. Выпадающий список со значениями:

- Выкл. – выключено;
- Только для треков – будет видим только в треке;
- Вкл. – будет виден сразу при стрельбе (может вызвать небольшое падение частоты кадров при малом быстродействии компьютера игрока).

(6) *МАКС.ПОЛЕ ЗРЕНИЯ*. Ползунок настройки угла поля зрения при посадке в кабину в начале миссии. Значение по умолчанию – 120°. Наиболее адекватные угловые размеры объектов кабины достигаются при угле 90°.

(7) *ЯЗЫК И ТЕКСТУРА КАБИНЫ*. Выпадающий список со значениями:

- "По умолчанию" – язык кабинных надписей устанавливается в соответствии с языковыми настройками операционной системы (русский или английский);
- "Английская" – язык кабинных надписей устанавливается английский;
- "Китайская" – язык кабинных надписей устанавливается китайский.

14.6. Дополнительные настройки вертолета в DCS:MI-8MTV2

При установке на карте вертолета Ми-8 МТВ2 кроме возможности изменения веса топлива, варианта подвески оружия есть возможность настроить некоторые другие особенности вертолета, а именно ([Рис. 14.3](#)):

- снять/установить фермы с балочными держателями и прицел ПКВ;
- установить длину троса при игре с внешней подвеской (см.также [13.1.2, 7](#)).
- снять /установить Экранные Выхлопные Устройства (ЭВУ);
- задать остаток ресурса (обратная величина "изношенности") двигателей;
- снять /установить дополнительное бронированное;
- снять/установить створки грузового люка.

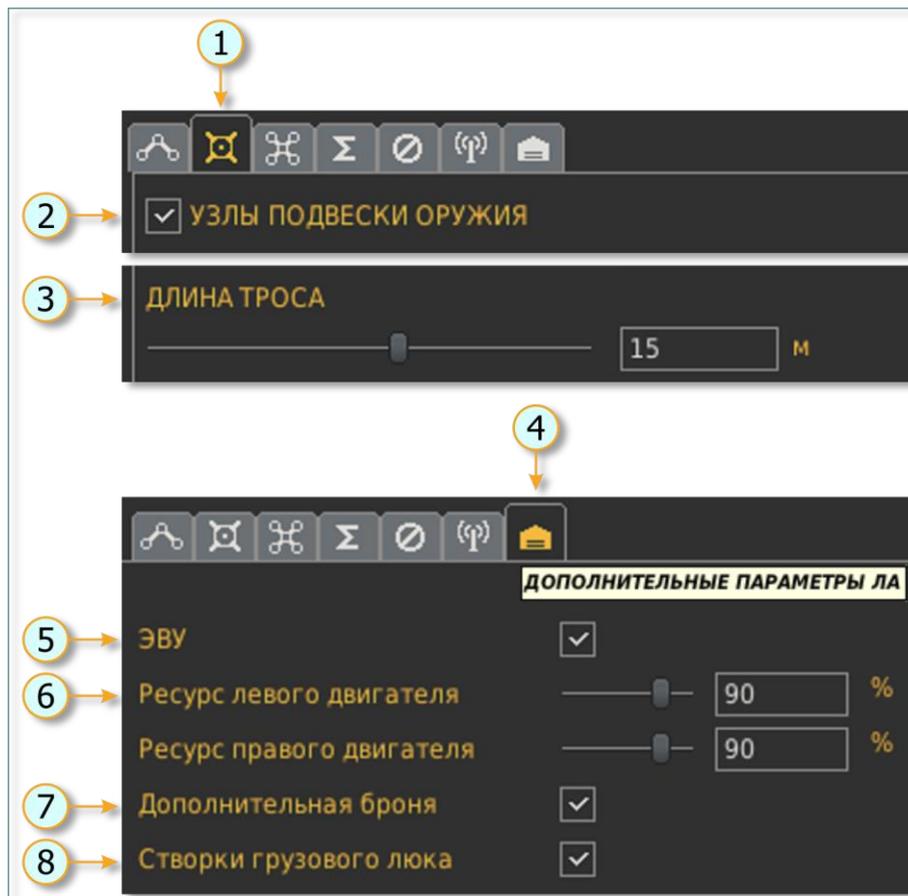


Рис. 14.3. Дополнительные настройки вертолета в DCS:MI-8MTV2

- | | |
|---|---|
| 1. Активация закладки с выбором подвесок/вооружения | 5. Установка флага наличия ЭВУ на двигателях |
| 2. Установка флага наличия ферм с балочными держателями | 6. Настройки текущего ресурса двигателей |
| 3. Установка длины троса при игре с внешней подвеской, в м. | 7. Установка флага наличия броневой защиты |
| 4. Активация закладки с дополнительными параметрами | 8. Установка флага наличия створок грузового люка |

(2) *УСТАНОВКА ФЛАГА НАЛИЧИЯ ФЕРМ С БАЛОЧНЫМИ ДЕРЖАТЕЛЯМИ* – позволяет подвешивать весь комплекс штатного вооружения. Увеличивает вес пустого вертолета на 401кг.

(3) *УСТАНОВКА ДЛИНЫ ТРОСА* для транспортировки грузов на внешней подвеске

(5) *УСТАНОВКА ФЛАГА НАЛИЧИЯ ЭВУ* ([7.12](#)).

(6) *КОЭФФИЦИЕНТ РЕСУРСА ДВИГАТЕЛЕЙ* позволяет делать миссии, в которых силовая установка вертолета будет изношена, что потребует от игрока дополнительного уровня мастерства при выполнении задачи.

Примечания. 90% соответствует новому двигателю с завода.

100% – дает стендовую мощность (условно).

Коэффициент нелинейный, поэтому:

- 75% – обороты НВ падают при 11,5° ОШ.
- 50% – обороты НВ начиная с ОШ 5° будут падать. Т.е. на таких двигателях летать уже нельзя.

(7) *УСТАНОВКА ФЛАГА НАЛИЧИЯ БРОНЕВОЙ ЗАЩИТЫ* – броневая защита позволяет увеличить живучесть экипажа и важных узлов вертолета от пуль и осколков. Увеличивает вес пустого вертолета на 419кг.

(8) *УСТАНОВКА ФЛАГА НАЛИЧИЯ СТВОРОК ГРУЗОВОГО ЛЮКА* – снятие створок грузового люка увеличивает число возможных игровых конфигураций, уменьшает вес вертолета на 130 кг.

14.7. Наколенный планшет

Для облегчения процесса обучения, а также компенсации неудобств "полета перед монитором" в игре предусмотрено использование наколенного планшета виртуального летчика (так называемый "книборд" или kneeboard), в котором имеется информация о текущих значениях наиболее важных параметров оборудования или статуса ИИ-стрелков, а также необходимых сочетаниях клавиш для изменения этих значений, [Рис. 14.4](#):

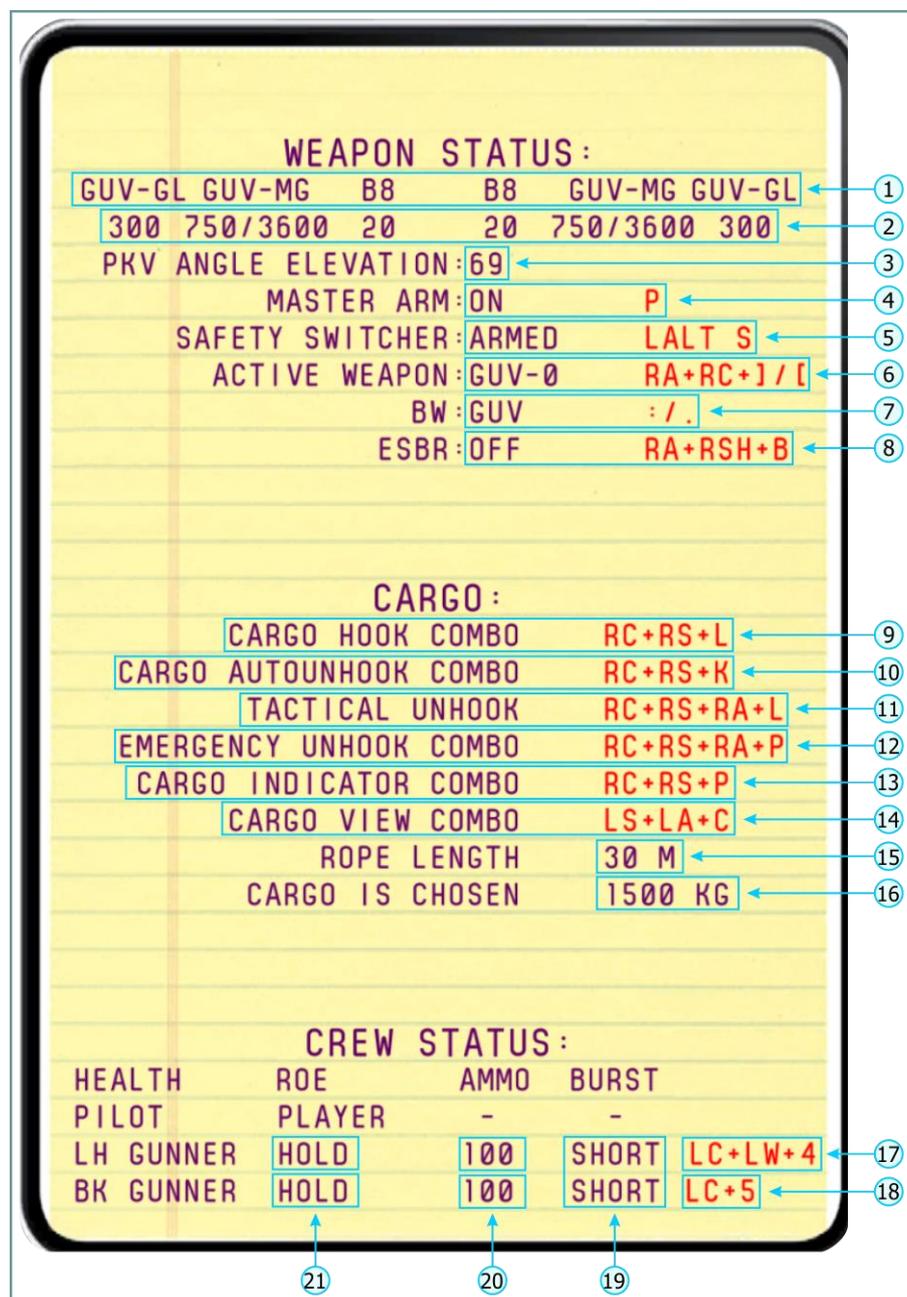


Рис. 14.4. Наколенный планшет

ОРУЖИЕ

1. Индикация подвешенного вооружения

ИГРА С ГРУЗОМ

9. Клавиатурная команда для ручной

- GUV-GL – гранатометный ГУВ
 - GUV-MG – пулеметный ГУВ
 - УРК – УПК-23-250
 - В8 – блок НАР Б8В20
 - Во – бомбы
2. Оставшееся количество боеприпасов по подвескам (для GUV-MG в числителе для 12.7-мм пулемета, в знаменателе для 7.62-мм пулеметов)
 3. Установленный угол прицеливания на ПКВ
 4. Положение Главного выключателя (ГВ) на верхнем щитке управления вооружением командира (ON – включено, OFF – выключено) и клавиатурная команда для изменения
 5. Положение предохранительных выключателей (ARMED – включено, SAFE – выключено) и клавиатурная команда для изменения
 6. Индикация активного вооружения (RS – НАР, УРК – УПК, РКТ – ПКТ, GUV – ГУВ) и клавиатурные команды для изменения (RC=RCtrl, RA=RAlt, R=RShift)
 7. Положение переключателя вариантов подвески на пульте бомбардировочного вооружения (I, II, III, IV, V, GUV) и клавиатурные команды для изменения
 8. Положение выключателя электросбрасывателя ЭСБР-ЗП/А (ON – включено, OFF – выключено) и клавиатурная команда для изменения
10. Клавиатурная команда для активации автоматической отцепки груза при касании грузом земли
 11. Клавиатурная команда для тактического сброса груза в воздухе
 12. Клавиатурная команда для аварийного сброса груза в воздухе
 13. Клавиатурная команда для активации индикатора груза
 14. Клавиатурная команда для перемещения оси взгляда игрока на груз в открытый блистер/ возвращения ее в кабину
 15. Выбранная в ME длина троса
 16. Масса выбранного или подцепленного груза

СТАТУС БОРТОВЫХ СТРЕЛКОВ

17. Клавиатурная команда для изменения правил ведения боя дверного стрелка (HOLD, RET.FIRE, FIRE)
18. Клавиатурная команда для изменения правил ведения боя кормового стрелка (HOLD, RET.FIRE, FIRE)
19. Индикация длины очереди ИИ-стрелков (в игре не изменяется)
20. Остаток общего числа патронов в процентах
21. Индикация установленных правил ведения боя ИИ-стрелками

Активируется: **[K]** – на время удержания клавиши, **[RShift + K]** – до отключения (**[K]**).

14.8. Использование помощи ИИ членов экипажа

В игре частично реализованы некоторые функции членов экипажа, которые выполняются ИИ:

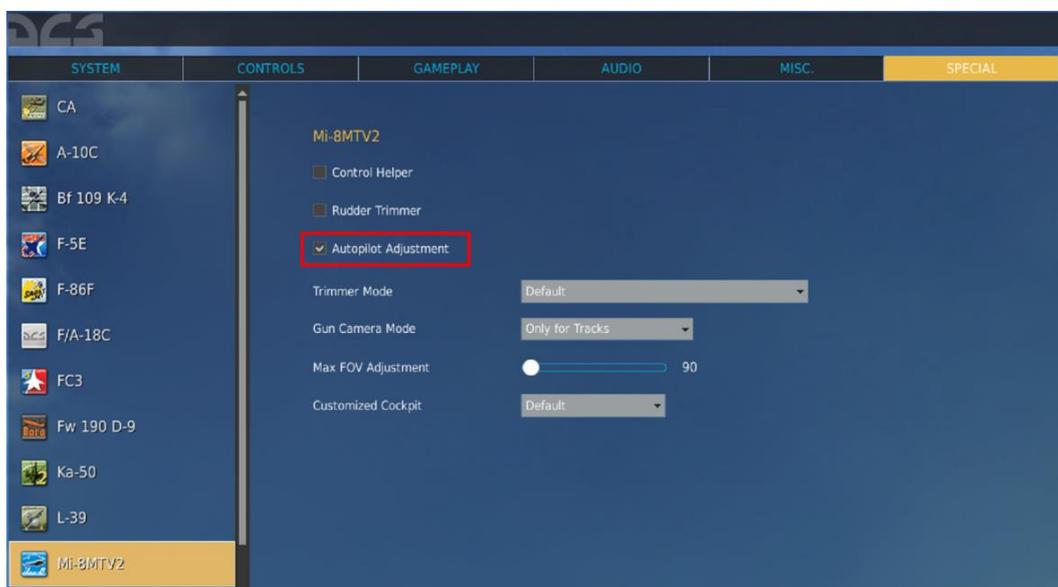
- подстройка автопилота в полете ИИ бортовым техником (механиком);
- голосовые команды от ИИ бортового техника (автоматический голосовой ассистент) при игре с грузом на тросовой внешней подвеске, которые помогают точному зависанию над местом подцепки или отцепки груза.

14.8.1. Подстройка автопилота ИИ бортовым техником

Осуществляется либо по команде от игрока, либо автоматически.

Команда от игрока – **[RAlt + A]**. При активации этой команды виртуальный бортовой техник выполняет плавную регулировку каналов крена и тангажа автопилота ручками центрирования. При этом действия им озвучиваются.

Для автоматической подстройки на всех этапах полета необходимо установить флаг в особых настройках игры:



14.8.2. Голосовые команды от ИИ бортового техника (механика) при игре с грузом на тросовой внешней подвеске

Эти команды подаются ИИ бортовым техником во время зависания над грузом перед его подцепкой, во время подъема груза с поверхности, при укладке груза. Более подробно работа этой опции изложена в [13.1.1](#).



15

СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ

15. СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ

АВСК	Аппаратура внутренней связи и коммутации
АЗС	Автомат защиты сети
АНО	Аэронавигационные огни. Красный – левый, зеленый – правый.
АРК	Автоматический радиокompас
АРП	Автоматический радиопеленгатор
АЦП	Аналогово-цифровой преобразователь
АЭР	Аэродром
БАНО	Бортовые аэронавигационные огни: красный – левый, зеленый – правый
БВ	Бомбардировочное вооружение
БЧ	Боевая часть
БПРМ	Ближняя приводная радиостанция с маркером
БПРС	Ближняя приводная радиостанция (1000 м от торца ВПП)
ВМГ	Винтомоторная группа
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ГВ	Главный выключатель
ГПК	Гиropолукомпас
ГУВ	Гондола универсальная вертолетная
ДИМ	Дистанционно-индукционный манометр
ДИСС	Доплеровский измеритель составляющих скоростей
ДПРМ	Дальняя приводная радиостанция с маркером
ДПРС	Дальняя приводная радиостанция (4000 м от торца ВПП)
ЗПУ	Заданный путевой угол
ИВС	Истинная воздушная скорость
ИИ	Искусственный интеллект
ИПМ	Исходный пункт маршрута
КМГУ	Контейнер мелких грузов универсальный
КПМ	Конечный пункт маршрута
КУР	Курсовой угол радиостанции
КУЦ	Курсовой угол цели
ЛА	Летательный аппарат
ЛБУ	Линейное боковое уклонение
ЛУР	Линейное упреждение разворота
МВ	Минное вооружение
МК	Магнитный курс
МПР	Магнитный пеленг радиостанции
МСА	Международная стандартная атмосфера
НАР	Неуправляемая авиационная ракета
НВ	Несущий винт
НОП	Наземный обслуживающий персонал

НППУ	Несъемная подвижная пушечная установка
НУРВ	Неуправляемое ракетное вооружение
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
ПВО	Противовоздушная оборона
ПВР	Пульт выбора режимов
ПЗУ	Пылезащитное устройство
ПНК	Пилотажно-навигационный комплекс
ПНП	Планово-навигационный прибор
ПО	Программное обеспечение
ПОС	Противообледенительная система
ППД	Приемник полного давления
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППУ	Продольно-поперечное управление (ручка)
ПрПНК	Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс
ПРС	Приводная радиостанция
ПТБ	Подвесной топливный бак
ПУ	Путевой угол
ПУИ	Пульт управления и индикации
ПУР	Пульт управления режимами
РОШ	Рычаг общего шага
РППУ	Ручка продольно-поперечного управления
РРУ (РРУД)	Рычаги раздельного управления (двигателями)
РС	Реактивные снаряды
РСНВ	Режим самовращения несущего винта
РУ	Расчетный угол
САР	Система автоматического регулирования
СГФ	Строительная горизонталь фюзеляжа
СПО	Стрелково-пушечное оружие
СПУ	Самолетное переговорное устройство
СРО	Самолетный радиолокационный ответчик госопознавания
СТ	Свободная турбина
СУО	Система управления оружием
ТК	Турбокомпрессор
ТТХ	Тактико-технические характеристики
УВД	Управление воздушным движением
УПК	Универсальный (унифицированный) пушечный контейнер
ФПУ	Фактический путевой угол

ХС	Хвостовой сигнал. Белого цвета, установлен на киле
ЦАП	Цифро-аналоговый преобразователь
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)



16. ЭКВИВАЛЕНТЫ И КОЭФФИЦИЕНТЫ КОНВЕРТАЦИИ МЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В ИМПЕРСКУЮ

16.1.1. Эквиваленты метрических единиц

Linear Measure

1 centimeter = 10 millimeters = .39 inch
1 decimeter = 10 centimeters = 3.94 inches
1 meter = 10 decimeters = 39.37 inches
1 dekameter = 10 meters = 32.8 feet
1 hectometer = 10 dekameters = 328.08 feet
1 kilometer = 10 hectometers = 3,280.8 feet

Weights

1 centigram = 10 milligrams = .15 grain
1 decigram = 10 centigrams = 1.54 grains
1 gram = 10 decigram = .035 ounce
1 decagram = 10 grams = .35 ounce
1 hectogram = 10 decagrams = 3.52 ounces
1 kilogram = 10 hectograms = 2.2 pounds
1 quintal = 100 kilograms = 220.46 pounds
1 metric ton = 10 quintals = 1.1 short tons

Liquid Measure

1 centiliter = 10 milliliters = .34 fl. ounce
1 deciliter = 10 centiliters = 3.38 fl. ounces
1 liter = 10 deciliters = 33.81 fl. ounces
1 dekaliter = 10 liters = 2.64 gallons
1 hectoliter = 10 dekaliters = 26.42 gallons
1 kiloliter = 10 hectoliters = 264.18 gallons

Square Measure

1 sq. centimeter = 100 sq. millimeters = .155 sq. inch
1 sq. decimeter = 100 sq. centimeters = 15.5 sq. inches
1 sq. meter (centare) = 100 sq. decimeters = 10.76 sq. feet
1 sq. dekameter (are) = 100 sq. meters = 1,076.4 sq. feet
1 sq. hectometer (hectare) = 100 sq. dekameters = 2.47 acres
1 sq. kilometer = 100 sq. hectometers = .386 sq. mile

Cubic Measure

1 cu. centimeter = 1000 cu. millimeters = .06 cu. inch
1 cu. decimeter = 1000 cu. centimeters = 61.02 cu. inches
1 cu. meter = 1000 cu. decimeters = 35.31 cu. feet

16.1.2. Коэффициенты перевода единиц

To change (imperial)	To (metric)	Multiply by
inches	centimeters	2.540
feet	meters	.305
yards	meters	.914
miles	kilometers	1.609
knots	km/h	1.852
square inches	square centimeters	6.451
square feet	square meters	.093
square yards	square meters	.836
square miles	square kilometers	2.590
acres	square hectometers	.405
cubic feet	cubic meters	.028
cubic yards	cubic meters	.765
fluid ounces	milliliters	29,573
pints	liters	.473
quarts	liters	.946
gallons	liters	3.785
ounces	grams	28.349
pounds	kilograms	.454
short tons	metric tons	.907
pound-feet	Newton-meters	1.356
pound-inches	Newton-meters	.11296
ounce-inches	Newton-meters	.007062
(metric)	(imperial)	
centimeters	inches	.394
meters	feet	3.280
meters	yards	1.094
kilometers	miles	.621
km/h	knots	0.54
square centimeters	square inches	.155
square meters	square feet	10.764
square meters	square yards	1.196
square kilometers	square miles	.386
square hectometers	acres	2.471
cubic meters	cubic feet	35.315
cubic meters	cubic yards	1.308
milliliters	fluid ounces	.034
liters	pints	2.113
liters	quarts	1.057
liters	gallons	.264
grams	ounces	.035
kilograms	pounds	2.205
metric tons	short tons	1.102



"Enchant by realism!"

belsimtek



17. РАЗРАБОТЧИКИ

BELSIMTEK

РУКОВОДСТВО

Александр Подвойский Управление проектом, альфа-тестирование, игровая и техническая документация

ДОКУМЕНТАЦИЯ

Владимир Тимофеев Руководство пилота: разделы истории, аэродинамики, кабина

Евгений "EvilBivol-1" Биволь Руководство по быстрому старту

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ И СИСТЕМ

Андрей Коваленко, Николай Володин, Владимир Михайлов, Борис Силаков, Александр Мишкович, Евгений Грибович, Максим Зеленский, Дмитрий Москаленко, Виталий Перепелкин

МУЗЫКА И ОЗВУЧИВАНИЕ ЭФФЕКТОВ

Константин "btd" Кузнецов

РАЗРАБОТЧИКИ ЗД-МОДЕЛЕЙ-

Павел Сидоров 3D-model вертолета,
кабины, грузов,
повреждений

Андрей Решетко Пилоты и стрелки

Станислав Колесников Кабина

Валерий "Palma" Мягкий Варианты окраски (ливреи)
вертолетов

ТЕСТЕРЫ

Dmitry "Laivynas" Koshelev

Gene "EvilBivol-1" Bivol

"AlphaOneSix "

"BillyCrusher"

"Derelor"

"FrogFoot"

"Kairat"

"Rik"

"Shadowowweosa"

"Vibora"

"Wadim"

МИССИИ И КАМПАНИИ

Олег Dzen Федоренко, Дмитрий Кошелев

ОЗВУЧИВАНИЕ ИГРОВОЙ КАМПАНИИ

Русская версия:

dr.lex, BTD, Laivynas, Vatel, Dzen, MadShark, wildcat191, Maler, Рустам

Английская версия:

graywo1fg, Weta43, EvilBivol-1, paulrkiii, Joyride, Walter, Curtis, Alex, Jeremy, Headspace, SimFreak, SiThSpAwN

ТРЕНИРОВОЧНЫЕ И ОБУЧАЮЩИЕ МИССИИ

Евгений "EvilBivol-1" Биволь Обучающие миссии, перевод на английский, поддержка форума

Вячеслав "SL_PAK" Пакетный Обучающие миссии

ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО

Кайрату "Кайрат" За организацию записи звука, видео, Джаксбаеву (летчик 1-го класса) фотоматериалы, помощь в тестировании динамики модели и уточнении работы систем на реальном вертолете

Олегу Василенко За фото и видео материалы, помощь в тестировании динамики модели и уточнении работы систем на реальном вертолете (летчик-снайпер, летчик-испытатель)

Александр Титоренко, командир вертолета Ми-8 (ГА) За помощь в доработке и добавлении систем, совершенствовании гейм-плея игры с внешней подвеской

Виталий "Vert-117" За неоценимую помощь в тонкой настройке систем

Дмитрий "dimon-flight" За активную помощь в разработке систем

Николай "kolyakar" Карахтинцев За добавление новых ливрей для DCS: Mi-8MTV2

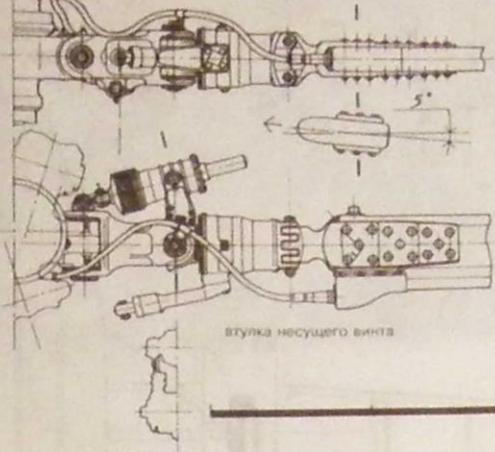
Ralf "urpauat" За разработку новых грузов и площадок для DCS: Mi-8MTV2

Алексей "tester" За помощь в подборе материалов Руководства

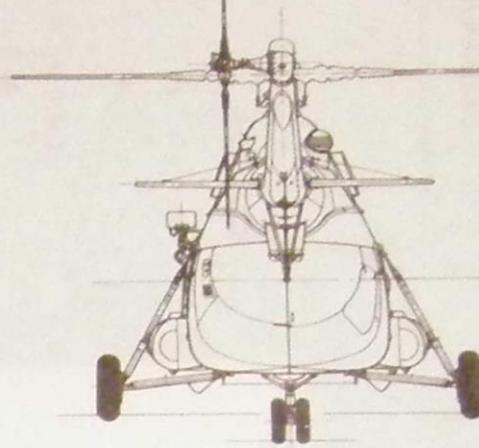
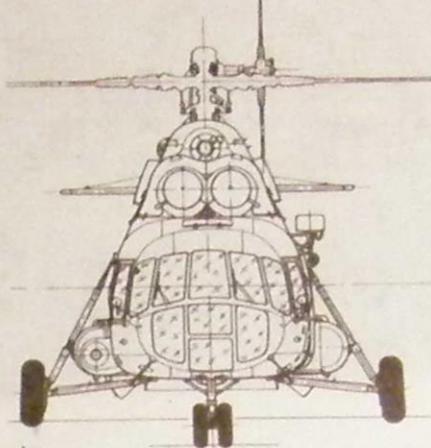
пилота

devrim За предоставленные материалы текстур для английской кабины

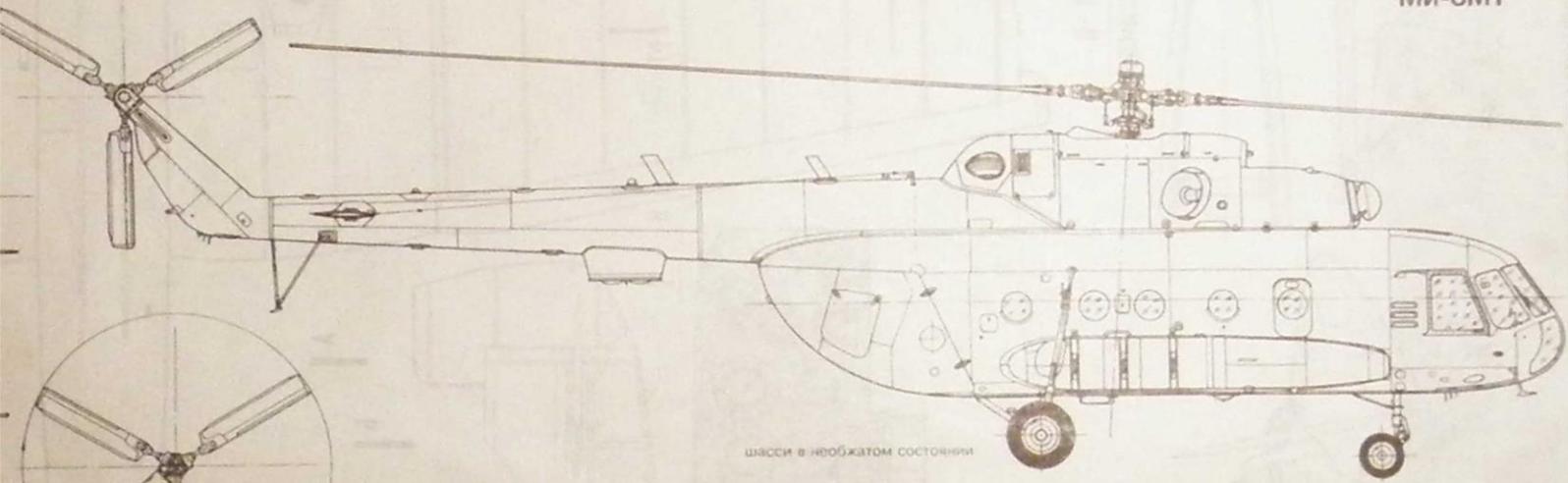
при установке корпуса основного вала θ угол установки комлевого сечения лопасти 5° , далее изменяется по линейному закону до 0° в концевом сечении №22



штука несущего винта



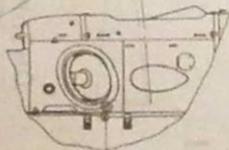
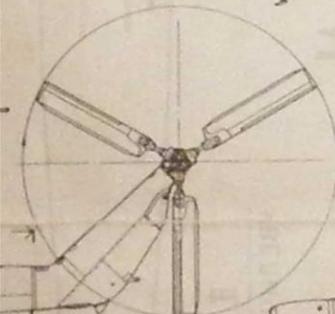
Ми-8МТ



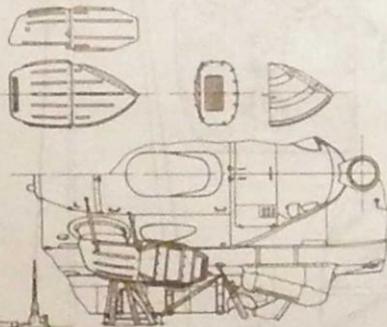
шасси в необжатом состоянии

афганский вариант ЗВУ

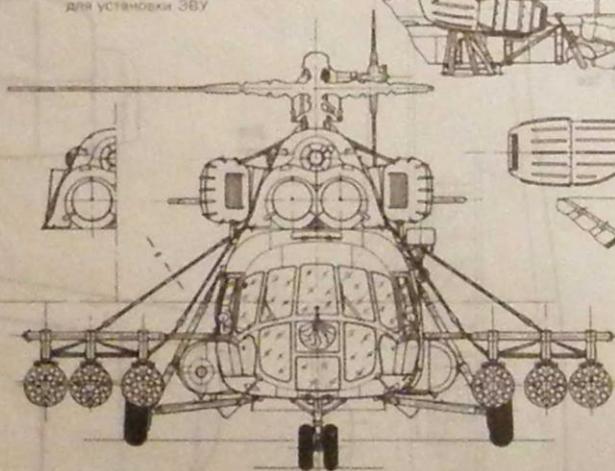
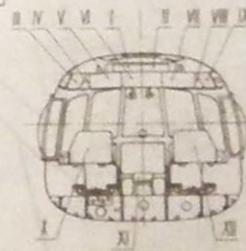
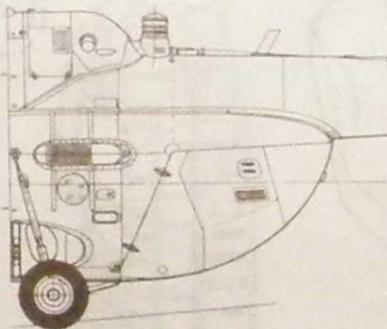
вариант установки блоков ЛТЦ АСО-2В на фюзеляжи



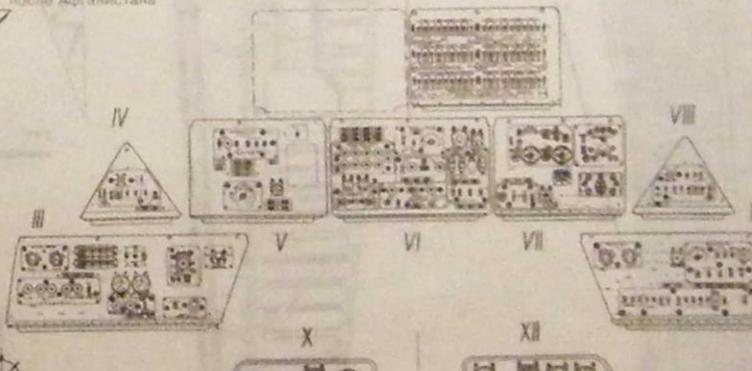
доработка капотов для установки ЗВУ



вариант ЗВУ, доработанный после Афганистана



подвесной топливный бак ПТБ-450



18. СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Вертолет Ми-8МТ. Техническое описание, 1982.
2. Вертолет Ми-8МТВ. Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. Книга V. Радиоэлектронное оборудование.
3. Гессоу А., Мейерс Г. Аэродинамика вертолета. Перевод Бирюлина В. Под редакцией Братухина И. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1954.
4. Дмитриев В., Вождаев Е., Каргопольцев Е., Приоритетные направления повышения конкурентоспособности вертолетной техники. – ЦАГИ. 2002.
5. Загордан А. Элементарная теория вертолета. – М.: Военное Издательство Министерства обороны Союза ССР. 1955.
6. Инструкция экипажу вертолета Ми-8МТ. Второе издание, 1982.
7. Ковалев В. Устройство вертолета.
8. РЛЭ Ми-8МТВ5
9. РТЭ двигателя АИ-9в
10. РТЭ двигателя ТВ3-117ВМ
11. РТЭ Ми-8МТВ5
12. Техническое описание АРК-9.
13. Техническое описание АРК-УД.
14. Техническое описание ДИСС-15.
15. Техническое описание П-503Б.
16. Техническое описание Р-828.
17. Техническое описание Р-863.
18. Техническое описание РИ-65Б.
19. Техническое описание СПУ-7.
20. Техническое описание ЯДРО-1А.