

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***

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.



ВНИМАНИЕ! Приобретая программный продукт DCS: Mi-8MTV2, вы тем самым даете согласие не допускать копирования программы и документации без письменного разрешения фирм «Eagle Dynamics».

Сайт DCS: www.digitalcombatsimulator.com

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ	4
1. ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЕТА.....	10
2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА	19
2.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА	19
2.2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	20
2.3. ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ И ЗАДАЧИ	21
3. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА	24
ЧЕТЫРЕ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ВЕРТОЛЕТ	24
УПРАВЛЕНИЕ	25
СКОРОСТЬ.....	25
РЕАКТИВНЫЙ МОМЕНТ НЕСУЩЕГО ВИНТА	26
РУЛЕВОЙ ВИНТ.....	26
ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ ПРЕЦЕССИЯ	26
АСИММЕТРИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ	27
СРЫВ ПОТОКА С ЛОПАСТЕЙ ВИНТА.....	28
ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО.....	30
ВИСЕНИЕ.....	31
ЭФФЕКТ ЗЕМЛИ.....	32
КОСАЯ ОБДУВКА	32
АВТОРОТАЦИЯ (РСНВ)	33
ВЫВОДЫ.....	35
3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА	36
ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА	36
ТЯГА НЕСУЩЕГО ВИНТА.....	37
3.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА	37
БЕЗОПАСНЫЕ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.....	37
3.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ	38
3.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА.....	38
БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ.....	38
ОСОБЕННОСТИ ПОВЕДЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ЕГО ОТ ГРУНТА НА ВЗЛЕТЕ	39
ПОПЕРЕЧНАЯ БАЛАНСИРОВКА	40
ПУТЕВАЯ БАЛАНСИРОВКА	40
БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА НА ВИРАЖАХ, СПИРАЛЯХ И КООРДИНИРОВАННЫХ СКОЛЬЖЕНИЯХ.	41
3.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА	41
3.6. ОСОБЕННОСТИ МАНЕВРИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА.....	42
РАЗГОН В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ.	42
ТОРМОЖЕНИЕ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ.....	42
4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА	44
4.1. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	44
4.2. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО.....	44
4.3. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	46
4.4. СИСТЕМА ЗАПУСКА.....	47
4.5. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ.....	48
4.6. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ	50
5. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА	53
5.1. КАБИНА ЭКИПАЖА	54
5.1.1. Левая приборная доска	55
5.1.2. Правая приборная доска	56
5.1.3. Центральный пульт	57
5.1.4. Левая боковая панель электропульты	58
5.1.5. Левый щиток электропульты	59
5.1.6. Левая панель электропульты	60
5.1.7. Средняя панель электропульты	61
5.1.8. Правая панель электропульты	62

5.1.9.	Панели АЗС.....	63
5.1.10.	Правый щиток электропульты.....	64
5.1.11.	Правая боковая панель электропульты.....	65
5.1.12.	Электрощиток.....	66
5.1.13.	Правый дополнительный щиток.....	67
5.2.	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ.....	68
5.2.1.	Продольно-поперечное управление.....	68
5.2.2.	Путевое управление.....	69
5.2.3.	Рычаг общего шага.....	71
5.3.	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЕРТОЛЁТНЫХ СИСТЕМ.	73
5.3.1.	Тахометр ИТЭ-2Т.....	73
5.3.2.	Тахометр ИТЭ-1Т.....	73
5.3.3.	Двухстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРИ.....	73
5.3.4.	Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ.....	74
5.3.5.	Указатель температуры выходящих газов двигателей 2УТ-6К.....	74
5.3.6.	Измеритель режимов работы двигателей ИР-117.....	75
5.3.7.	Термометр ТУЭ-48.....	75
5.3.8.	Термометр ТВ-19.....	76
5.3.9.	Индикатор температуры ТСТ-2.....	76
5.3.10.	Указатель давления воздуха УИ1-3.....	76
5.3.11.	Указатели давления в гидросистемах УИ1-100.....	77
5.3.12.	Указатель шага винта УП-21-15.....	77
5.3.13.	Топливомер СКЭС-2027В.....	77
5.3.14.	Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е.....	78
5.3.15.	Манометр МВУ-100К.....	79
5.3.16.	Манометр МА-6К.....	79
5.3.17.	Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12Д1М (не реализована).....	79
5.4.	ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	81
5.4.1.	ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ.....	81
	ПРИЕМНИКИ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ ПВД-6М И АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ ПРИБОРЫ.....	81
	УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ УС-450К.....	83
	ВЫСОТОМЕР ВД-10К.....	83
	ВАРИОМЕТР ВР-30МК.....	84
5.4.2.	ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ.....	84
	АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3К.....	84
	УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53.....	86
5.4.3.	НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ.....	86
	КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1А.....	86
	МАГНИТНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМПАС КИ-13К.....	89
	АВИАЦИОННЫЕ ЧАСЫ АЧС-1.....	90
	ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РШ.....	92
	АВТОПИЛОТ АП-34Б.....	92
	Основные данные АП-34Б.....	93
5.5.	РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	94
5.5.1.	РАДИОАППАРАТУРА СВЯЗИ.....	95
	АППАРАТУРА РЕЧЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ РИ-65.....	95
	САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7.....	96
	КОМАНДНАЯ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-863.....	98
	Основные ТТД.....	99
	СВЯЗНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ ЯДРО-1А.....	99
	Основные ТТД.....	100
	Органы управления.....	100
	РАДИОСТАНЦИЯ Р-828.....	101
	Основные ТТД.....	102
5.5.2.	РАДИОАППАРАТУРА ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ.....	103
	СРЕДНЕВОЛНОВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-9.....	104
	Основные ТТД.....	106
	УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-УД.....	106
	Основные ТТД.....	108
	ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-15.....	109
	Основные ТТД.....	111

РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-5	114
Основные ТТД.....	115
5.5.3. РАДИОАППАРАТУРА СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ.....	116
ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ УВ-26	116
6. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	119
6.1. ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКИЕ РАСЧЕТЫ	119
6.1.1. Определение предельного взлетного веса вертолета.....	119
6.1.2. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета	123
6.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ	126
6.3. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ...	127
6.4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ И ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В И ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117ВМ	128
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В.....	129
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117ВМ	130
6.5. ПРОГРЕВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ.....	130
6.6. ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ	131
6.7. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ	132
6.8. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ	132
6.9. ВИСЕНИЕ	133
6.10. ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И ПОДЛЕТЫ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ	134
6.11. ВЗЛЕТ	134
ВЗЛЕТ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ С РАЗГОНОМ В ЗОНЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ	135
ВЗЛЕТ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ С РАЗГОНОМ ВНЕ ЗОНЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ	135
ВЗЛЕТ ПО-САМОЛЕТНОМУ.....	136
ВЗЛЕТ ПО-САМОЛЕТНОМУ С РАЗБЕГОМ НА НОСОВОМ КОЛЕСЕ	136
6.12. НАБОР ВЫСОТЫ	137
6.13. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ	138
6.14. ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА.....	139
6.15. СНИЖЕНИЕ	140
ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	140
ПЛАНИРОВАНИЕ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	140
6.16. СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА	140
6.17. ПОСАДКА.....	141
ПОСАДКА ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ С ЗАВИСАНИЕМ В ЗОНЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ.....	142
ПОСАДКА ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ С ЗАВИСАНИЕМ ВНЕ ЗОНЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ	142
ПОСАДКА С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ С ПОСТУПАТЕЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ (ПО-САМОЛЕТНОМУ)	142
ПОСАДКА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ.....	143
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА РСНВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПЛАНИРОВАНИЯ.....	144
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА РСНВ КОМБИНИРОВАННЫМ МЕТОДОМ	145
6.18. ОКОНЧАНИЕ ПОЛЕТА	145
6.19. ПОЛЕТ НА ПОИСК ПОТЕРПЕВШИХ БЕДСТВИЕ	146
6.20. ПОЛЕТ (ВИСЕНИЕ) НАД БЕЗОРИЕНТИРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15	146
6.21. ПОЛЕТ НОЧЬЮ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ.....	147
6.22. ПОЛЕТ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ДНЕМ И НОЧЬЮ	148
6.23. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ «БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКИ»	149
6.24. ЗАХОД НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ «МАЛОЙ КОРОБОЧКИ»	151
6.25. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ МЕТОДОМ ОТВОРОТА НА РАСЧЕТНЫЙ УГОЛ.....	152
6.26. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТОВ И ПОСАДОК НА ВЫСОКОГОРНЫХ ПЛОЩАДКАХ 153	
6.27. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА НА ПЛОЩАДКАХ С УКЛОНАМИ	155
6.28. ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА.....	156
ВЫПОЛНЕНИЕ ВИРАЖЕЙ, РАЗВОРОТОВ И СПИРАЛЕЙ.....	156
ПИКИРОВАНИЕ.....	158
ГОРКА	159
РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ.....	160
6.29. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС (ПОКА НЕ МОДЕЛИРОВАЛОСЬ)	160
Признаки:	160
Действия:	160

7.	ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА	162
7.1.	ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ	162
	Признаки:	162
7.1.1.	<i>Действия при отказе двигателя на высотах более 100 м;</i>	<i>162</i>
	А. При полетном весе вертолета менее 12000 кгс необходимо	163
	В. При полетном весе вертолета более 12000 кгс	163
7.1.2.	<i>Действия при отказе двигателя на высоте ниже 100 м:</i>	<i>163</i>
7.2.	ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА	164
	Признаки:	164
7.2.1.	<i>При отказе двух двигателей на высотах более 100 м:</i>	<i>164</i>
7.2.2.	<i>При отказе двигателей на высоте 100 м и менее:</i>	<i>166</i>
7.3.	ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ	167
	Признаки:	167
	Действия:	167
7.4.	НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	168
7.4.1.	<i>Признаки:</i>	<i>168</i>
	Действия:	168
7.4.2.	<i>Признаки:</i>	<i>168</i>
	а) Действия летчика на висении, взлете и предпосадочном планировании.	168
	б) Действия летчика на остальных режимах полета:	168
7.4.3.	<i>Отказ каналов СТ регулятора ЭРД</i>	<i>169</i>
	Признаки:	169
	Действия:	169
7.4.4.	<i>Отказ электронного регулятора ЭРД</i>	<i>170</i>
	Признак:	170
	Действия:	170
7.5.	ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ.	170
	Признак:	170
	Действия:	170
7.6.	ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ	171
7.6.1.	<i>При отказе основной гидросистемы</i>	<i>171</i>
	Признаки:	171
	Действия:	171
7.6.2.	<i>При отказе основной и дублирующей системы</i>	<i>171</i>
7.7.	САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ	172
7.7.1.	<i>При зависании перед взлетом</i>	<i>172</i>
	Признаки:	172
	Действия:	172
7.7.2.	<i>При зависании перед посадкой</i>	<i>172</i>
	Признаки:	172
	Действия:	172
7.8.	"ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО"	173
	Признаки:	173
	Действия:	173
8.	ВООРУЖЕНИЕ МИ-8МТВ2	175
8.1.	ФЕРМЫ С 6-Ю БАЛОЧНЫМИ ДЕРЖАТЕЛЯМИ БДЗ-57КРВ И ПРИБОРАМИ УПРАВЛЕНИЯ СТРЕЛЬБОЙ (ПУС) 178	
8.2.	АЗСЫ И ВЫКЛЮЧАТЕЛИ ЦЕПЕЙ СИСТЕМ СИГНАЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЕМ	178
8.3.	ВЕРХНИЙ И НИЖНИЙ ЩИТКИ ПУЛЬТА ВООРУЖЕНИЯ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА	180
8.3.1.	<i>Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа</i>	<i>180</i>
8.3.2.	<i>Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа</i>	<i>182</i>
8.4.	ПУЛЬТ БОМБАРДИРОВОЧНОГО ВООРУЖЕНИЯ ЛЕТЧИКА-ШТУРМАНА	185
8.5.	ЩИТОК ЭЛЕКТРОСБРАСЫВАТЕЛЯ (ЭСБР-ЗП/А)	187
8.6.	ПУЛЬТ МИННОГО ВООРУЖЕНИЯ (ПОКА НЕ РЕАЛИЗОВАН)	188
8.7.	ЩИТОК ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМА СТРЕЛЬБЫ НОСОВОГО ПУЛЕМЕТА ПКТ (ПОКА НЕ РЕАЛИЗОВАН)	188
8.8.	ПРИЦЕЛ ПКВ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА	189
8.9.	ПРИЦЕЛ ОПБ-1Р ЛЕТЧИКА ШТУРМАНА (ПОКА НЕ РЕАЛИЗОВАН)	193
8.10.	КНОПКИ ПУСКА (СТРЕЛЬБЫ) ОРУЖИЯ И СБРОСА	193
8.11.	ФОТОКОНТРОЛЬНЫЙ ПРИБОР ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ ОРУЖИЯ С-13 (НЕ МОДЕЛИРУЕТСЯ)	193
8.12.	ПОДСИСТЕМЫ ОРУЖИЯ И АВИАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА ПОРАЖЕНИЯ (АСП)	193

Варианты вооружения Ми-8МТВ2	193
8.12.1. Неуправляемое ракетное вооружение	194
Предназначение	194
Состав	194
Описание	195
8.12.2. Пушечное вооружение	197
Предназначение	197
Состав	197
Описание	198
8.12.3. Стрелковое вооружение с ГУВ	199
Предназначение	199
Состав	199
Описание	200
Ограничения	202
8.12.4. Стрелковое вооружение (пулеметы ПКТ)	202
Предназначение	202
Состав	202
8.12.5. Бомбардировочное вооружение	203
Предназначение	203
Состав	203
Описание	203
Применяемые АСП свободного падения	204
8.12.6. Вертолетная система минирования	204
9. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ МИ-8МТВ2	206
9.1. НАСТРОЙКИ ИГРЫ ДЛЯ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ	206
9.1.1. Отображение текущего состояния вооружения на экране	206
9.1.2. Подготовка к использованию функции "быстрых видов"	207
9.2. ОСОБЕННОСТЬ ПИЛОТИРОВАНИЯ	209
9.3. ДЕЙСТВИЯ ПО ЭТАПАМ ВЫПОЛНЕНИЯ БОЕВОГО ПОЛЕТА	209
9.3.1. Перед вырубиванием (взлетом)	209
9.3.2. Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели)	217
Для стрельбы НАР и из СПО:	218
Для бомбометания от командира экипажа и прицеливанием по ПКВ:	218
9.3.3. Выход из атаки	220
10. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ НАСТРОЙКИ ВЕРТОЛЕТА В DCS:MI-8MTV2	221
11. ТАБЛИЦА КЛАВИАТУРНЫХ КОМАНД	222
12. СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ	229
13. ЭКВИВАЛЕНТЫ И КОЭФФИЦИЕНТЫ КОНВЕРТАЦИИ МЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В ИМПЕРСКУЮ	232
13.1.1. Эквиваленты метрических единиц	232
13.1.2. Коэффициенты перевода единиц	233
14. РАЗРАБОТЧИКИ	234
BELSIMTEK	234
РУКОВОДСТВО	234
ДОКУМЕНТАЦИЯ	234
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ И СИСТЕМ	234
МУЗЫКА И ОЗВУЧИВАНИЕ ЭФФЕКТОВ	234
РАЗРАБОТЧИКИ ЗД-МОДЕЛЕЙ	234
ТЕСТЕРЫ	234
МИССИИ И КАМПАНИИ	235
ОЗВУЧИВАНИЕ ИГРОВОЙ КАМПАНИИ	235
ТРЕНИРОВОЧНЫЕ И ОБУЧАЮЩИЕ МИССИИ	235
ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО	235
15. СПИСОК ИСТОЧНИКОВ	236



1

**ИСТОРИЯ
ВЕРТОЛЁТА**

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 противолодочную 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 несколь-

ко 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 5,34х2,34х1,8 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 замене-

ны 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 грибковые 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 авиареестре 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 ис-

пользовать 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 ЗАДАЧИ ВЕРТОЛЁТА

2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ПРЕДНАЗНАЧЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

2.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

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)	-7°50'±45'
максимальный (правая педаль до упора)	20°30'±20'
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°10'
Хвостовая опора	Амортизационная

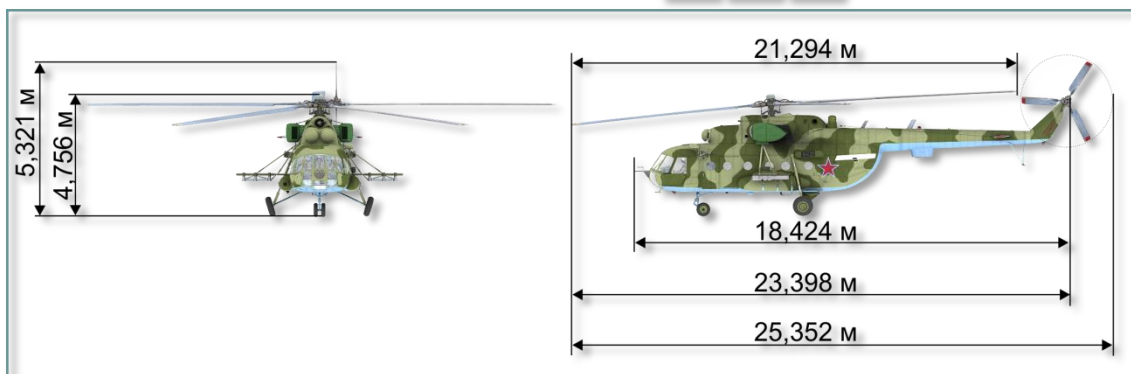


Рис. 2.1. Геометрические размеры вертолета

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;
- поиск и спасение экипажей самолетов (вертолетов), терпящих бедствие;
- эвакуация раненых и больных;
- поиск и уничтожение малоразмерных аэростатов в воздухе.

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;
- с двумя дополнительными топливными баками;
- для транспортировки грузов на внешней подвеске общим весом до 3000 кг.

2. Десантный:

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

3. Санитарный:

- 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:

– с оборудованием ВСМ-1.

5. Боевой (с шестью блоками Б8-В20 или с авиабомбами).

6. Перегоночный.

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 ПОЛІЕТА ВЕРТОЛІЕТА

3. ДИНАМИКА ПОЛІЕТА ВЕРТОЛІЕТА

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.

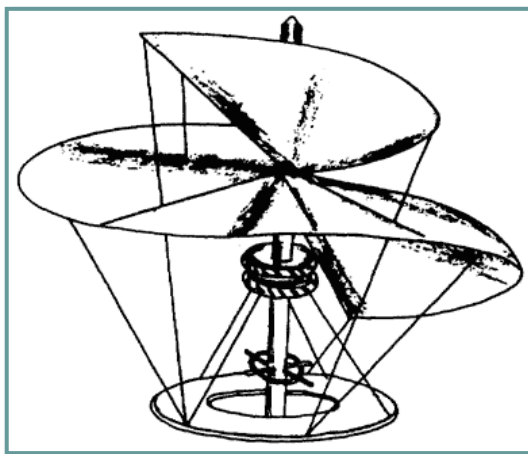


Рис. 3.1. «Хеликоптерон» Леонардо да Винчи

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: крутящий момент, гироскопическая прецессия, асимметричность подъемной силы, срыв потока на «отступающей» по потоку лопасти (при движении вперед) и обратное перетекание.

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

ЧЕТЫРЕ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ВЕРТОЛЕТ

Сила тяжести и сопротивление воздуха действуют на вертолет, как и на все ЛА. Однако подъемная и пропульсивная (толкающая вперед) силы создаются несущим винтом (ротором). В простейшем понимании - несущий винт для 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.

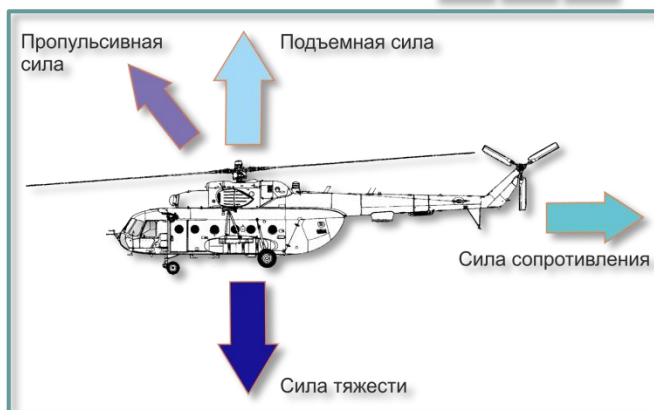


Рис. 3.2. Силы, действующие на вертолет

УПРАВЛЕНИЕ

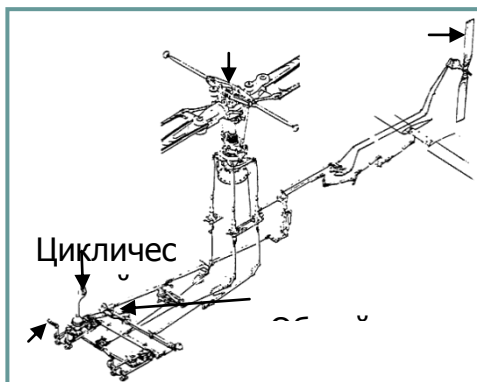


Рис. 3.3. Схема проводки управления классического вертолета

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 всех лопастей несущего винта, одновременно и на одинаковое значение увеличивая или уменьшая подъемную силу винта в целом. Ручка циклического шага управляет автоматом перекося, за счет чего шаг лопастей изменяется циклически, создавая пропульсивную силу, которая определяет направление поступательного движения вертолета. 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.

СКОРОСТЬ

Лопасты 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

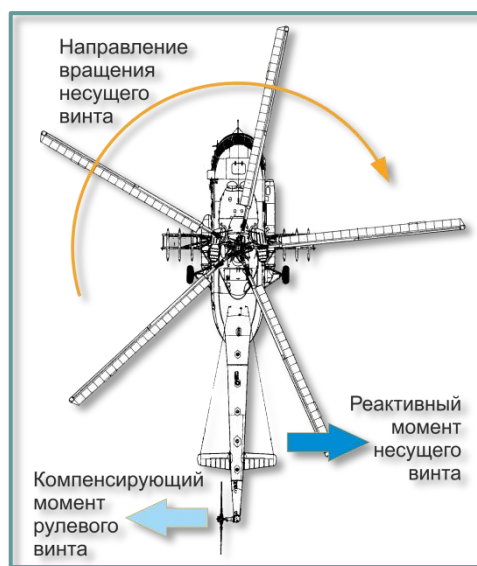


Рис. 3.4. Компенсация рулевым винтом реактивного момента несущего винта

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.

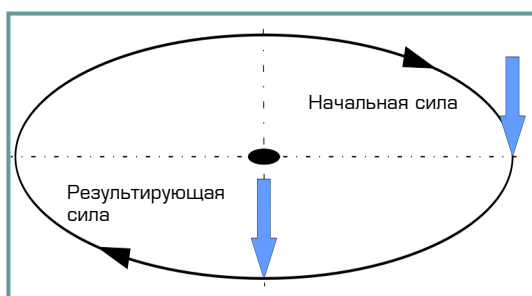


Рис. 3.5. Гироскопическая прецессия

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, как на рисунке, то результирующая сила будет действовать в точке 6-ти часов.

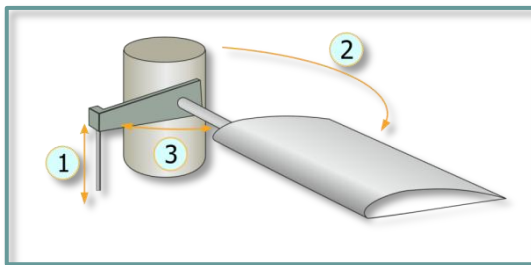


Рис. 3.6. Угловое смещение управляющих связей винта:

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 хотел бы двигаться вперед, ручку ему пришлось бы перемещать вправо.

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.

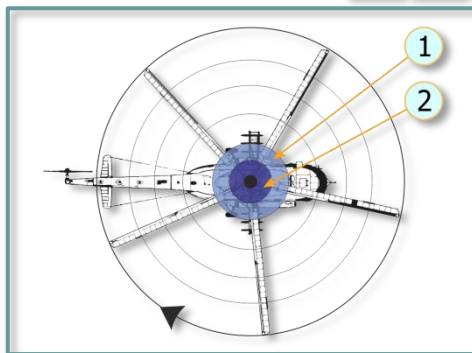


Рис. 3.8. Подъемная сила в режиме висения:

1 – зона отсутствия подъемной силы; 2 – зона корневой части лопасти.

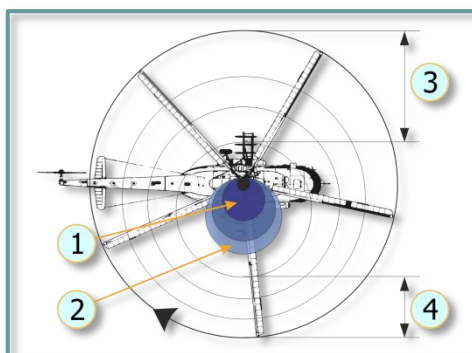


Рис. 3.9. Распределение подъемной силы в нормальном полете:

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).

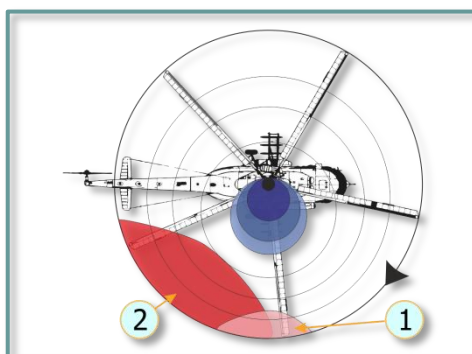


Рис. 3.10. Зоны распределения подъемной силы винта при срыве потока:

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 влево (сваливается).

Эффект срыва потока с лопастей проявляется в общем случае как усиление вибрации вертолета, задираание 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 сваливания:

- 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 снижению, 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 верх, 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.

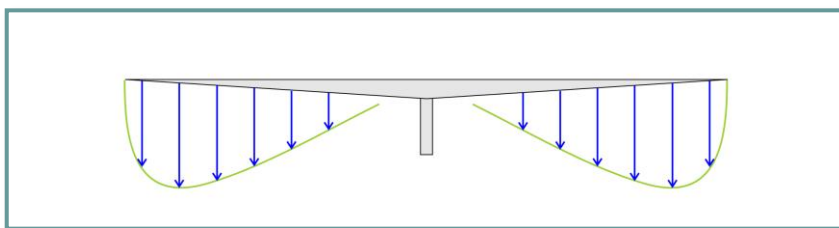


Рис. 3.11. Эпюра скоростей воздушного потока, отбрасываемого несущим винтом на висении

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.

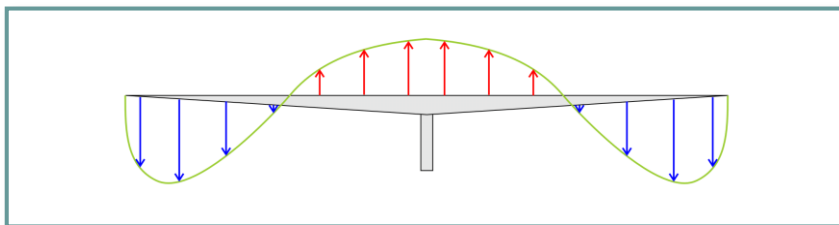


Рис. 3.12. Эпюра скоростей воздушного потока в режиме вихревого кольца

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.

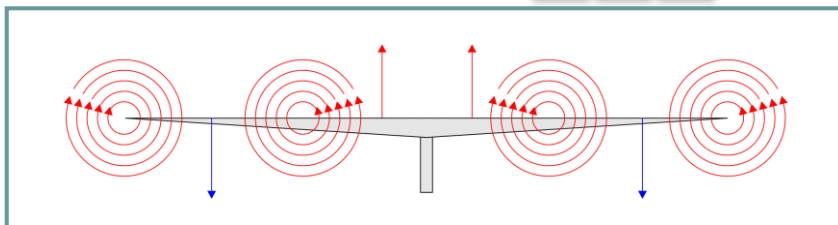


Рис. 3.13. Вихревая система, возникающая в режиме вихревого кольца

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.

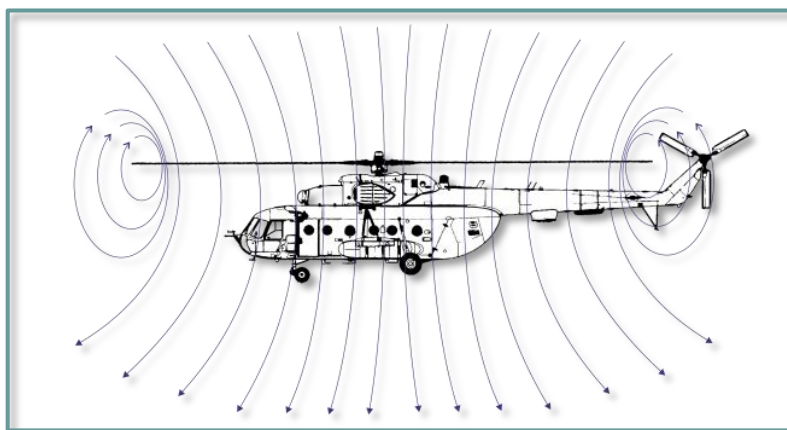


Рис. 3.14. Схема движения воздушного потока от несущего винта вне зоны влияния земли

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 то-

плива. 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 не-турбулентного воздуха. В этот момент подъемная сила возрастает и вертолет при той же мощности начинает набирать высоту.

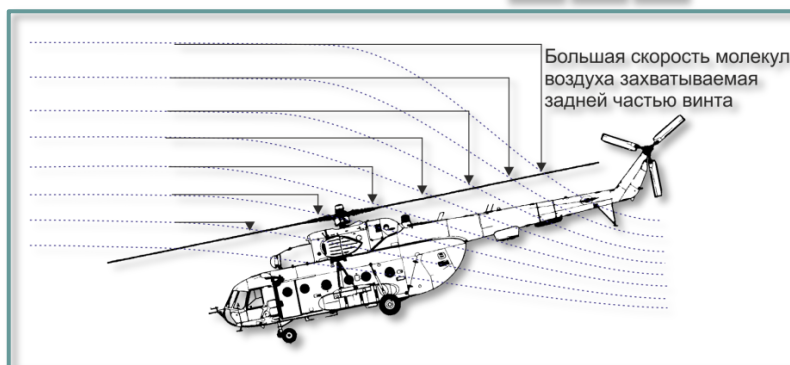


Рис. 3.16. Косая обдувка несущего винта

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. 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.

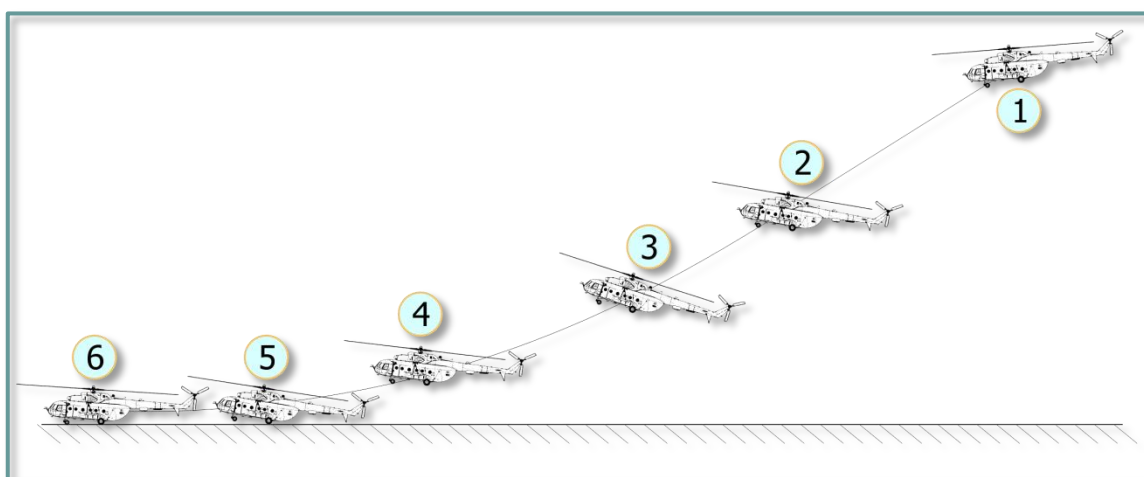


Рис. 3.17. Посадка в режиме авторотации:

1 – на снижении установить скорость 70-80 км/ч по прибору, уменьшить общий шаг для установки постоянных оборотов винта не ниже минимальных (РОШ в крайнем нижнем положении); 2 – высота 50-35 м энергично увеличить угол тангажа до 10 градусов; 3 – высота 30-20 м момент «подсечки», увеличить общий шаг, для гашения вертикальной скорости. Требуется четкий расчет начала выполнения; 4 – высота 6-4 м создание посадочного угла; 5 – приземление; 6 – остановка после короткого пробега.

В режиме авторотации пилот вертолета начинает разменивать 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.

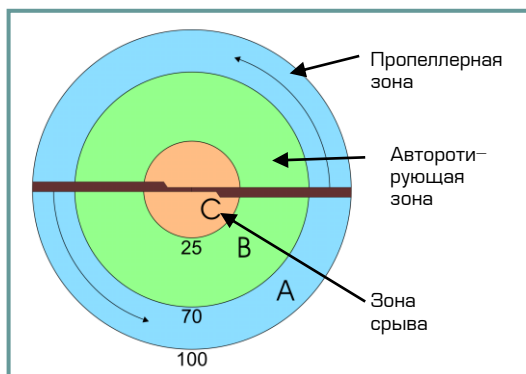


Рис. 3.18. Зоны винта при авторотации

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.

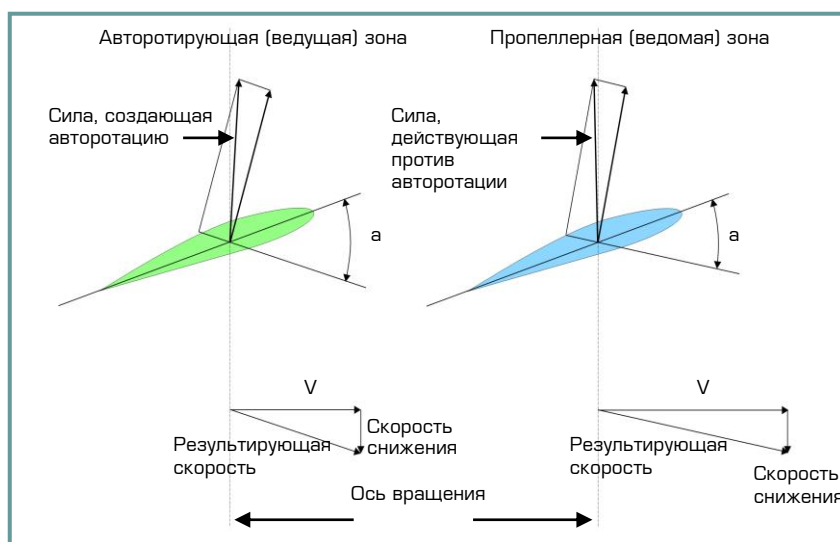


Рис. 3.19. Силы, действующие на лопасти винта при авторотации

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 сплани-

ровать, 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.

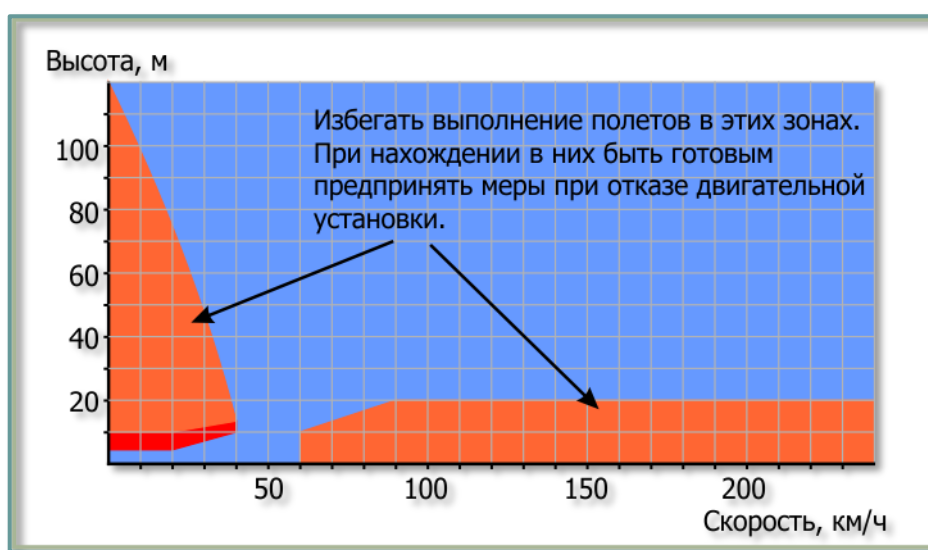


Рис. 3.20. Высоты и скорости не рекомендуемые для пилотирования вертолета

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 полумонок 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 ТВЗ-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, перевести рабо-

тающий двигатель на форсажный режим работы, 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°12'. Дальнейшее отклонения автомата перекоса назад возможно при приложении большего усилия (на вертолете около 15 кгс). Система гидравлического упора вводится в действие при обжатии 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 создаться 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, возни-

кающие 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 в момент отрыва дачей правой ноги вперед, то происходит разворот вертолета влево (в сторону действия реактивного момента от несущего винта).

Кроме разворота, вертолет в момент отрыва стремится накрениться и перемещается влево под действием силы тяги рулевого винта, направленной влево.

Для парирования действия силы тяги рулевого винта 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 балансирующее положение ручки управления практически не изменяется. При увеличении скорости более 120 км/ч балансирующее 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.

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 ВЕРТОЛЁТА

4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЁТА

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.

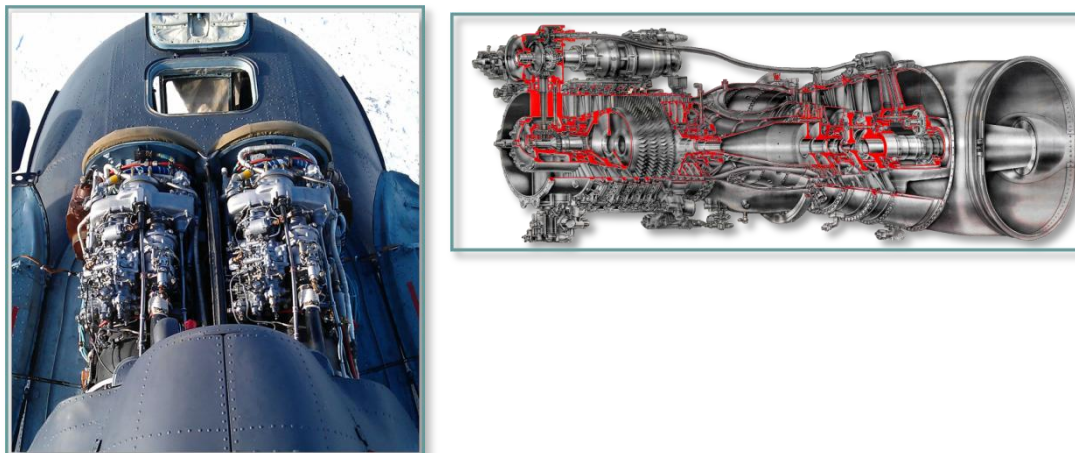


Рис. 4.1. Силовая установка вертолета

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.

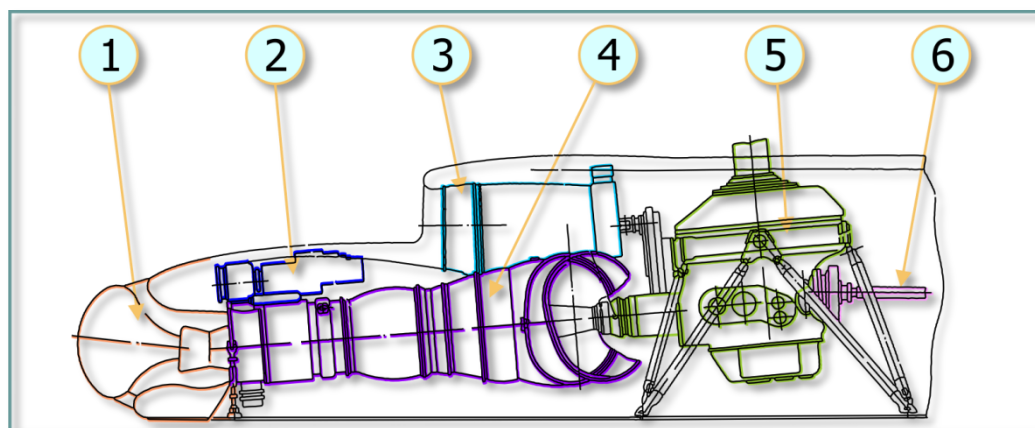


Рис. 4.2. Схема расположения агрегатов силовой установки (вид сбоку):

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.

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 преду-

смотрены 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 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). Включение ПЗУ в работу осуществляется при подаче сжатого воздуха к эжектору.

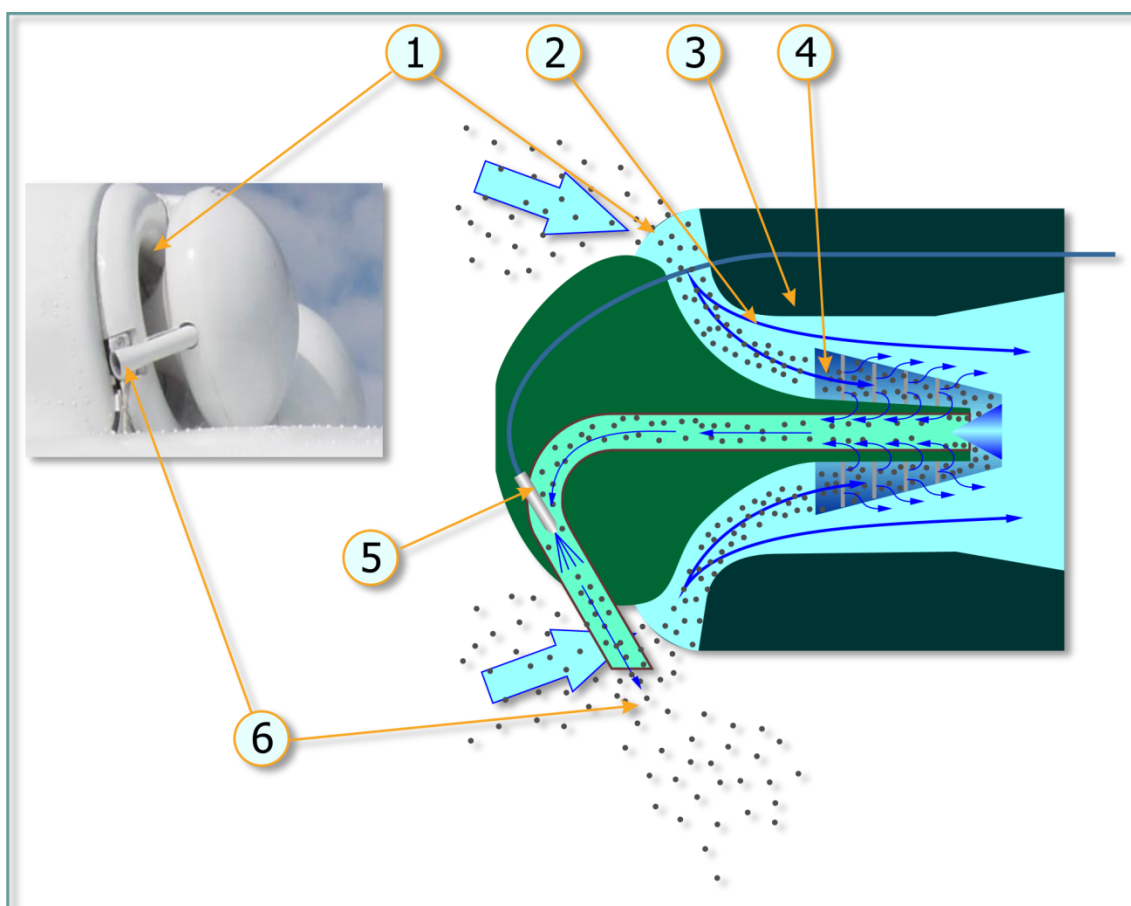


Рис. 4.3. Схема расположения и работы пылезащитного устройства

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.

4.3. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Бортная 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.

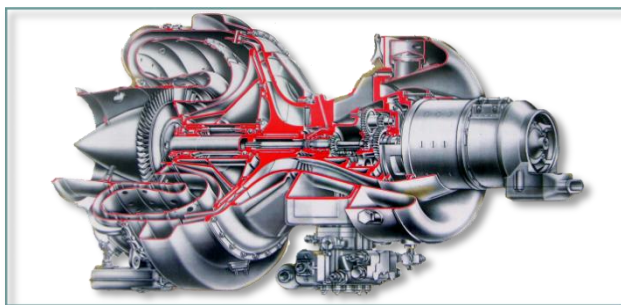


Рис. 4.5. Двигатель АИ-9В

Запуск автоматизирован, обеспечивается автоматической панелью АПД-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.».

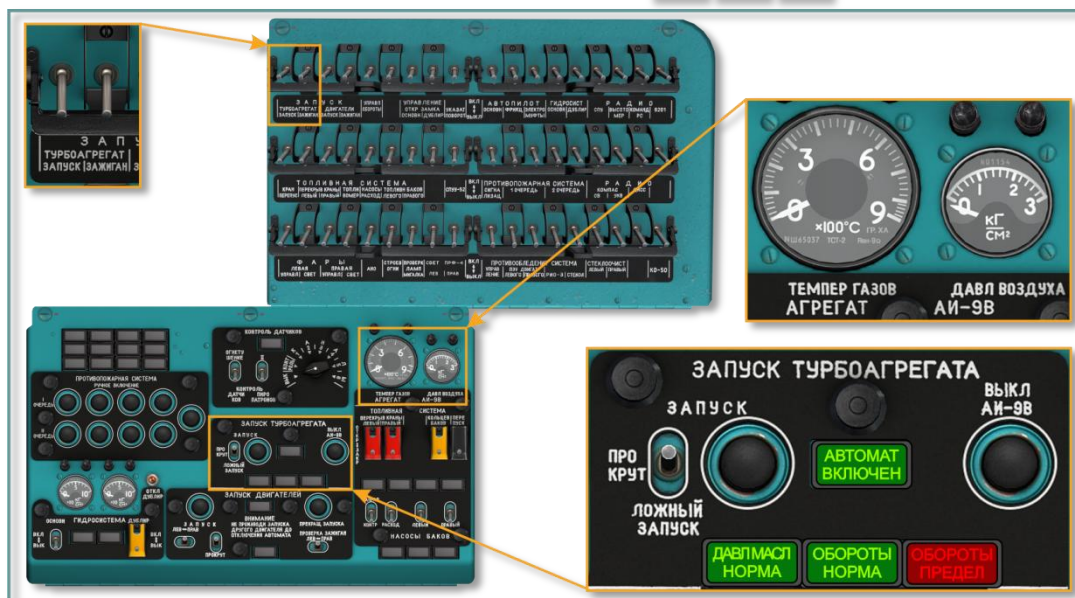


Рис. 4.6. Панель запуска вспомогательной силовой установки

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

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 АПД-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 АПД-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 АПД-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, открытым стоп-краном 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:

- промежуточный редуктор;
- хвостовой редуктор;
- валы трансмиссии;

– систему торможения.

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.

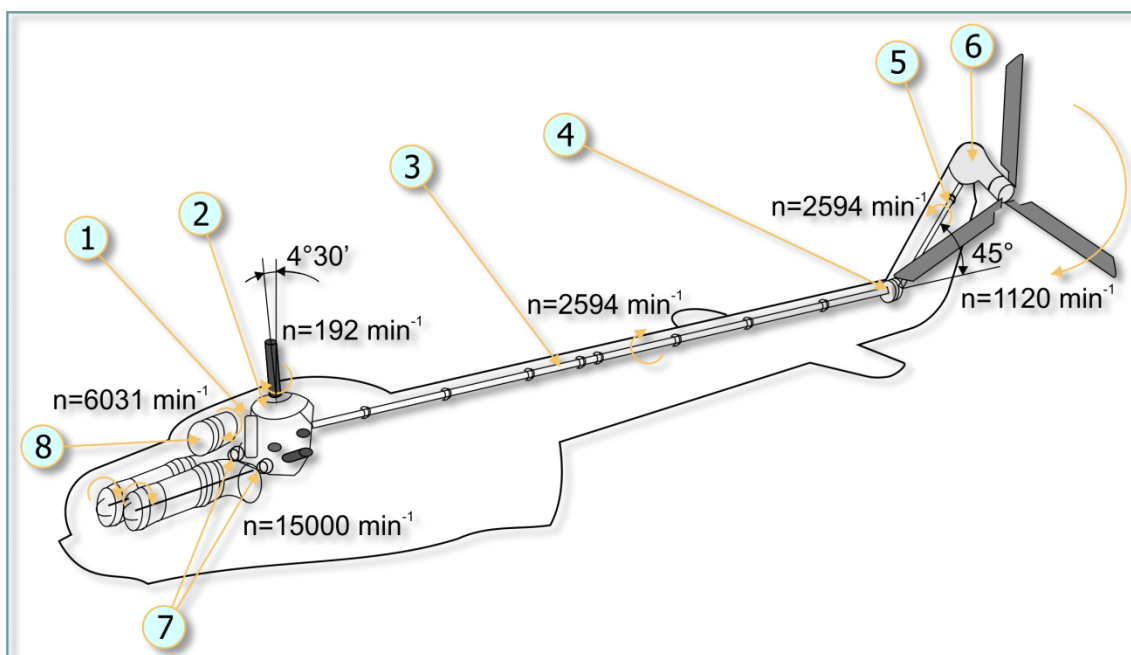


Рис. 4.8. Трансмиссия вертолета:

1 – привод вентилятора; 2 – главный редуктор ВР-14; 3 – вал трансмиссии; 4 – промежуточный редуктор; 5 – концевая часть вала трансмиссии; 6 – хвостовой редуктор; 7 – приводы двигателей ТВ3-117ВМ; 8 – вентилятор.

Промежуточный редуктор предназначен для изменения направления оси хвостового вала на угол 45° в соответствии с изгибом концевой балки.

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 и карданный вал привода вентилятора.

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 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 тролем.

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.

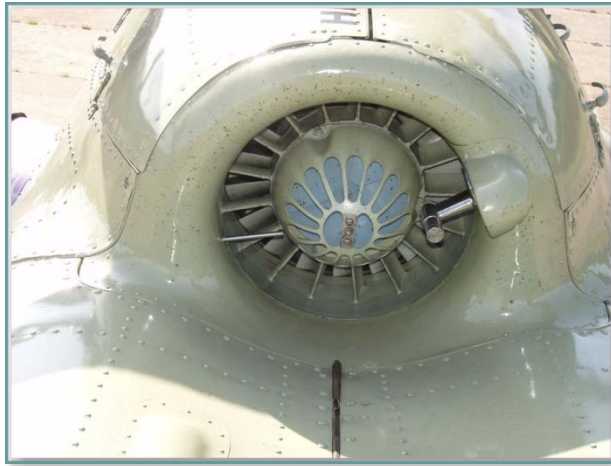


Рис. 4.10. Вентилятор системы охлаждения

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.



5

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
ВЕРТОЛЁТА

5. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЁТА

Приборное оборудование вертолета представляет собой комплекс приборов, обеспечивающих:

а) пилотирование вертолета в любых метеорологических условиях днем и ночью;

б) контроль за работой двигателей, трансмиссии и управления.

Комплекс приборного оборудования состоит из:

- пилотажно-навигационных приборов;
- приборов контроля работы двигателей и трансмиссии;
- приборов контроля систем вертолета.

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, вращайте колесо мыши.
- Чтобы повернуть поворотный регулятор, зажмите левую кнопку мыши и потяните мышь.

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 указаны синим цветом.

5.1. КАБИНА ЭКИПАЖА

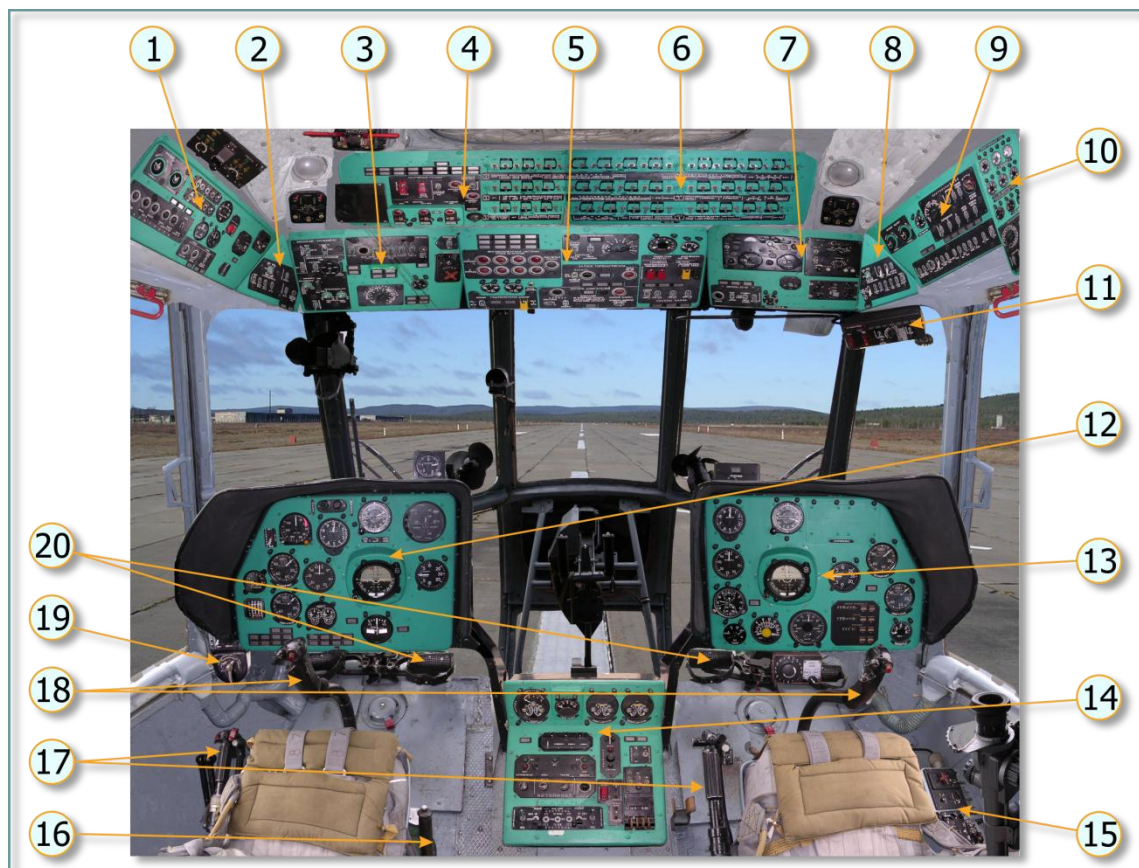


Рис. 5.1. Расположение панелей и органов управления:

1 – левая боковая панель электропульты; 2 – левый щиток электропульты; 3 – левая панель электропульты; 4 – левая панель АЗС; 5 – средняя панель электропульты; 6 – правая панель АЗС; 7 – правая панель электропульты; 8 – правый щиток электропульты; 9 – правая боковая панель электропульты; 10 – электрощиток; 11 – пульт управления вооружением; 12 – левая приборная доска; 13 – правая приборная доска; 14 – центральный пульт; 15 – правый дополнительный щиток; 16 – тормоз винта; 17 – левый и правый рычаги «шаг-газ» (ШГ); 18 – рукоятки продольно-поперечного управления вертолетом (РУ) или рычаги общего шага (РОШ); 19 – кран переключения ПВД; 20 – педали управления.

5.1.1. Левая приборная доска



Рис. 5.2. Левая приборная доска:

1 – блок управления фарой; 2 – указатель режимов УР-117; 3 – индикатор ИП-21 указателя шага несущего винта; 4 – двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВЗ-117ВМ; 5 – указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ; 6 – выключатель радиовысотомера; 7 – указатель скорости УС-450К; 8 – указатель УВ-5М радиовысотомера А-037; 9 – высотомер ВД-10ВК; 10 – курсоуказатель прицела ОПБ-1Р; 11 – указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А; 12 – переключатель АРК СВ-АРК УКВ; 13 – авиагоризонт АГБ-ЗК; 14 – индикатор висения и малых скоростей аппаратуры ДИСС-15; 15 – вариометр ВР-30МК; 16 – табло; 17 – указатель поворота ЭУП-53; 18 – табло «ОТКАЗ 6201»; 19 – табло; 20 – указатель ЗУТ-6К температуры газов двигателя ТВЗ-117ВМ; 21 – табло; 22 – переключатель системы ПВД.

5.1.2. Правая приборная доска



Рис. 5.3. Правая приборная доска:

1 – указатель скорости УС-450К; 2 – высотомер ВД-10ВК; 3 – авиагоризонт АГБ-3К; 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; 10 – термометр ТВ-1 контроля температуры в пассажирском салоне; 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.

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 электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРИ; 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; 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

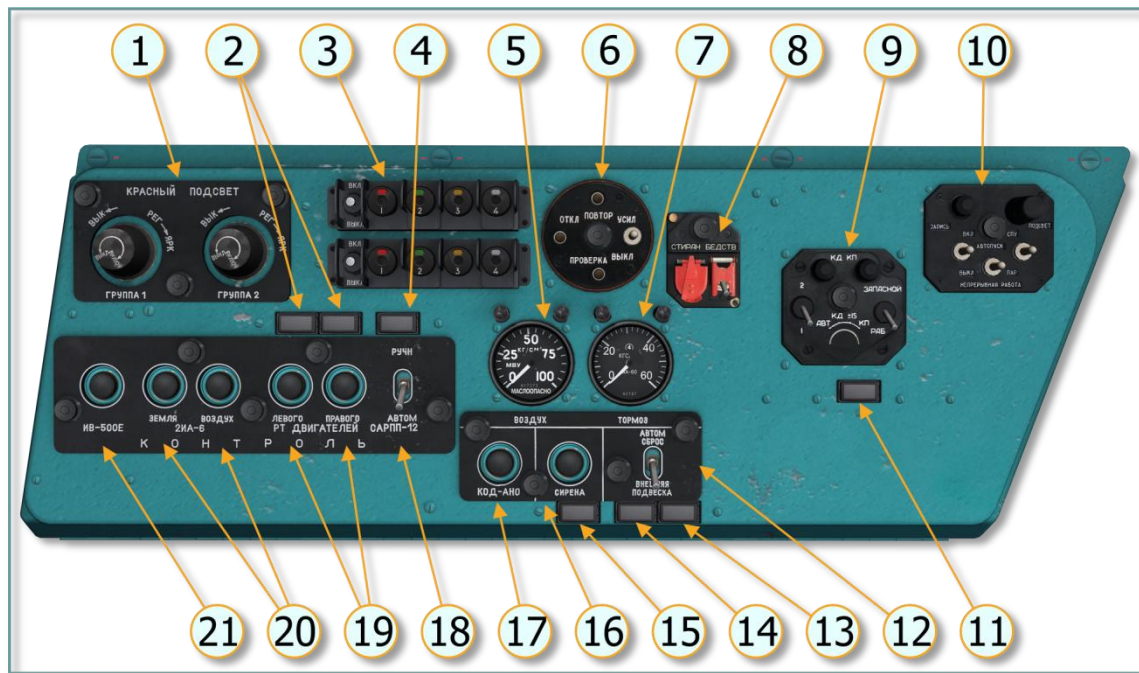


Рис. 5.5. Левая боковая панель электропульта:

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»; 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 электропульта

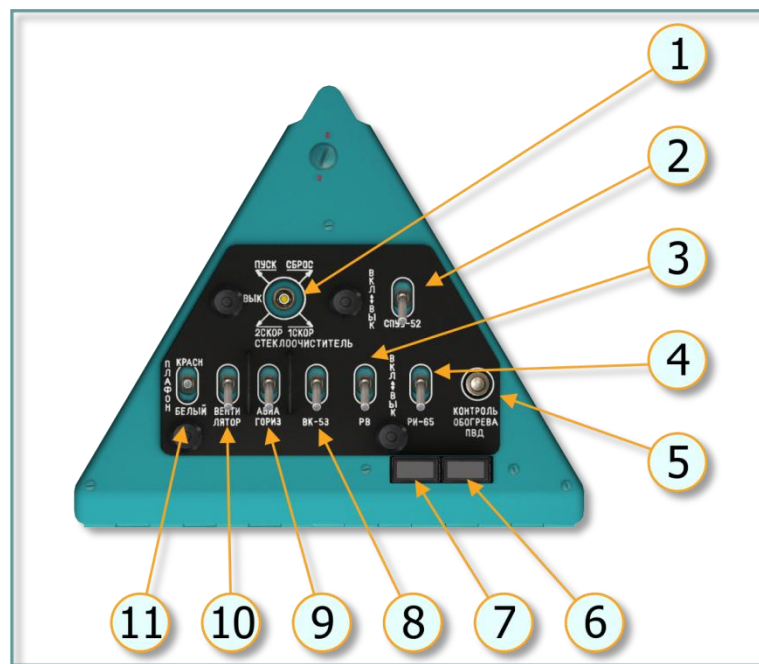


Рис. 5.6. Левый щиток электропульта:

1 – переключатель режимов работы стеклоочистителя; 2 – выключатель СПУУ-52; 3 – выключатель радиовысотомера; 4 – выключатель РИ-65; 5 – кнопка контроля обогрева ПВД; 6 – табло «ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН»; 7 – табло «ВКЛЮЧИ РИ-65»; 8 – выключатель коррекции ВК-53; 9 – выключатель авиагоризонта; 10 – выключатель вентилятора; 11 – выбор режима подсвета.

5.1.6. Левая панель электропульта

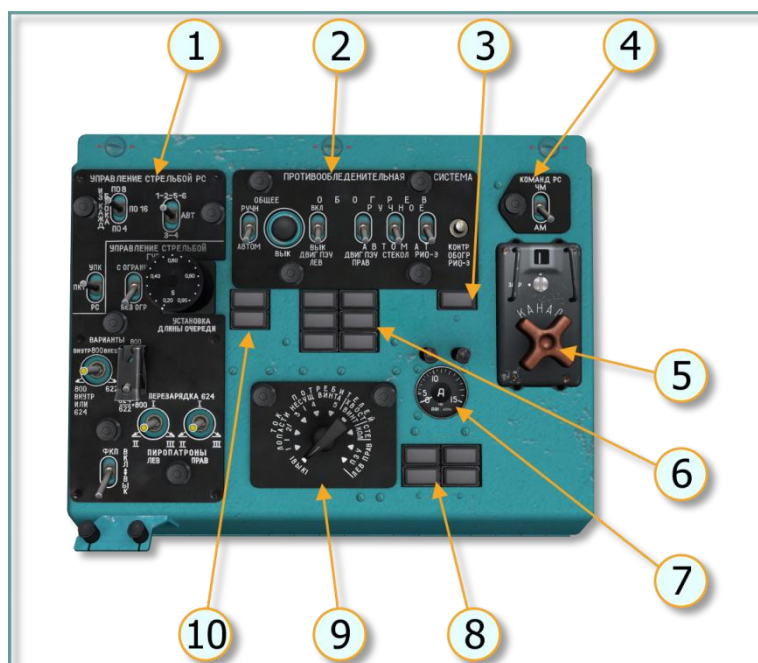


Рис. 5.7. Левая панель электропульта:

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»; 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

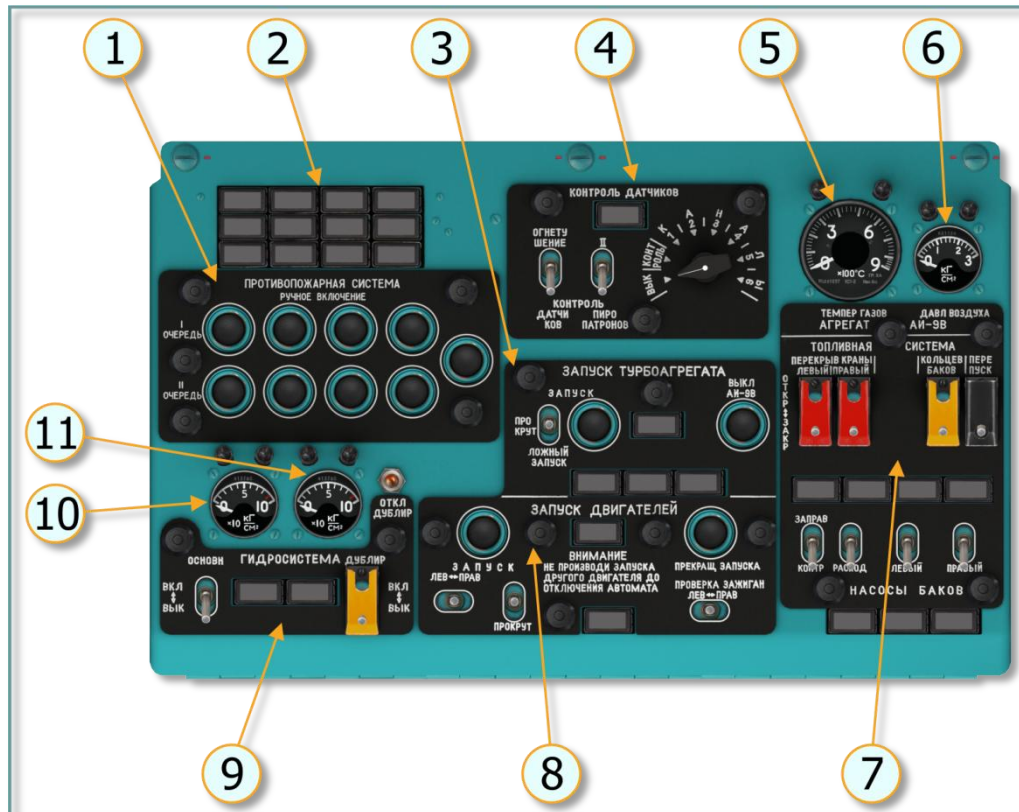


Рис. 5.8. Средняя панель электропульты:

1 – щиток противопожарной системы; 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»; 3 – панель запуска турбоагрегата; 4 – щиток контроля противопожарной системы; 5 – указатель температуры газов турбоагрегата АИ-9В; 6 – указатель давления воздуха турбоагрегата АИ-9В; 7 – панель управления топливной системы; 8 – панель запуска двигателей; 9 – панель управления гидросистемами (табло «ОСНОВ. ВКЛЮЧ.», «ДУБЛИР. ВКЛЮЧ.»); 10 – указатель давления основной гидросистемы; 11 – указатель давления дублирующей гидросистемы.

5.1.8. Правая панель электропульты

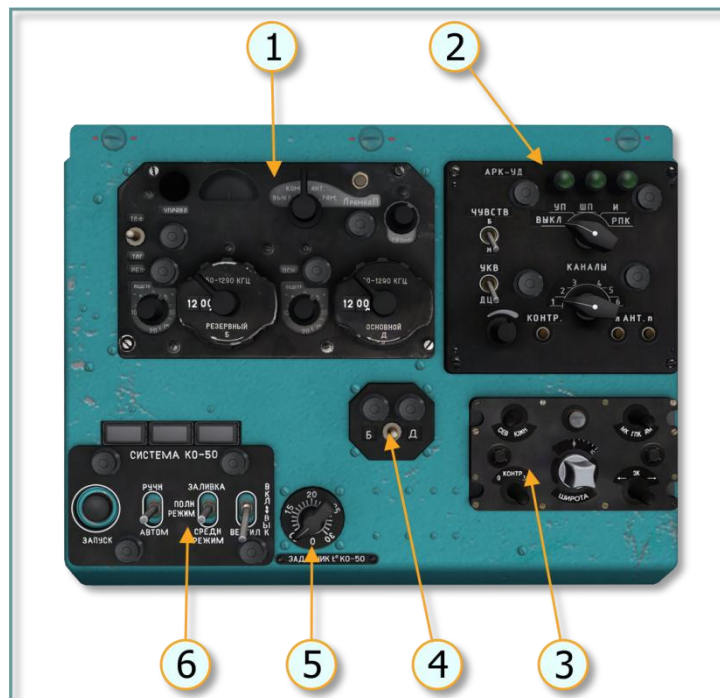


Рис. 5.9. Правая панель электропульты:

1 – пульт управления радиокompасом АРК-15; 2 – пульт управления радиокompасом АРК-УД; 3 – пульт управления ПУ-26 курсовой системы ГМК-1А; 4 – дистанционный переключатель волн радиокompаса АРК-15 (дальний – ближний); 5 – задатчик температуры воздуха в грузовой кабине; 6 – аппаратура управления системы КО-50 (керосиновый обогреватель) (табло «ПОДОГРЕВАТЕЛЬ», «ЗАЖИГАНИЕ», «КО-50 РАБОТАЕТ»).

5.1.9. Панели АЗС

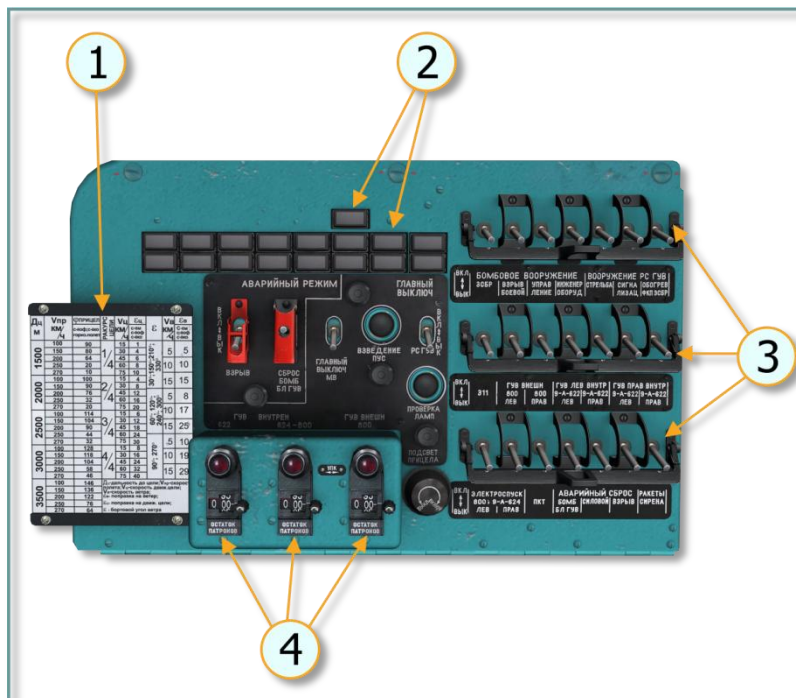


Рис. 5.10. Левая панель АЗС:

1 – таблица поправок прицеливания; 2 – табло и пульт управления вооружением; 3 – АЗС цепей вооружения; 4 – указатели остатка боекомплекта.

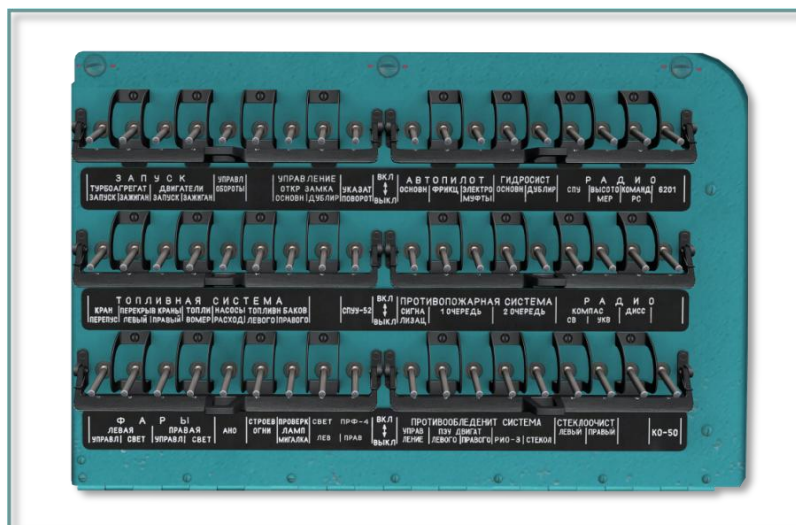


Рис. 5.11. Правая панель АЗС

5.1.10. Правый щиток электропульты

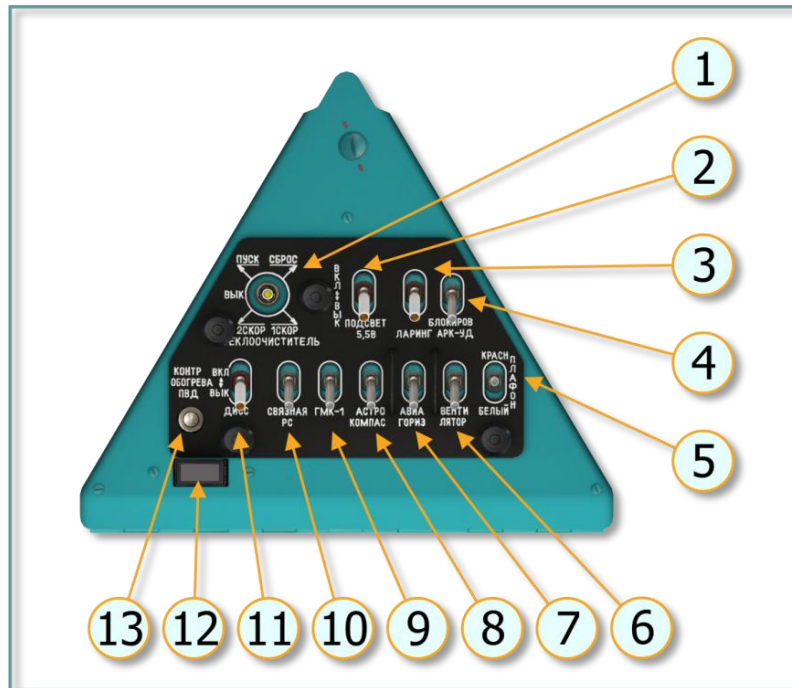


Рис. 5.12. Правый щиток электропульты:

1 – переключатель режимов работы стеклоочистителя; 2 – выключатель подсвета системы ДИСС-15 и пульта управления радиостанции ЯДРО-1А; 3 – выключатель ларингофонов; 4 – выключатель блокировки АРК-УД; 5 – выключатель освещения; 6 – выключатель вентилятора; 7 – выключатель авиагоризонта; 8 – выключатель астрокомпаса; 9 – выключатель ГМК-1; 10 – выключатель связанной радиостанции; 11 – выключатель ДИСС; 12 – табло «ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН»; 13 – кнопка контроля обогрева ПВД.

5.1.11. Правая боковая панель электропульты

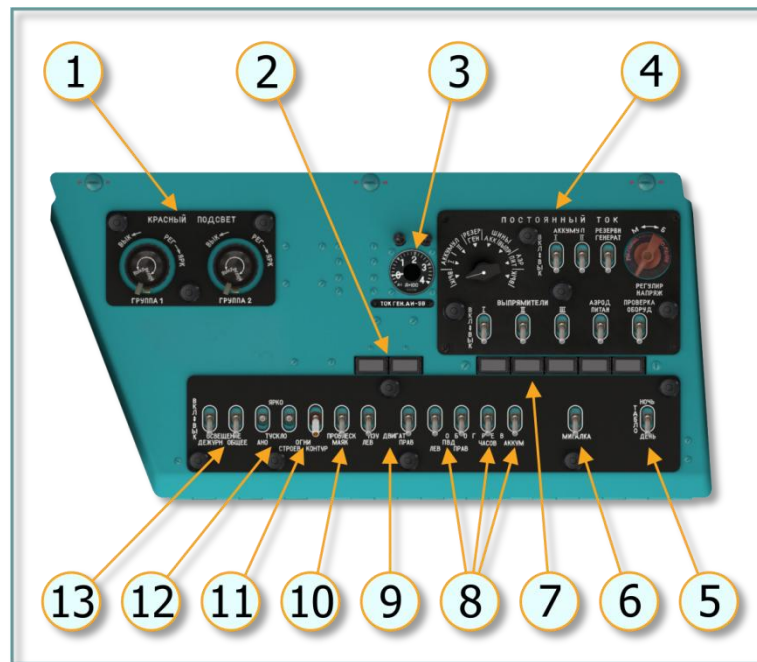


Рис. 5.13. Правая боковая панель электропульты:

1 – пульт управления красным подсветом; 2 – табло «ЛЕВ ПЗУ ВКЛЮЧЕН», «ПРАВ ПЗУ ВКЛЮЧЕН»; 3 – указатель тока генератора; 4 – панель управления питанием постоянным током; 5 – переключатель изменения яркости свечения табло; 6 – включение режима мигания аварийных ламп и табло; 7 – жёлтые табло «ВКЛЮЧИ ВЫПР. I», «ВКЛЮЧИ ВЫПР. II», «ВКЛЮЧИ ВЫПР. III» «АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕН», «ПРОВЕРКА ОБОРУДОВ»; 8 – выключатели обогрева левого и правого ПВД, часов и аккумулятора; 9 – выключатели ПЗУ левого и правого двигателей; 10 – выключатель проблескового маяка МСЛ-3; 11 – переключатели управления строевыми и контурными огнями; 12 – управление яркостью АНО и строевых огней; 13 – выключатели дежурного и общего освещения в грузовой кабине.

5.1.12. Электрощиток



Рис. 5.14. Электрощиток:

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; 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.

5.1.13. Правый дополнительный щиток

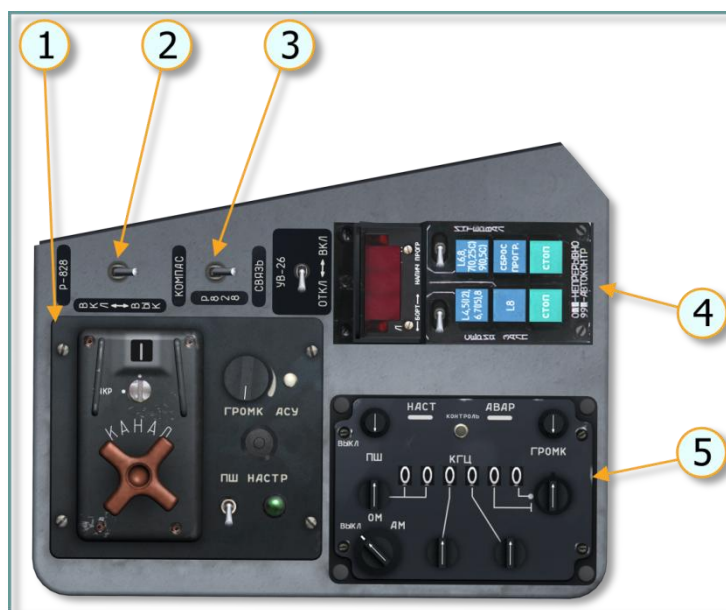


Рис. 5.15. Правый дополнительный щиток:

1 – пульт управления радиостанцией Р-828; 2 – выключатель радиостанции Р-828; 3 – переключатель «КОМПАС-СВЯЗЬ»; 4 – пульт управления устройством выброса помех; 5 – пульт управления радиостанцией ЯДРО-1И.

5.2. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

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.

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, вызванных изменением балансировки вертолета, осуществляется электромагнитными тормозами 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.

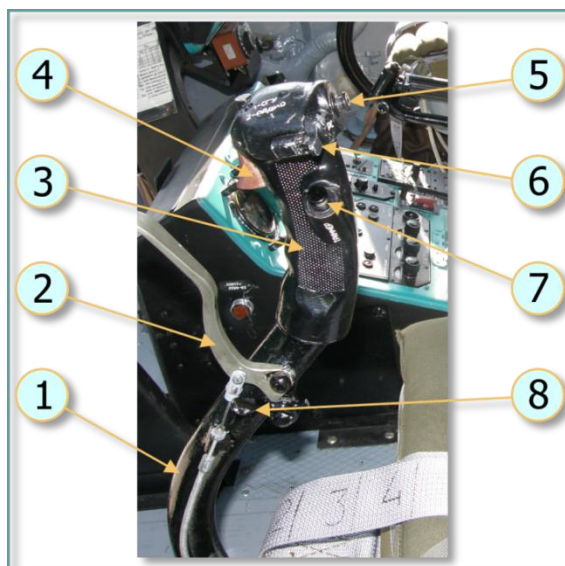


Рис. 5.16. Ручка управления вертолетом

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

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) — резервная, кнопка (7) — включение ЭМТ-2М. На рукоятке левой ручки установлен рычаг (2) торможения колес, для удержания которого в заторможенном положении предусмотрен фиксатор (8).

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 обжати амортизаторов главных стоек шасси. После отрыва вертолета от земли гидроупор автоматически отключается.

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 полу 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.

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 ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

Вертолет в момент разрушения проводки управления рулевым винтом энергично 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 верти-

кальной 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 раздельного управления двигателями. Правая ручка ШАГ—ГАЗ, в отличие от левой, не имеет дискового фрикциона ручки и рычагов раздельного 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.

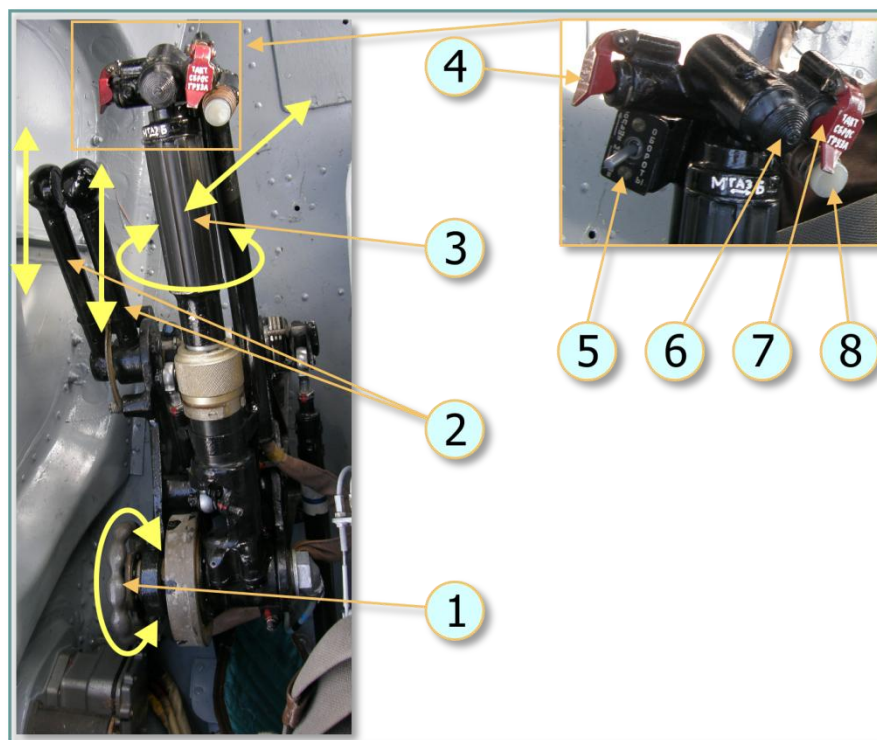


Рис. 5.19. Ручка управления «ШАГ-ГАЗ»:

1 – маховик затяжки фрикциона ручки; 2 – рычаги раздельного управления левым и правым двигателями; 3 – поворотная рукоятка коррекции; 4 – кнопка аварийного сброса груза; 5 – переключатель перенастройки оборотов двигателей; 6 – кнопка управления

фарами; 7 – кнопка тактического сброса груза с внешней подвески; 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 раздельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы каждого двигателя без изменения общего шага несущего винта. Раздельное управление осуществляется рычагами на кронштейне левой ручки ШАГ—ГАЗ. От рычагов раздельного 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 $+150^{\circ}\text{C}$. Цена деления шкалы 10°C . Датчики установлены на двигателях, указатели - на центральном пульте.



Рис. 5.22. Двухстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗПИ

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/см^2 . Цена деления шкалы давления $0,5 \text{ кг/см}^2$.

Диапазон измерения температуры масла от -70°C до $+150^{\circ}\text{C}$. 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.

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 ТВ3-117ВМ.

Указатель УИ1-3 установлен на средней панели электропульты. Диапазон измерения давления от 0 до 3 кг/см^2 . Цена деления 0.2 кг/см^2 .

5.3.11. Указатели давления в гидросистемах УИ1-100.

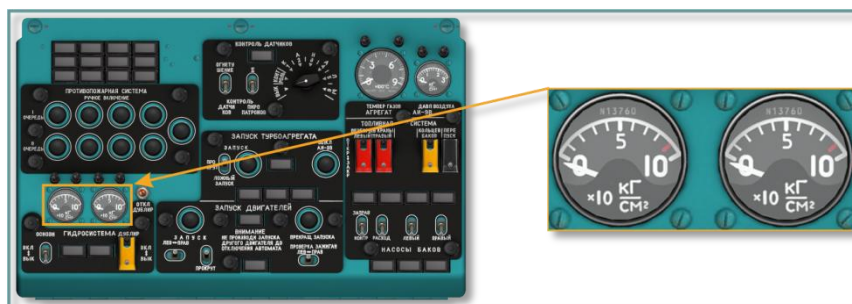


Рис. 5.30. Указатели давления в гидросистемах УИ1-100

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;
- Дл, Пл, Ппр, РАСХ, Дпр - измерение топлива соответственно в левом дополнительном, левом подвесном, правом подвесном, расходном и правом дополнительном баках;
- ВЫКЛ - топливомер выключен.

На правой приборной доске установлено красное табло «ОСТАЛОСЬ 270 л», сигнализирующее о критическом остатке топлива.

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 электропульта.

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».

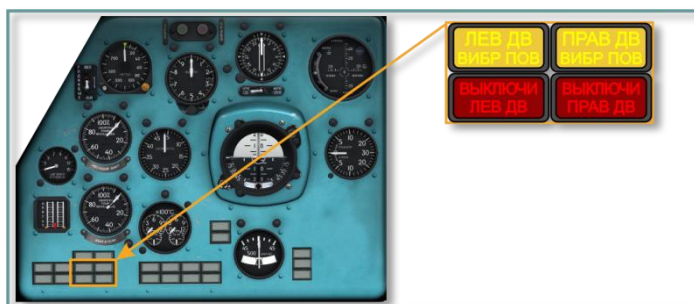


Рис. 5.33. Измеритель вибрации двигателей ИВ-500Е

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 прибор-

ной 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 электропульта.

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 электропульта. Под манометром нанесена надпись «ТОРМОЗ».

5.3.17. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12Д1М (не реализована)

Система автоматической регистрации параметров полёта САРПП-12Д1М обеспечивает регистрацию параметров полета с сохранением записанной информации.

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, форсаж включен).



Рис. 5.36. Выключатель и табло САРПП

Выключатель САРПП-12Д1М «РУЧН – АВТОМ» и зелёное табло «САРПП РАБОТАЕТ» расположены на левой боковой панели электоропульта.

САРПП-12Д1М 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 и при срабатывании концевого выключателя на амортизаторе основной стойки шасси после отрыва от земли.

5.4. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

5.4.1. ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ.

К пилотажным приборам относятся:

- анероидно-мембранные приборы, предназначенные для измерения и индикации барометрической высоты полёта, приборной скорости и вертикальной скорости полёта;
- гироскопические приборы, предназначенные для определения и индикации пространственного положения.

ПРИЕМНИКИ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ ПВД-6М И АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ ПРИБОРЫ



Рис. 5.37. 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, высотометров 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:

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 электропульте.

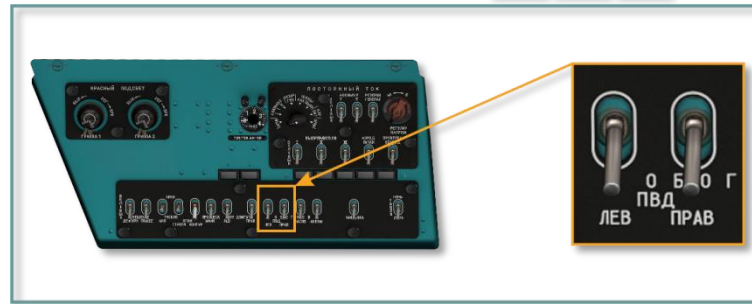


Рис. 5.38. Выключатели обогрева ПВД

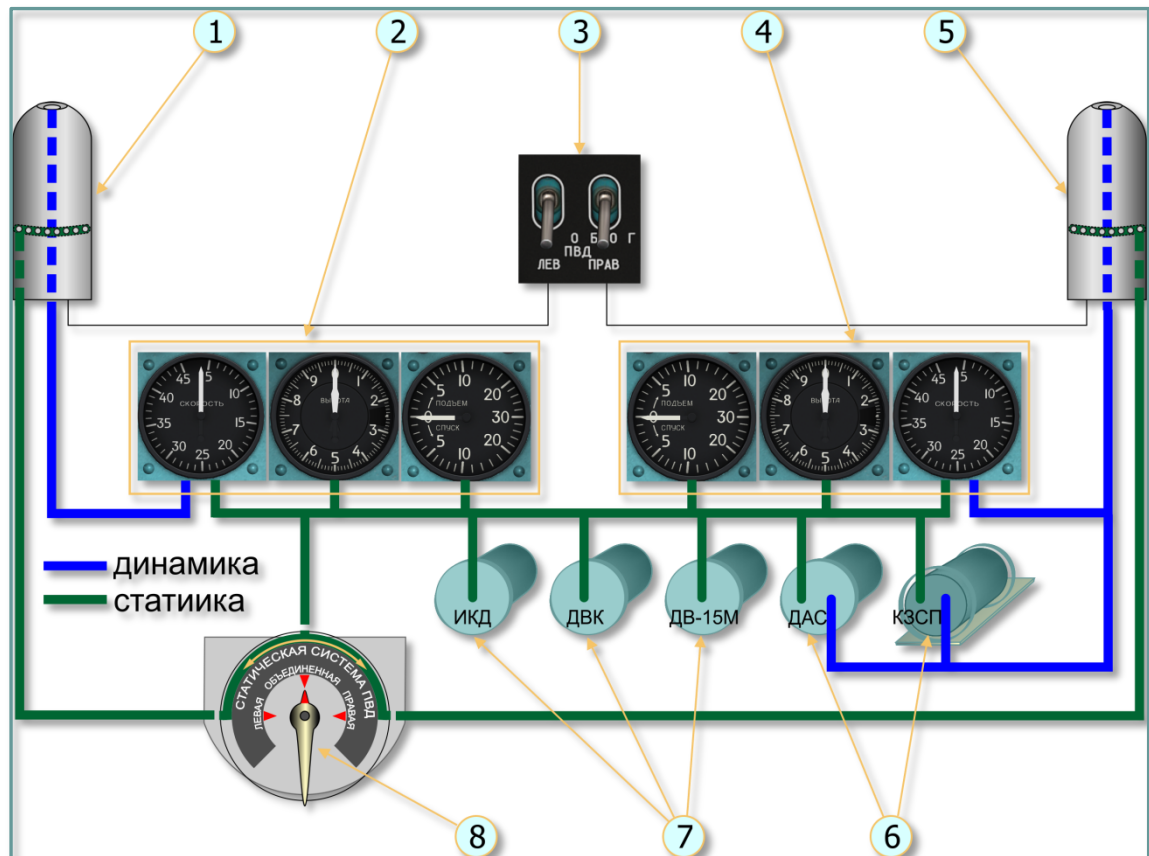


Рис. 5.39. Схема подключения aneroidно-мембранных приборов:

1 – приемник воздушного давления ПВД-6М левый; 2 – приборы УС-450К, ВД-10К и ВР-30МК левой приборной доски; 3 – выключатели обогрева левого и правого ПВД; 4 – приборы ВР-30МК, ВД-10К и УС-450К левой приборной доски; 5 – приемник воздушного давления ПВД-6М правый; 6 – потребители статического и динамического давления; 7 – потребители статического давления; 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. 5.40. Табло и кнопка контроля обогрева ПВД

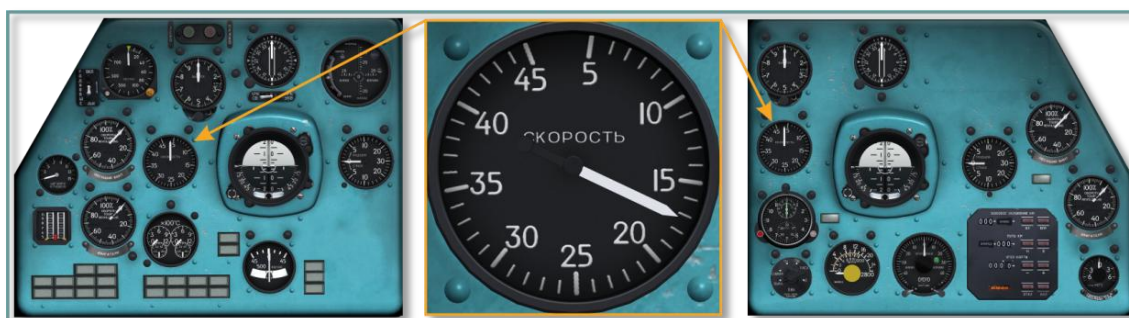
УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ УС-450К

Рис. 5.41. Указатель скорости УС-450К

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

ВЫСОТОМЕР ВД-10К

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

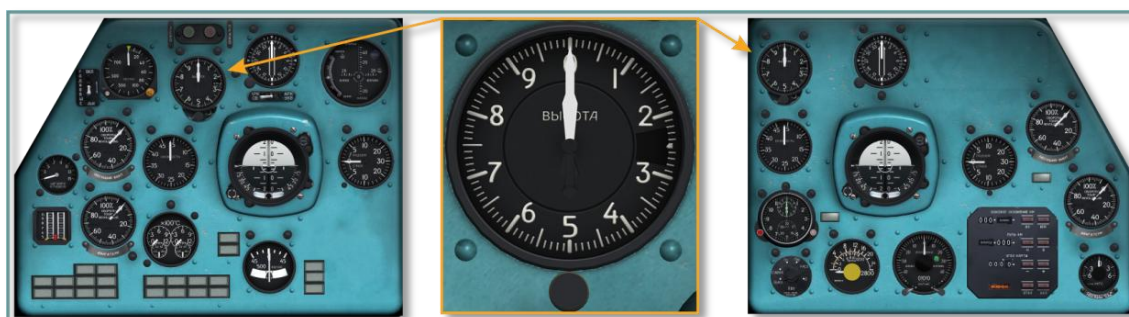


Рис. 5.42. Высотомер ВД-10К



Рис. 5.43. Шкалы и кремальеры

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 выставить превышение посадочной площадки на которой неизвестно атмосферное давление. В этом случае высотомер будет показывать высоту относительно площадки, превышение которой выставлено с помощью индексов.

ВАРИОМЕТР ВР-30МК



Рис. 5.44. Вариометр 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 10 м/с (30 м/с) на подъем и спуск. Цена деления – 1 м/с.

5.4.2. 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.

АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3К

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

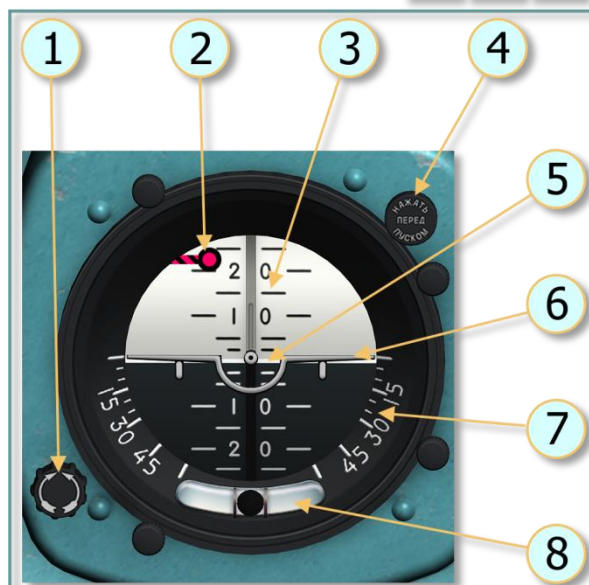


Рис. 5.45. Авиагоризонт АГБ-3К:

1 – кремальера; 2 – бленкер; 3 – шкала тангажа; 4 – кнопка «АРРЕТИР» (перед пуском нажать); 5 – линия горизонта; 6 – силуэт самолета; 7 – шкала крена; 8 – указатель скольжения.

Авиагоризонт АГБ-3К, 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-3К:

- 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-3К. При наличии в бортсети питания переменным и постоянным 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-3К должны убираться).

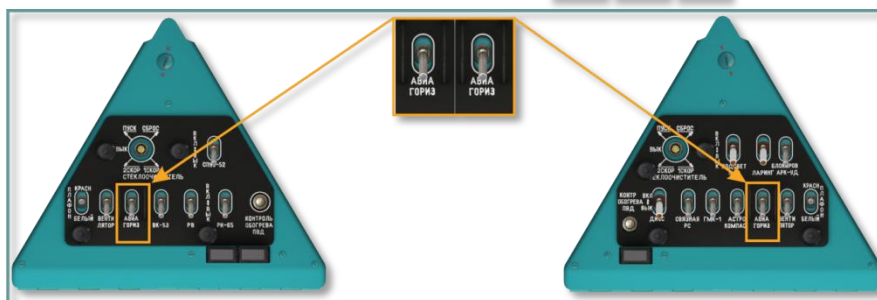


Рис. 5.46. Выключатели «АВИАГОРИЗОНТ» на левом и правом электрощитках

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.

УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53



Рис. 5.47. Указатель поворота ЭУП-53:

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

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.

При правильном (координированном) развороте стрелка указателя поворота показывает угол крена вертолета.

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.

5.4.3. НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ

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 правой щитке электропульта.

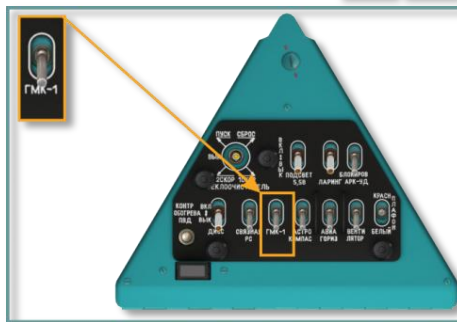


Рис. 5.48. Выключатель «ГМК-1» на правой щитке электропульта

ПУ-26 – пульт управления, предназначен для:

- выбора режима работы («МК» – магнитный курс и «ГПК» – гиropолукомпасный курс);
- 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.

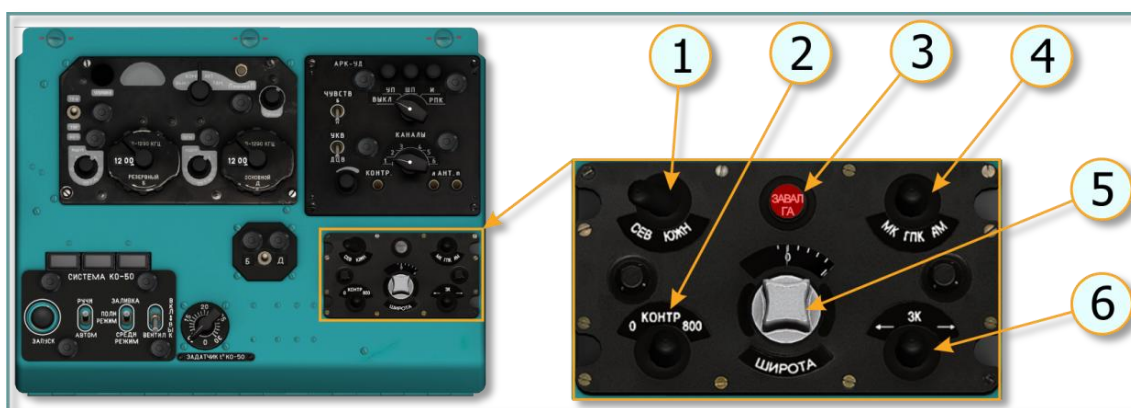


Рис. 5.49. Пульт управления ПУ-26:

1 – переключатель широтной коррекции; 2 – переключатель «КОНТРОЛЬ»; 3 – лампа-сигнализатор «ЗАВАЛ ГА»; 4 – переключатель «МК – ГПК – АМ»; 5 – рукоятка задатчика широты; 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. Указатель 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.

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.

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 картушки при температуре от $+50$ до -60°C не более 17 секунд.

Конструкция компаса обеспечивает его нормальную работу при кренах вертолёта 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.

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.

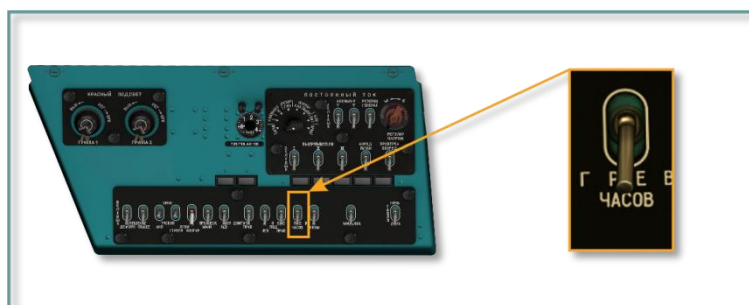


Рис. 5.53. Выключатель обогрева часов

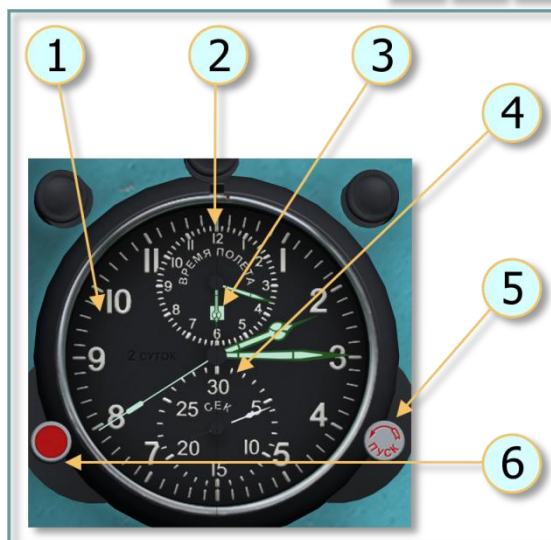


Рис. 5.54. Назначение стрелок, шкал и циферблатов АЧС-1:

1 – циферблат обычных часов для отсчета текущего времени суток; 2 – циферблат времени полета для показания времени нахождения ЛА в полете; 3 – сигнальный индикатор; 4 – секундомер для замера и отсчета коротких промежутков времени; 5 – правая головка часов; 6 – левая головка часов.

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

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

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

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

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

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

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РШ

Выключатель коррекции ВК-53РШ предназначен для автоматического отключения поперечной коррекции бортовых гироскопических устройств АГБ-3К и курсовой системы ГМК-1А при выполнении вертолётом разворотов и виражей. Коррекция включается 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 электропульта. В полёте обязательно должен быть включен.

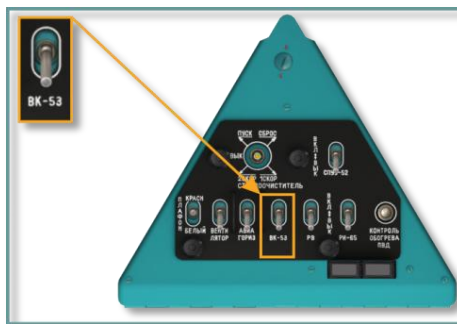


Рис. 5.55. Выключатель коррекции ВК-53РШ

Основные технические данные ВК-53РШ.

Напряжение источников питания:

- трёхфазного переменного тока $36\text{В} \pm 5\%$, 400 Гц;
- постоянного тока $27\text{В} \pm 10\%$.

Угловая скорость выключения коррекции $0,3^\circ/\text{с}$.

Время выдержки выключения 3...15 с.

Время готовности не более одной минуты.

Масса 2,7 кг.

АВТОПИЛОТ АП-34Б

Четырехканальный электрогидравлический автопилот предназначен для автоматической стабилизации вертолета по крену, курсу, тангажу, высоте и скорости полета. 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.

Воздействие корректора-задатчика приборной скорости (КЗСП) на автопилот происходит по каналу тангажа.

Автопилот работает как в режиме автоматической стабилизации вертолета, так и в режиме комбинированного управления, когда летчик в любой момент времени может вмешаться в управление вертолетом при включенном автопилоте.

Силовыми исполнительными элементами автопилота, воздействующими на органы управления, являются комбинированные гидроусилители КАУ-30Б и РА-60Б, установленные в системе управления вертолетом.

Безопасность полета в случае отказа автопилота обеспечивается 20% ограничением перемещения органов управления от автопилота по всем четырём каналам, а также возможностью вмешательства летчика в управление параллельно с автопилотом (по каналам крена и тангажа).

Датчиком углов крена и тангажа является правый авиагоризонт АГБ-3К, а датчиком угла курса – курсовая система ГМК-1А.

Пульт управления предназначен для:

- обнуления сигналов углов и угловых скоростей перед включением автопилота;
- поканального включения и отключения автопилота и обеспечения соответствующей сигнализации;
- введения поправок в полете при помощи ручек центровки;
- для проверки канала высоты с помощью переключателя «КОНТРОЛЬ».

Индикатор нуля (ИН-4) предназначен для индикации положения штоков малых цилиндров рулевых агрегатов. ИН-4 установлен на центральном пульте.



Рис. 5.56. Расположение органов управления автопилотом

Основные данные АП-34Б.

Напряжение питания постоянным током	+28,5 В;
Напряжение питания переменным током	~36 В, 400 Гц;
Время готовности к включению	не более 2 минут;
Точность выдерживания в спокойной атмосфере:	
в канале направления	$\pm 1^\circ$;
в канале крена	$\pm 0,5^\circ$;
в канале тангажа	$\pm 0,5^\circ$;
высоты	$\pm 10\text{м}$;
скорости	$\pm 10\text{ км/ч}$;
Высотность	10000 м;
Масса	не более 25 кг.

Автопилот АП-34Б работает совместно с электрогидравлическими рулевыми агрегатами управления КАУ-30Б и РА-60А, включенными в систему управления по дифференциальной схеме. Т.е. на органы управления вертолета могут одновременно воздействовать как летчик, при помощи обыч-

ных рычагов управления, так и автопилот. 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 рычаги управления летчика.

Для ввода поправки в курс полета до $\pm 5^\circ$ в прямолинейном горизонтальном полете при включенном автопилоте необходимо вращать ручку центровки на пульте управления вправо или влево. Полный оборот соответствует изменению курса на 10° . На шкале нанесено 10 делений, цена одного деления один градус.

Для обеспечения безопасности полета в случае отказа автопилота органы управления могут перемещаться по сигналам автопилота только на 20% от общего хода (обеспечивается конструкцией рулевых агрегатов).

Выключение автопилота вручную производится нажатием кнопки «ВЫКЛ. АП», расположенной на обеих ручках управления.

Пилотирование вертолета с включенным автопилотом является основным видом полетов, и все полеты от взлета до посадки выполняются, как правило, с включенными каналами крена, тангажа и направления.

Включение автопилота выполняется перед взлетом нажатием на кнопки-лампочки соответствующих каналов. При взлете по вертолетному необходимо включать каналы «КРЕН», «ТАНГАЖ» и «НАПРАВЛЕНИЕ», а при взлете по самолетному включать только каналы «КРЕН» и «ТАНГАЖ». Включение контролировать по загоранию зеленых лампочек включенных каналов. На висении автопилот стабилизирует вертолет по углам крена и тангажа, а при освобожденных педалях – 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.

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. После приземления выключить автопилот нажатием на кнопку «ВЫКЛ. АП».

5.5. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронное оборудование вертолета Ми-8MTB2 включает:

- радиоаппаратуру связи;
- радиоаппаратуру вертолетовождения;

- 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 ширококвещательных 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.

5.5.1. 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);
- система коммутации и авторегулирования уровня звука.

АППАРАТУРА РЕЧЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ РИ-65.

Речевой информатор РИ-65 предназначен для речевого оповещения членов экипажа об аварийных ситуациях, возникающих на вертолете. Речевые сообщения выдаются автоматически в телефоны членов экипажа при по-

ступлении на РИ-65 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 МВ диапазона 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;

пульт дистанционного управления.

Кроме того, в систему РИ-65 на вертолете введено сигнальное табло ВКЛЮЧИ РИ-65. При включении питания аппаратуры РИ-65 указанное табло гаснет. Питание аппаратуры РИ-65 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

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 А-037.

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.

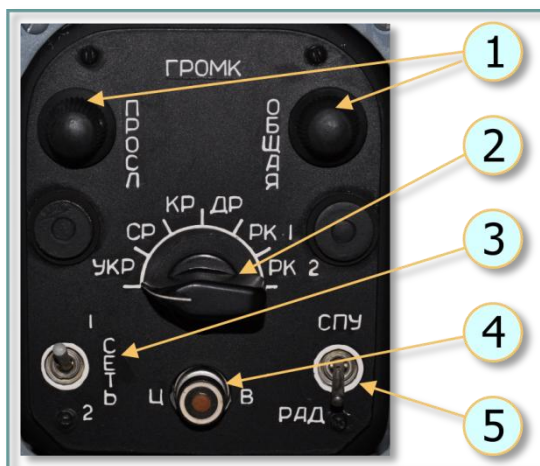


Рис. 5.57. Абонентский аппарат СПУ-7:

1 – регуляторы громкости «ОБЩАЯ» и «ПРОСЛ» для плавного регулирования громкости внутренней и внешней связи; 2 – переключатель режимов работы:

«УКР» – работа командной радиостанции Р-863;

«СР» – 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»:

в положении «СПУ» и нажатой кнопке «СПУ-РАДИО» на РУ вертолетом – для внутривертолетной телефонной связи;

в положении «РАДИО» и нажатой кнопке «СПУ-РАДИО» – для выхода на внешнюю радиосвязь.

КОМАНДНАЯ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-863

Предназначена для обеспечения беспойсковой 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. 5.58. Переключатель «КОМАНД. РС АМ-ЧМ» для выбора вида модуляции несущей частоты звуковых колебаний; запоминающее устройство (ЗУ) с переключателем на 20 каналов

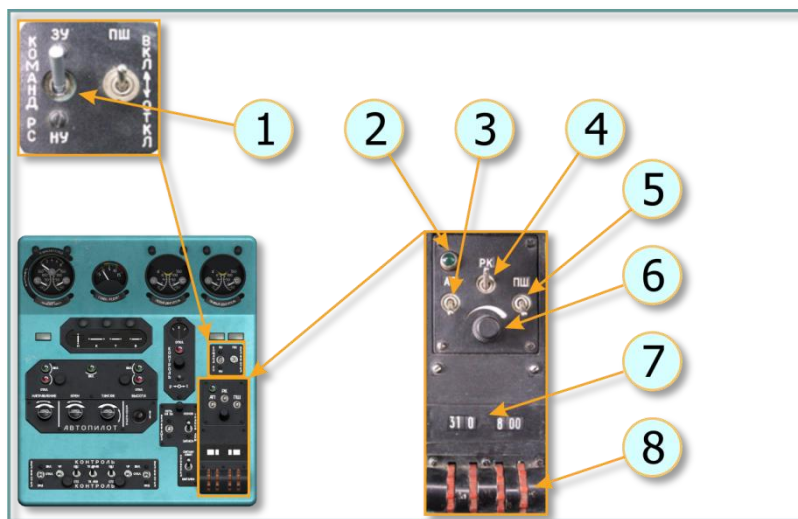


Рис. 5.59. Пульт управления с наборным устройством (НУ):

1 – переключатель «ЗУ-НУ» для выбора пульта управления; 2 – сигнальная лампа «АП» сигнализирует о наличии сигнала на аварийной частоте независимо от положения переключателя «АП»; 3 – переключатель «АП» (аварийный приемник), при установке в верхнее положение прослушиваются сигналы, принимаемые аварийным приемником; 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; 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 Р-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.».

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. 5.60. 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

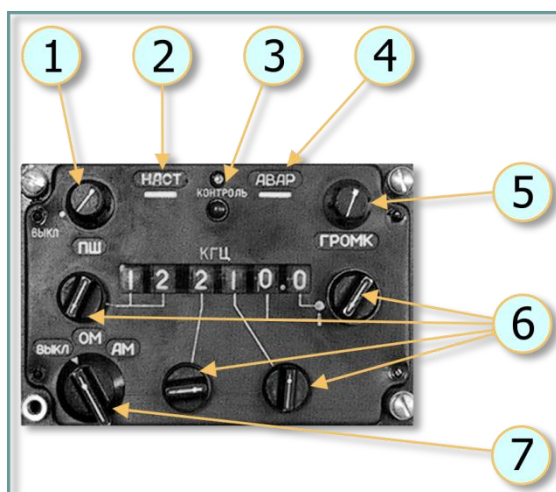


Рис. 5.61. Пульт управления радиостанцией «ЯДРО-1А»:

1 – регулятор «ПШ» для регулировки порога срабатывания подавителя шумов и его выключения; 2 – табло световой индикации «НАСТ.» (белое) сигнализирует о режиме на-

стройки на заданную частоту; 3 – кнопка и индикаторная лампа «КОНТРОЛЬ» для проверки радиостанции с помощью системы встроенного контроля; 4 – табло световой индикации «АВАР.» (красное) сигнализирует об аварийном состоянии радиостанции; 5 – ручка «ГРОМК.» для регулировки громкости принимаемого сигнала; 6 – четыре ручки для установки заданной частоты связи; 7 – переключатель на 3 положения: «ВЫКЛ.» - радиостанция обесточена; «ОМ», «АМ» - выбор режима работы радиостанции.

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.».

РАДИОСТАНЦИЯ Р-828

Предназначена для обеспечения беспойсковой бесподстроечной телефонной радиосвязи с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов в воздухе, а при совместной работе с радиокompасом 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 радиокompасом 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. 5.62. 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.

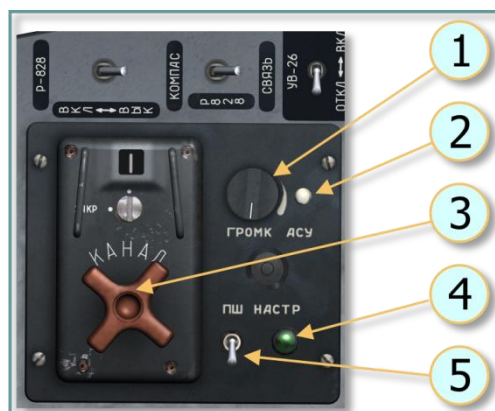


Рис. 5.63. Пульт управления Р-828

1 – ручка «ГРОМК» для регулирования громкости принимаемого сигнала; 2 – кнопка «АСУ» для включения системы АСУ с целью согласования выхода передатчика с антенной; 3 – запоминающее устройство с переключателем «КАНАЛ» для выбора одной из 10 ранее настроенных частот; 4 – сигнальная лампа «НАСТР» (белого цвета) сигнализирует о процессе настройки АСУ; 5 – выключатель «ПШ» для включения и выключения подавителя шумов.



Рис. 5.64. Расположение переключателей:

1 – выключатель «P-828 ВКЛ – ВЫКЛ», для включения и выключения радиостанции; 2 – переключатель «P-828 СВЯЗЬ – КОМПАС», для выбора режима работы радиостанции.

Для использования радиостанции P-828 необходимо:

Включить питание радиостанции выключателем «P-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 «P-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 «P-828 ВКЛ.-ВЫКЛ.» установить в положение «ВЫКЛ.».

В полете для обеспечения вывода вертолета на наземную радиостанцию типа с помощью радиокompаса АРК-УД при совместной его работе с радиостанцией P-828 необходимо установить двустороннюю радиосвязь по радиостанции P-828 с наземной радиостанцией, дать команду оператору наземной радиостанции на включение ее в режим ТОНАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ.

При приеме тонового сигнала перевести переключатель «P-828 СВЯЗЬ-КОМПАС», в положение «КОМПАС», при этом стрелка указателя радиокompаса АРК-УД должна показать направление на наземную радиостанцию.

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

5.5.2. 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 А-037;
- радиотехническая система ближней навигации КУРС МП-70;

СРЕДНЕВОЛНОВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-9

Предназначен для вертолетоуправления по приводным и широкопередатчельным радиостанциям. Радиокотпас 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, радиокотпас 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. 5.65. 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 радиокотпасу АРК-9 или к АРК-УД, на левой приборной доске под прибором УГР-4УК;
- АЗС «КОМПАС СВ» для подключения электропитания радиокотпаса, на правой панели АЗС.

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

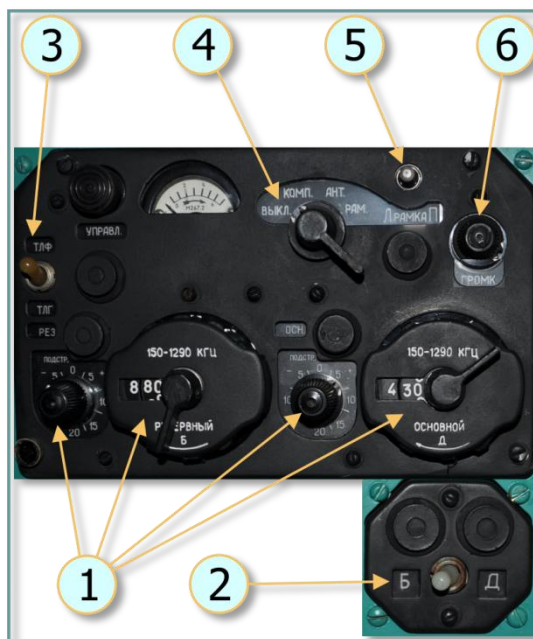


Рис. 5.66. Пульт управления АРК-9:

1 – переключатели фиксированной настройки и ручки точной подстройки. Переключателем фиксированной настройки устанавливается частота от 150 до 1290 кГц с шагом 10 кГц. Установка сотен килогерц на переключателе фиксированной настройки осуществляется вращением барабана переключателя, десятков килогерц – поворотом флажка переключателя. 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;

2 – переключатель «Б – Д» для переключения наборных устройств. В положении «Б» подключается левое наборное устройство, в положении «Д» – правое;

3 – переключатель «ТЛФ-ТЛГ» устанавливается в положение, соответствующее характеру работы приводной радиостанции. Для прослушивания модулированных сигналов приводных радиостанций, передач ширококвещательных радиостанций и сообщений, передаваемых руководителями полётов на частоте приводной радиостанции, переключатель «ТЛФ – ТЛГ» на пульте управления радиоконпасом 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»;

4 – переключатель режимов работы «АРК ВЫКЛ., КОМП., АНТ., РАМ.»:

«ВЫКЛ.» радиоконпас обесточен;

«КОМП.» (КОМПАС) работают все схемы радиоконпаса, основное положение;

«АНТ.» (АНТЕННА) рамочная антенна отключается, приемник АРК работает на ненаправленную антенну и используется как ширококвещательный 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;

5 – кнопка «Л рамка П», для принудительного вращения искательной катушки гониометра и стрелки УГР-4УК во всех режимах работы АРК;

6 – ручка «ГРОМК.» для регулировки громкости сигналов (кнопка «УПР.» не задействована).

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.

Для использования радиокомпаса необходимо:

Включить питание радиокомпаса и СПУ автоматами защиты сети «КОМПАС СВ», «СПУ».

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

Установить на пульте управления радиокомпасом:

- переключатель рода работы в положение «АВТ.»;
- переключатель «ТЛФ–ТЛГ» в положение «ТЛГ», при этом в телефонах должен появляться звуковой сигнал, а в положении «ТЛФ» - исчезать;
- регулятор громкости в крайнее правое положение;
- переключатель «Б – Д» в положение «Б»;
- наборным устройством первого канала частоту работы приводной радиостанции и прослушать ее позывные;
- переключатель рода 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 кнопки «РАМКА», отпустить кнопку «РАМКА», при этом стрелка указателя УГР-4 должна возвратиться в первоначальное положение.

Установить переключатель «Б – Д» в положение «Д» и настроить радиокомпас аналогичным образом.

При работе радиокомпаса в условиях помех может использоваться режим «РАМКА». В этом случае для определения пеленга на радиостанцию нажать кнопку «РАМКА» и определить пеленг по минимальной громкости приема позывных сигналов радиостанции.

УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС 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.

В состав комплекта АРК-УД входят:

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



Рис. 5.67. Антенный блок АРК-УД

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



Рис. 5.68. Ненаправленная антенна АШС-УД

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

Работа радиокompаса 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 радиокompас 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.

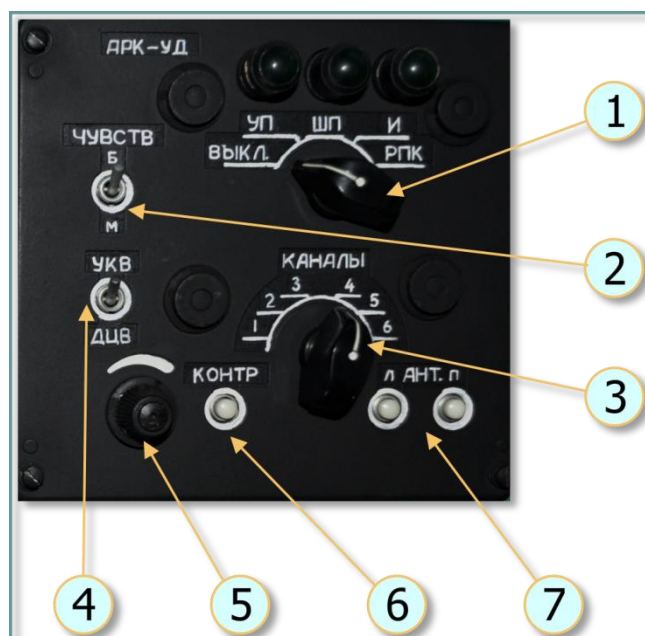


Рис. 5.69. Пульт управления АРК-УД:

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 «УКВ-ДЦВ» для переключения диапазона частот;

4 – переключатель «КАНАЛЫ» на 6 положений для переключения фиксированных настроенных частот;

5 – регулятор громкости - для регулировки громкости;

6 – кнопка «КОНТР.» для проверки работоспособности аппаратуры;

7 – кнопки «АНТ. Л. - П.» для вращения антенны АРК во всех режимах.

Для использования радиокompаса АРК-УД необходимо:

Включить автоматы защиты сети «РАДИОКОМПАС УКВ» и «СПУ» на панели АЗС.

Установить выключатель «АРК СВ–АРК УКВ» в положение «АРК УКВ».

Установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение «РК 2», а переключатель «СПУ–РАДИО» в положение «РАДИО».

Установить переключатель режимов работы на пульте управления в необходимое положение, переключатель диапазонов – в положение прослушиваемого диапазона, а переключатель «КАНАЛЫ» – на требуемый канал.

При установке переключателя режимов в положение «И» в наушниках должен прослушиваться тональный сигнал с пониженной частотой.

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;
- вычислитель координат;
- высокочастотный блок, в нижней части хвостовой балки;



Рис. 5.70. Высокочастотный блок ДИСС-15

- индикатор висения и малых скоростей на левой приборной доске;
- индикатор путевой скорости и угла сноса, индикатор координат, табло «ДИСС ОТКАЗАЛ» на правой приборной доске (загорается при переходе ДИСС в режим «ПАМЯТЬ» или при отказе составных элементов ДИСС;
- пульт контроля;
- выключатель питания «ДИСС» и выключатель «ПОДСВЕТ ДИСС», на правом щитке электропульты;
- 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	$1\% \pm 1$ 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, 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.

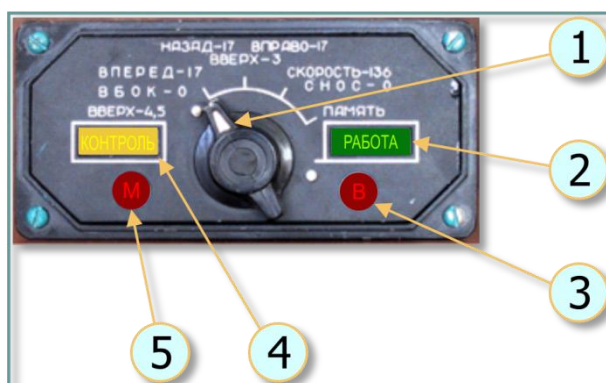


Рис. 5.71. Пульт контроля:

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. Пятое положение «РАБОТА». В этом положении происходит излучение передающей антенной СВЧ колебаний передатчика и измерение составляющих путевой скорости и угла сноса;

2 – световое табло «РАБОТА». Включается при установке переключателя режимов работы в пятое положение, при отсутствии сигналов отказа;

3 – световое табло «В». Включается при отказе вычислителя составляющих вектора путевой скорости;

4 – световое табло «КОНТРОЛЬ». Включается при установке переключателя режимов в первые четыре положения;

5 – световое табло «М». Сигнализирует об отказе передающего устройства.

ИНДИКАТОР ВИСЕНИЯ И МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ, предназначен для индикации трех составляющих вектора скорости при висении, взлете, посадке и медленных перемещениях вертолета.



Рис. 5.72. 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.

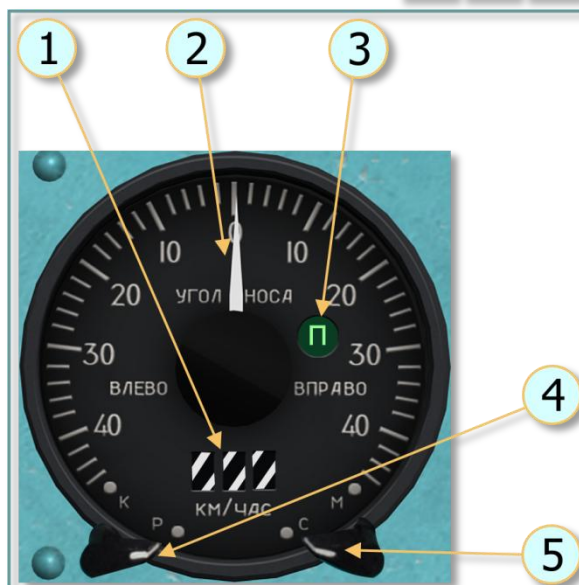


Рис. 5.73. Индикатор путевой скорости и угла сноса:

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.

Индикатор координат, предназначен для отработки и индикации ортодромических координат вертолета.

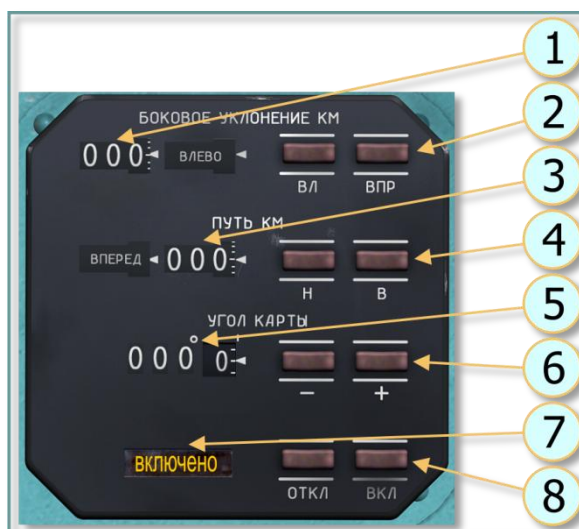


Рис. 5.74. Индикатор координат:

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.

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 $\pm 0,1H$ 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. 5.75. 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», которая 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.

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.

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 пре-

делах двойной 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.

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

5.5.3. РАДИОАППАРАТУРА СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ УВ-26

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



Рис. 5.76. 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].
4. Кнопка СЕРИЯ [INSERT + RSHIFT]. 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 [INSERT + RCTRL]. 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. В положении НАЛИЧИЕ на индикационное табло выводится количество оставшихся ловушек, в положении ПРОГР индицируются кодовые числа параметров выброса ловушек.
9. Кнопка ИНТЕРВАЛ [INSERT + RALT]. 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 [DELETE + RCTRL]. Сбрасывает параметры набранной программы выброса ловушек в значения по умолчанию 110.
11. Кнопка ПУСК [INSERT]. Запускает заданную программу выброса ловушек.

Примеры кодовых чисел:

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

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

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



6

ПОДГОТОВКА К ПОЛЁТУ И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЁТА

6. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

6.1. ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКИЕ РАСЧЕТЫ

6.1.1. Определение предельного взлетного веса вертолета

Предельный взлетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному *ВНЕ ЗОНЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ* определять по номограммам Рис. 6.1, в зоне влияния земли – по номограмме на Рис. 6.2.

На номограммах Рис. 6.1 и Рис. 6.2 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.

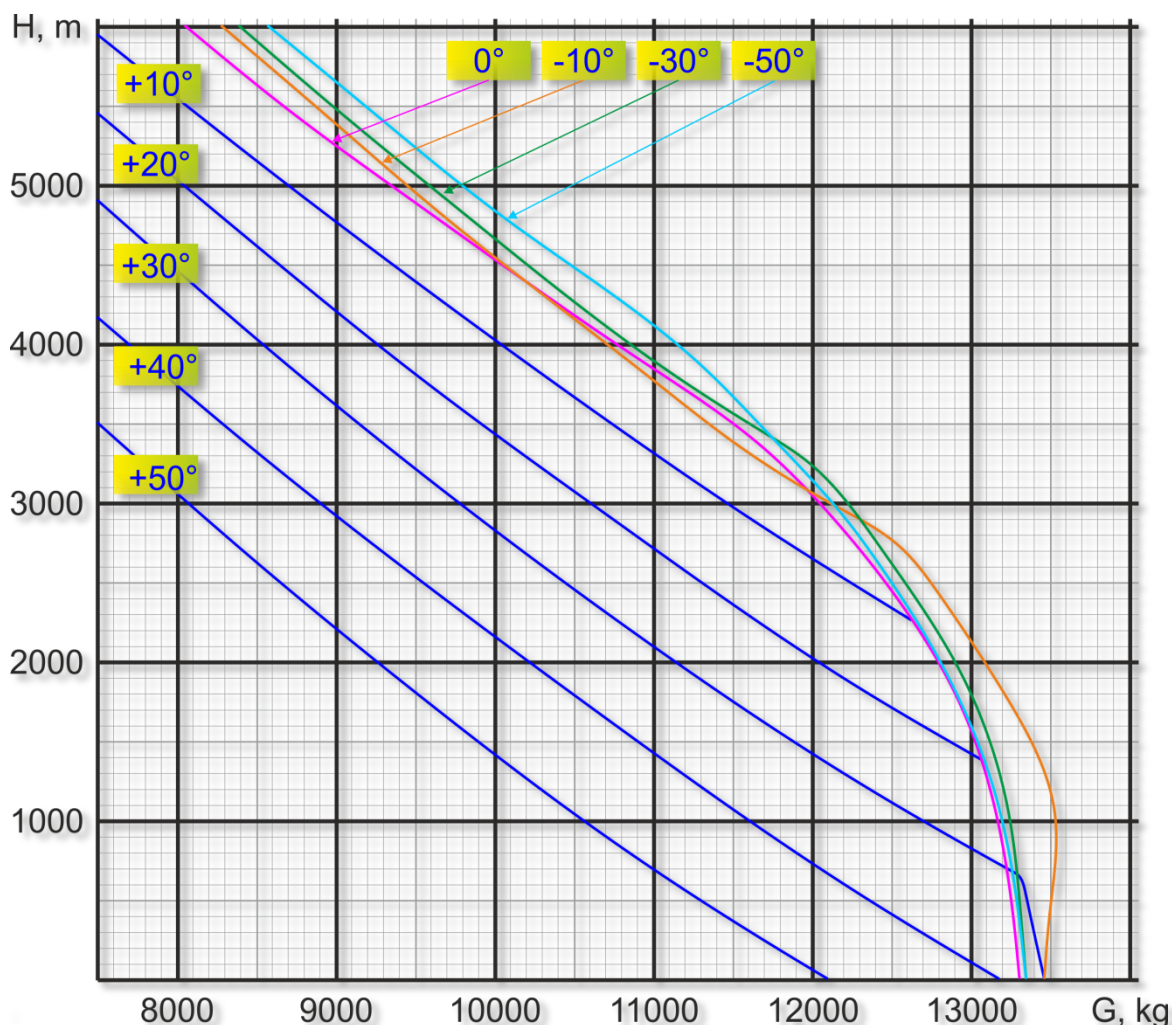


Рис. 6.1. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному без использования влияния земли (высота висения 20 м). ПОС и ПЗУ выключены.

П р и м е ч а н и е . При установленных на вертолет ЭВУ 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.

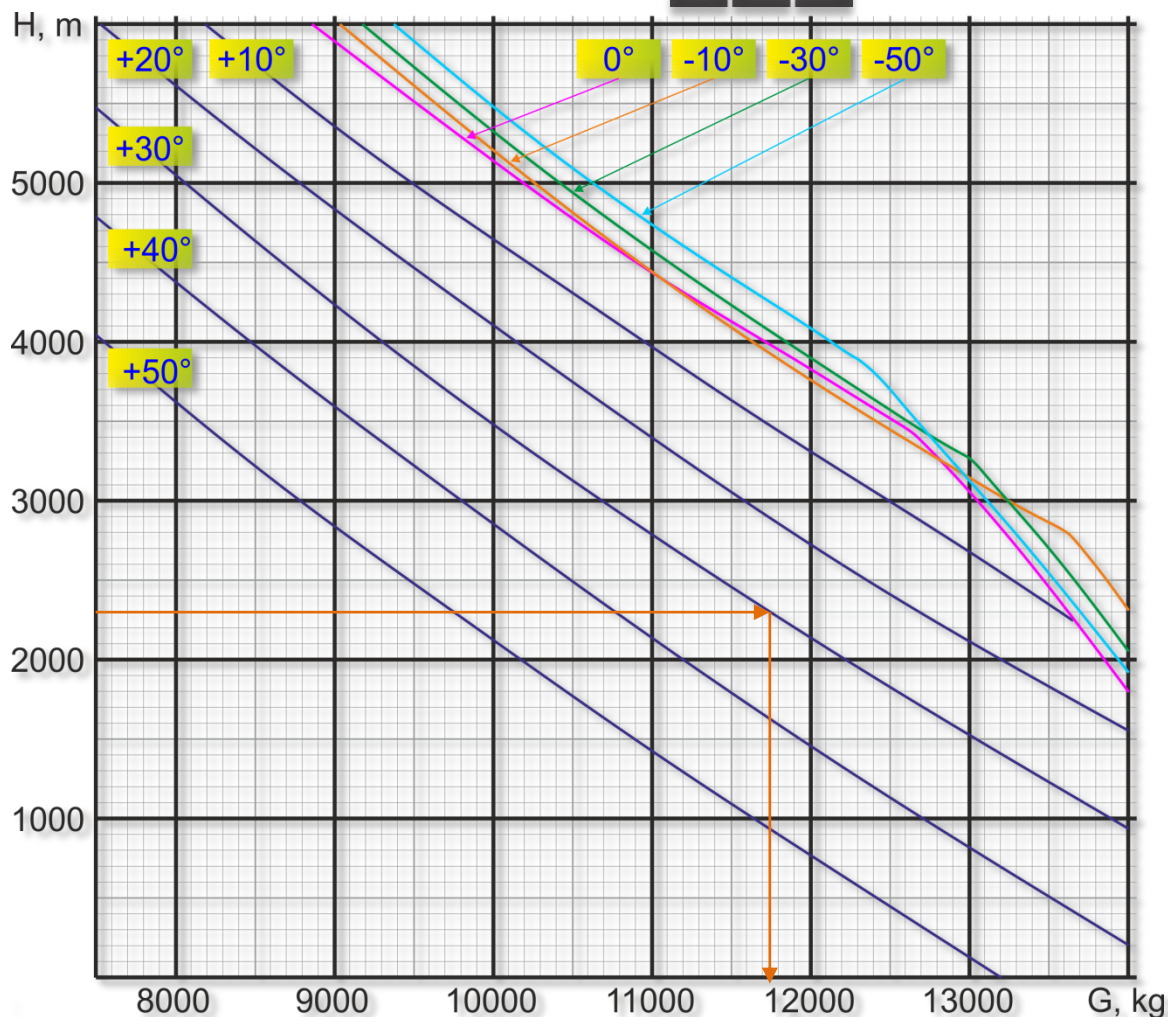


Рис. 6.2. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с использованием влияния земли (высота висения 3 м). ПЗУ и ПОС выключено.

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 косой 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. 6.2](#) находим предельный полетный вес для взлета в штилевых условиях. На шкале барометрической высоты H находим точку, соответствующую высоте 2300 м и проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией с отметкой $+30^{\circ}\text{C}$. 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. 6.1](#).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ ПО-САМОЛЕТНОМУ производить по номограмме [Рис. 6.2](#) 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. 6.3](#).

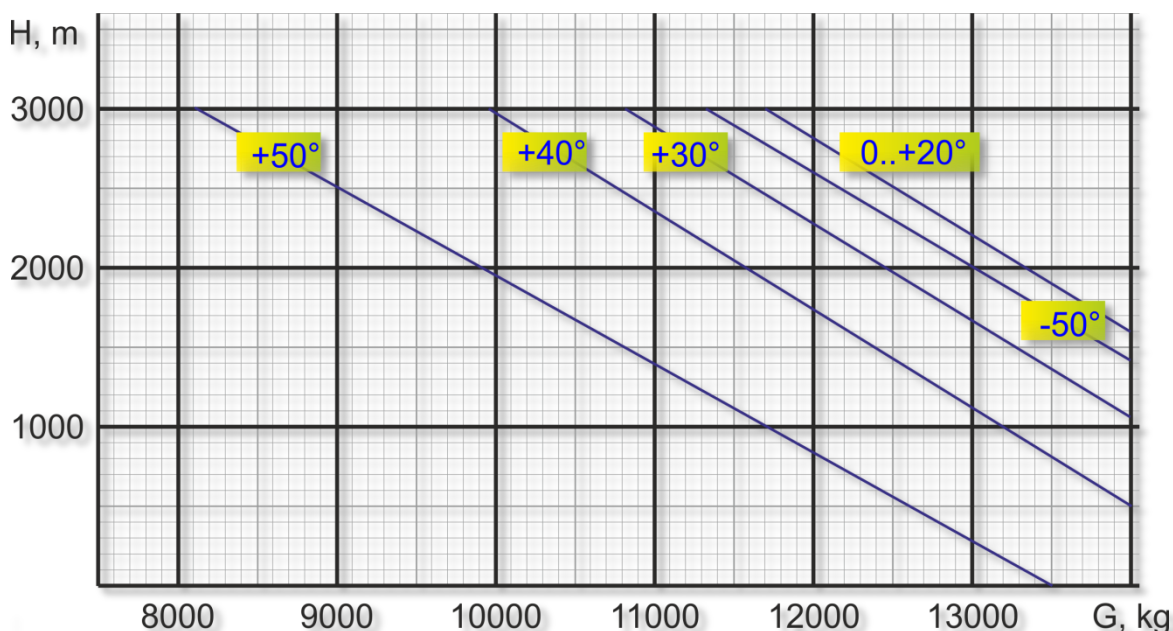


Рис. 6.3. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете по-самолетному с разбегом на носовом колесе

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 и оборудования. Они представлены в табл.

Табл. 6.1

	Ми-8МТВ2	Может быть	Набор оборудования в модели
1	пустой вертолёт	7200,0	

2	экипаж 3 человека	270	270
3	входной трап	7,3	7,3
4	сейф	4,5	
5	доп. топливный бак	70	0
7	десантные сиденья -(30 шт.)	58,7	58,7
8	грузовые трапы	31,6	
9	ЛПГ-150м (на полу гр. кабины	33,5	33,5
10	шкворневые установки	19,8	19,8
11	санитарное оборудование	93,6	
12	десантные троса	6	
13	масло	71,7	71,7
14	невырабатываемый остаток топлива	20	20
	топливо 0,775 кг/л		
	-в расходном баке	322	
	-в подвесных баках	1608	
	-в дополнительных баках	1388	
15	спец плиты (броня)	419	419
	- в кабине лётчиков	332	
	- в грузовых створках	33	
	- в гидроотсеке	54	
16	фермы с 6-ю БД3-57кр ВМ	401	401
17	ПКТ носовой с бк	38,8	0
18	ПКТ кормовой с бк	26,9	0
19	УВ-26 (без бк)	32,6	32,6
	БК к УВ-26 (6 комплектов)	16,5	16,5
20	Б8В20-а (без снаряжения)	100	
21	НАР (20 шт.)	242	
22	ГУВ(пулемёт)	452	
23	ГУВ (гранаты)	274	
24	УПК-250	230	
25	контейнер всм (пустой)	70	
26	стропы внешней подвески	40,9	
27	внешняя подвеска (без строп)	21,3	
28	кислородное оборудование экипажа	19,3	
29	верёвочная лестница	19,7	19,7
30	прицел ПКВ	2,5	2,5
31	прицел ОПБ-1р	8,2	
32	рк вооружения с пультом	15,9	15,9
33	спасательное оборудование:	216	
	-лебёдка лпг-900	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	9д	
	-прочее	5,4	
34	внешняя подвеска:	65,5	
	-несбрасываемая часть	46,9	
	сбрасываемая часть	46,9	
	-канат 1м	1,8	
	-канат юм	9	
	-канат 5м (2 шт.)	9.9	

	-стропа нижняя (4 шт.)	14,6	
	-детали сборки	5,6	
35	швартовка лопастей	43,3	
36	ограждение по штанге 13	9,3	
37	Л 166-в 1а	25	25
	Набор оборудования, кг		1413,2
	Итого снаряженный вертолет (масло, экипаж) БЕЗ топлива и оружия, кг		8613,2

Теперь, зная вес снаряженного вертолета без вооружения и топлива, можно определить возможные вариации между топливом и полезной нагрузкой.

6.1.2. 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. 6.2.

Табл. 6.2

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		

АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА

При выполнении полетов с установленными на вертолете ЭВУ километровые и часовые расходы топлива по сравнению с указанными в Табл. 6.4 увеличиваются на 6%.

При подвеске вооружения расход соответствует данным, представленным в [Табл. 6.4](#) для соответствующего раздела.

ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ

При включении противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей километровый 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. 6.4](#) 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 бортсет 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

РАСХОД ТОПЛИВА, ПУТЬ И ВРЕМЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ И НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Приборная скорость 120 км/ч, режим работы двигателей номинальный

Табл. 6.3

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. 6.4

Н, м	Расход топлива на вертолёт при полётном весе, кгс														
	9000			10 000			11 000			12 000			13 000		
	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Qmin кгс/ч/ на Vприб, км/ч,	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Qmin кгс/ч/ на Vприб, км/ч,	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Qmin кгс/ч/ на Vприб, км/ч,	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Qmin кгс/ч/ на Vприб, км/ч,	q, кгс/км	Q, кгс/ч	Qmin кгс/ч/ на Vприб, 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. 6.5

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. 6.6

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).

6.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ

Перед полетом выполнить следующие операции:

- убедиться в работоспособности тормозной системы (после нажатия на тормозную гашетку и достижения в тормозах давления 31–34 кгс/см² не должно быть шума выходящего воздуха, а после растормаживания не должно быть остаточного давления в тормозах) [Key com.];
- установить стрелки барометрического высотомера на 0 и проверить соответствие показания шкалы барометрического давления фактическому давлению на аэродроме [Key com.];
- включить бортовое электропитание [Key com.];
- проверить связь по СПУ с членами экипажа [Key com.];
- проверить работу стеклоочистителя [Key com.];

- проверить установку точного времени [Key com.];
- проверить заправку топлива по топливомеру [Key com.], после проверки переключатель поставить в положение «РАСХ.» [Key com.].

При подготовке к полету ночью:

- включить красный подсвет приборов, пультов и панелей [Key com.];
- включить аэронавигационные огни и маяк МСЛ-3 [Key com.];
- включить фары [Key com.].

6.3. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

А. Для включения аккумуляторов необходимо:

- поставить выключатели «АККУМУЛ. I» и «II» в положение «ВКЛ.» [Key com.];
- проверить напряжение на аккумуляторной шине, поставив галетный переключатель в положение «ШИНЫ АКК.» [Key com.] (напряжение должно быть не менее 24 В);
- проверить состояние бортовых аккумуляторных батарей, для чего:
 - а) выключатель «АЭРОДР. ПИТАН.» установить в положение «ВЫКЛ.» [Key com.];
 - б) галетный переключатель на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК установить в положение «АККУМУЛ. I» [Key com.];
 - в) выключатель «АККУМУЛ. II» установить в положение «ВЫКЛ.» [Key com.];
 - г) включить топливopодкачивающий насос [Key com.] и проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В);
 - д) установить галетный переключатель в положение «АККУМУЛ. II» [Key com.];
 - е) установить выключатель «АККУМУЛ. II» в положение «ВКЛ.» [Key com.], а выключатель «АККУМУЛ. I» в положение «ВЫКЛ.» [Key com.], проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В);
 - ж) выключить топливopодкачивающий насос [Key com.];
 - з) установить выключатель «АККУМУЛ. I» в положение «ВКЛ.» [Key com.];
 - и) установить галетный переключатель в положение «ШИНЫ АКК.» [Key com.].

Б. Для включения аэродромного источника питания необходимо:

- 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.» (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);

- 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.» (напряжение должно быть 27–29 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).

6.4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ И ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В И ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117ВМ

В процессе подготовки к запуску необходимо:

- растормозить несущий винт [\[Key com.\]](#);
- убедиться, что рычаг шаг-газ находится на нижнем упоре [\[Key com.\]](#), а рукоятка коррекции повернута полностью влево [\[Key com.\]](#), рычаги раздельного управления двигателями находятся в нейтральном положении на защелках [\[Key com.\]](#), ручка управления находится в положении, близком к нейтральному, рычаги управления кранами останова закрыты [\[Key com.\]](#);
- включить все АЗС и выключатели, необходимые для запуска АИ-9В и двигателей (системы запуска, зажигания для двигателя АИ-9В и ТВЗ-117ВМ, противопожарной системы, гидросистем, триммеров, насосов топливных баков, топливомера, ПОС двигателей, фрикциона, электромufты, ВК-53РШ АГБ-3К, УГК-1А, автотопилота, РИ-65, СПУУ-52, МС-61, маяка МСЛ-3 [\[Key com.\]](#));
- убедиться, что выключатели генераторов переменного тока находятся в положении «ВЫКЛЮЧЕНО» [\[Key com.\]](#);
- установить переключатель «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ – ОГНЕТУШЕНИЕ» в положение «ОГНЕТУШЕНИЕ» [\[Key com.\]](#);
- убедиться, что АЗС «ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ» включен [\[Key com.\]](#);
- установить РРУД в среднее положение на защелку [\[Key com.\]](#);
- включить командную радиостанцию и запросить разрешение на запуск двигателей [\[Key com.\]](#);
- включить подкачивающие насосы расходного бака [\[Key com.\]](#) и перекачивающие насосы основных баков [\[Key com.\]](#);
- открыть пожарные краны [\[Key com.\]](#).

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

Перед запуском двигателей вертолета произвести запуск двигателя АИ-9В:

- на панели ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТ. поставить переключатель «ЗАПУСК– ПРОКРУТ.– ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК» в положение «ЗАПУСК» [\[Key com.\]](#);
- нажать на 2–3 с кнопку «ЗАПУСК» [\[Key com.\]](#), 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.

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»;
- есть давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска двигателей;
- переключатель «РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ.» находится в положении «ВЫКЛ.» [\[Key com.\]](#).

После прогрева в течение 1 мин двигатель АИ-9В готов к запуску двигателей ТВЗ-117МТ.

В случае самопроизвольного выключения двигателя АИ-9В для прекращения подачи топлива в двигатель необходимо нажать на 2–3 с кнопку «ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В» [\[Key com.\]](#).

Запуск двигателя АИ-9В можно прекратить нажатием на 2–3 с кнопки «ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В» [\[Key com.\]](#).

В случае неудавшегося запуска произвести холодную прокрутку двигателя АИ-9В, для чего:

- поставить переключатель «ЗАПУСК – ПРОКРУТ. – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК» в положение «ПРОКРУТ.» [\[Key com.\]](#);
- нажать кнопку «ЗАПУСК» [\[Key com.\]](#), 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.

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.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117ВМ

Очередность запуска двигателей определяется в зависимости от направления ветра. Первым запускается двигатель с подветренной стороны.

Перед запуском поставить переключатель рода работ в положение «ЗАПУСК» [Key com.], а переключатель «ЛЕВ.–ПРАВ.» – на запускаемый двигатель [Key com.].

Нажать на 2–3 с пусковую кнопку [Key com.], после чего перевести рычаг крана останова запускаемого двигателя в положение «ОТКРЫТО» [Key com.]. Двигатель должен выйти на обороты малого газа за время не более 60 с. В процессе запуска должны гореть табло «АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА» и «СТАРТЕР РАБОТАЕТ». 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 [Key com.] 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%.

Включить ПЗУ [Key com.], переключатели «ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВ. ПРАВ.» на правой боковой панели электропульты установить в положение «ВКЛ.» [Key com.] и проконтролировать загорание сигнальных табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН., ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН.

После запуска двигателей ТВЗ-117ВМ выключить двигатель АИ-9В [Key com.], предварительно охладив его на режиме холостого хода в течение 0,5–1,0 мин.

Если запуск двигателей производится 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 включить генератор СТГ-3, установив выключатели «РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ.» [Key com.] и «ПРОВЕРКА ОБОРУД.» [Key com.] в положение «ВКЛ.».

6.5. 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 [Key com.], рукоятку коррекции–

полностью влево [Key com.], рычаги отдельного управления – в нейтральное положение на защелку [Key com.]).

В процессе прогрева силовой установки следить за показаниями приборов контроля работы силовой установки. Время прогрева во всех случаях должно быть не менее 1 мин.

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.

В процессе прогрева двигателей включить командную радиостанцию [Key com.].

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.

6.6. ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А. Ввести правую коррекцию [Key com.], включить выключатели генераторов переменного тока [Key com.] и выпрямительных устройств [Key com.]. Отключить наземные источники питания [Key com.]. После погасания табло «АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО» выключить переключатели АЭРОДР. ПИТАН. [Key com.].

Проверить напряжение генераторов (200–205 В), выпрямительных устройств ВУ-6А (27–29 В) и трансформатора (115 В).

Установить переключатели ПО-500 ~115 и ПТ-200 ~ 36 в положение «АВТОМАТ» [Key com.].

Б. Включить всё пилотажно-навигационное и радиоэлектронное оборудование и проверить его работу (перед включением выключателя «АВИАГОРИЗ.» [Key com.] предварительно нажать кнопку «АРРЕТИР» [Key com.] АГБ-ЗК):

- включить авиагоризонт и проверить его работу [Key com.];
- включить АРК и настроить его на необходимую приводную радиостанцию (порядок настройки указан [здесь](#));
- включить «ДИСС-15» [Key com.];
- после отработки стрелкой коррекционного механизма стояночного курса переключатель рода работы поставить в положение «ГПК» [Key com.];
- проверить работоспособность автопилота по каналу НАПРАВЛЕНИЕ, для чего нажать кнопки-лампы «ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ» [Key com.], «КРЕН» [Key com.], «ТАНГАЖ» [Key com.], «ВЫСОТА» [Key com.] на пульте управления автопилотом. Нажимной переключатель «ЗК» [Key com.] кратковременно нажать влево или вправо. При этом шкала «НАПРАВЛЕНИЕ» на

пульту управления должна вращаться в соответствующую сторону.

6.7. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Перед установкой режима малого газа выключить ПЗУ [Key com.], все потребители электроэнергии, кроме приборов, контролирующих работу силовой установки, убрать коррекцию полностью влево [Key com.]. После этого:

- выключить выпрямители постоянного тока [Key com.], переключатель «ПО-500А» поставить в положение «РУЧНОЕ» [Key com.], выключить генераторы переменного тока [Key com.];
- после охлаждения двигателей на оборотах малого газа остановить двигатели переводом рычагов кранов останова в положение «ОСТАНОВ. ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ.» [Key com.];
- затормозить несущий винт [Key com.];
- после полной остановки двигателей закрыть топливные пожарные краны [Key com.];
- выключить топливные [Key com.] подкачивающие [Key com.] и перекачивающие насосы [Key com.];
- выключить все АЗС и выключатели, кроме выключателя дублирующей гидросистемы;
- выключить аккумуляторы [Key com.];
- переключатель на щитке САРПП-12 установить в положение «АВТОМ.» [Key com.].

6.8. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ

А. Перед выруливанием убедиться в следующем:

- аэродромное питание отсоединено [Key com.];
- насосы ЭЦН-91Б включены [Key com.] (по положению выключателей и световому табло);
- выключен АИ-9В;
- включены все АЗС.

Б. Убедиться, что на пути руления нет препятствий, после чего необходимо:

- рукоятку коррекции газа перевести в крайнее правое положение [Key com.];
- включить ПЗУ [Key com.];
- убедиться, что обороты несущего винта $95 \pm 2\%$;
- по радио получить разрешение на выруливание;
- растормозить основные колеса [Key com.].

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.

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» [\[Key com.\]](#) на бортовых часах.

6.9. 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 несущего винта составляют 95%. Если обороты несущего винта выходят за пределы 95%, то переключателем перенастройки оборотов установить указанные обороты;
- включить автопилот нажатием лампы-кнопки «КРЕН–ТАНГАЖ» [\[Key com.\]](#) и «НАПРАВЛЕНИЕ» [\[Key com.\]](#), при этом должны загореться зеленые лампы «ВКЛ. КРЕН–ТАНГАЖ», «ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ»;
- 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 и на 1/2 полного хода ручки при предельно передней центровке;
- вправо – на 1/4 полного хода ручки независимо от центровки.

6.10. 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.

6.11. 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.

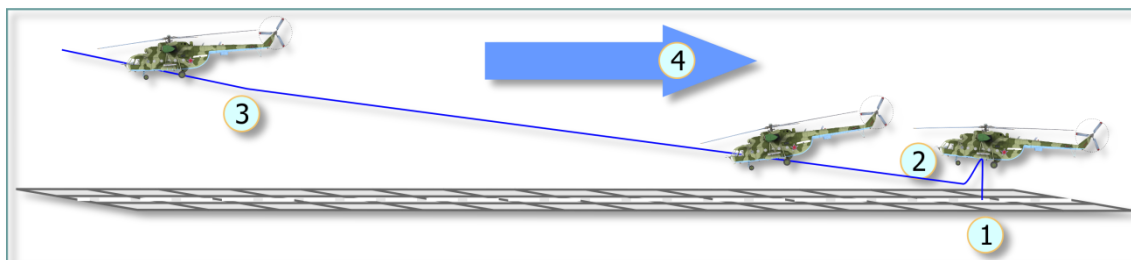


Рис. 6.4. Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли

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.

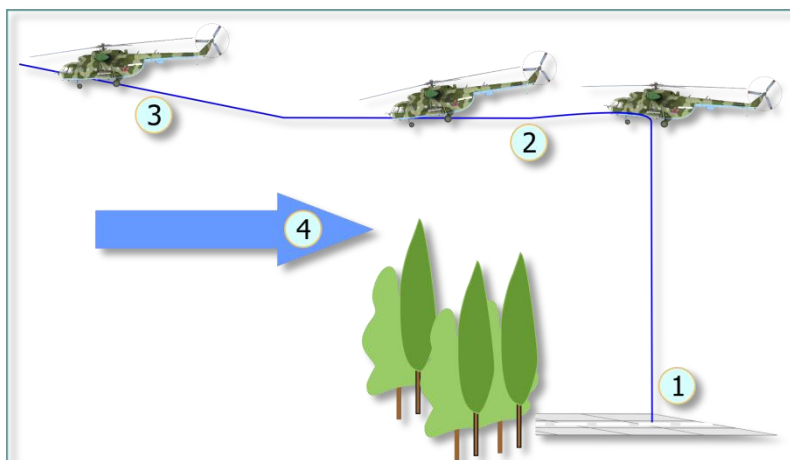


Рис. 6.5. Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли

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 увели-

чения 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-самолётному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота.

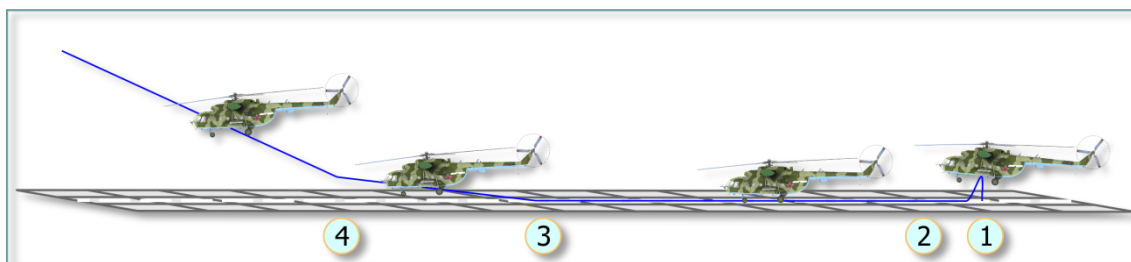


Рис. 6.6. Взлет по-самолетному

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.

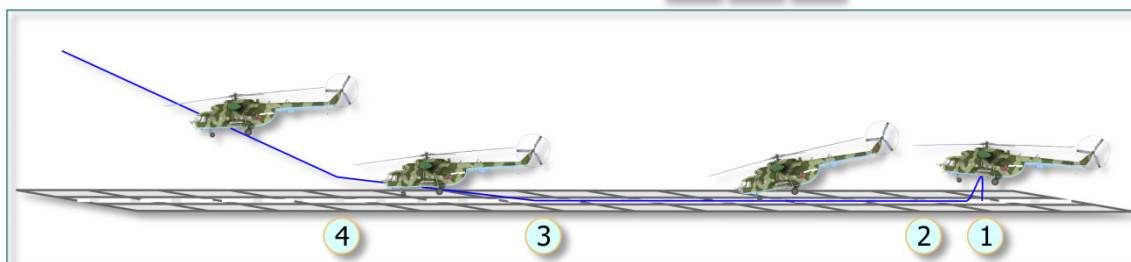


Рис. 6.7. Взлет с разбегом на носовом колесе

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.

Растормозить 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.

6.12. 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.

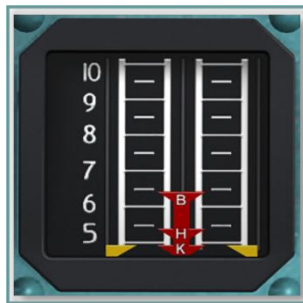


Рис. 6.8. Указатель измерителя режимов ИР-117М

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.

6.13. 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.

6.14. 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±2% обеспечивается только при определенном темпе перемещения рычага шаг-газ:

- вверх по времени не менее 5 с от значения общего шага 1–3° до шага, соответствующего взлетному режиму работы двигателей;
- вниз не быстрее 1°/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.

6.15. 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.

6.16. 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 в 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 км/ч.

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 $3-4^\circ$ 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.

6.17. 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 (PCHB).

Перед выполнением посадок с поступательной скоростью, в том числе и на режиме самовращения несущего винта, каналы направления и высоты автотопилота 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, что-

бы 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 форсажного режима работающего двигателя;
- 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.

6.18. 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.

6.19. 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.

6.20. 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 выдвиганию 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.».

6.21. 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 щитах 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.

В случае недостаточного освещения поверхности земли при использовании фар ФПП-7 включить и выпустить фары ПРФ-4. Произвести посадку с включенными фарами ПРФ-4. Заруливание производить с включенной рулевой фарой ФР-100.

6.22. 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 автотопилота, 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.

6.23. 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.

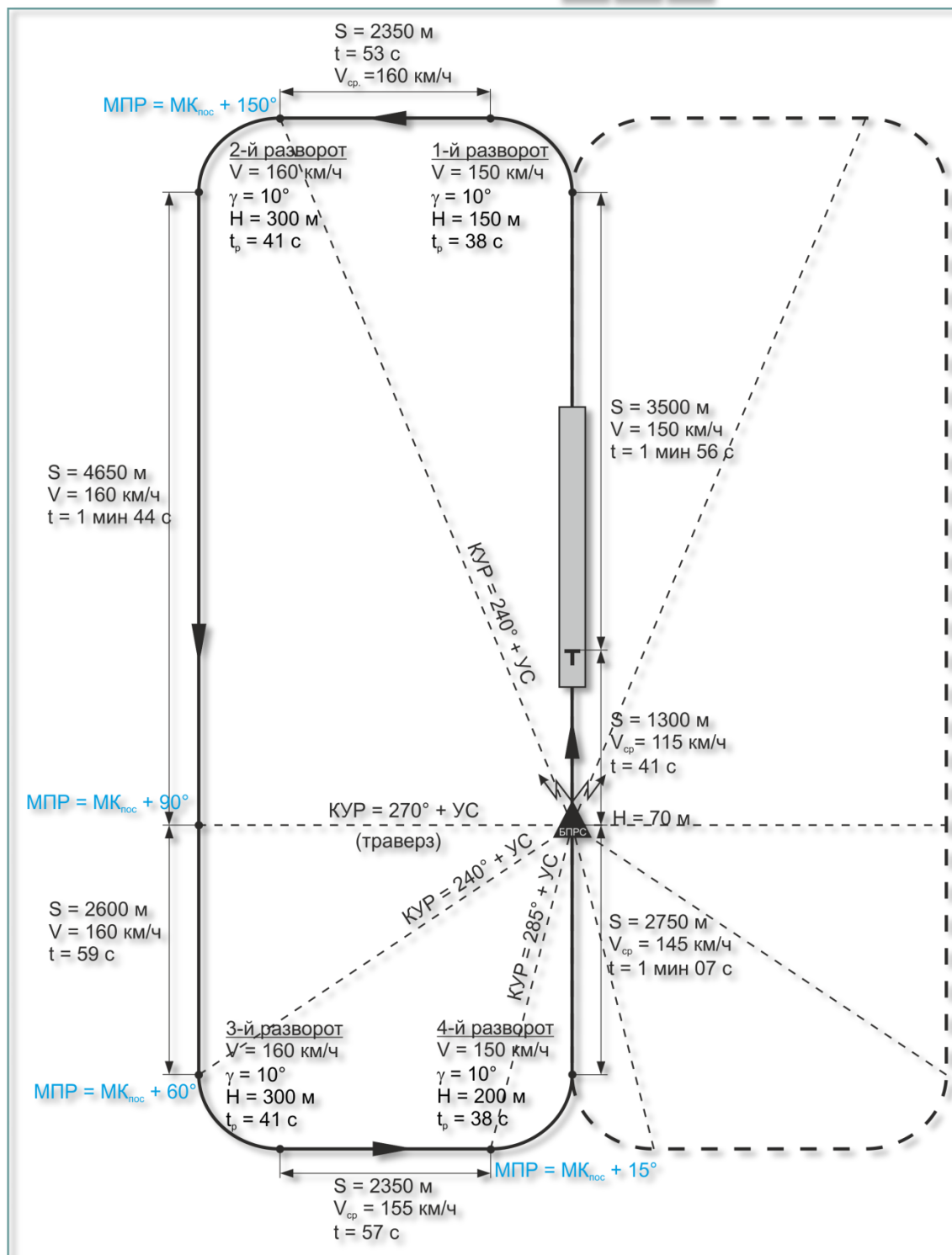


Рис. 6.9. Схема захода на посадку методом «большой коробочки»

Четвертый разворот выполнять в режиме горизонтального полета на высоте не менее 200 м и скорости 150 км/ч. Ввод в разворот при $KUP = 285^\circ \pm UC$ ($KUP = 75^\circ \pm UC$ – при правой коробочке) или на расчетном МПР.

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.

6.24. 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».

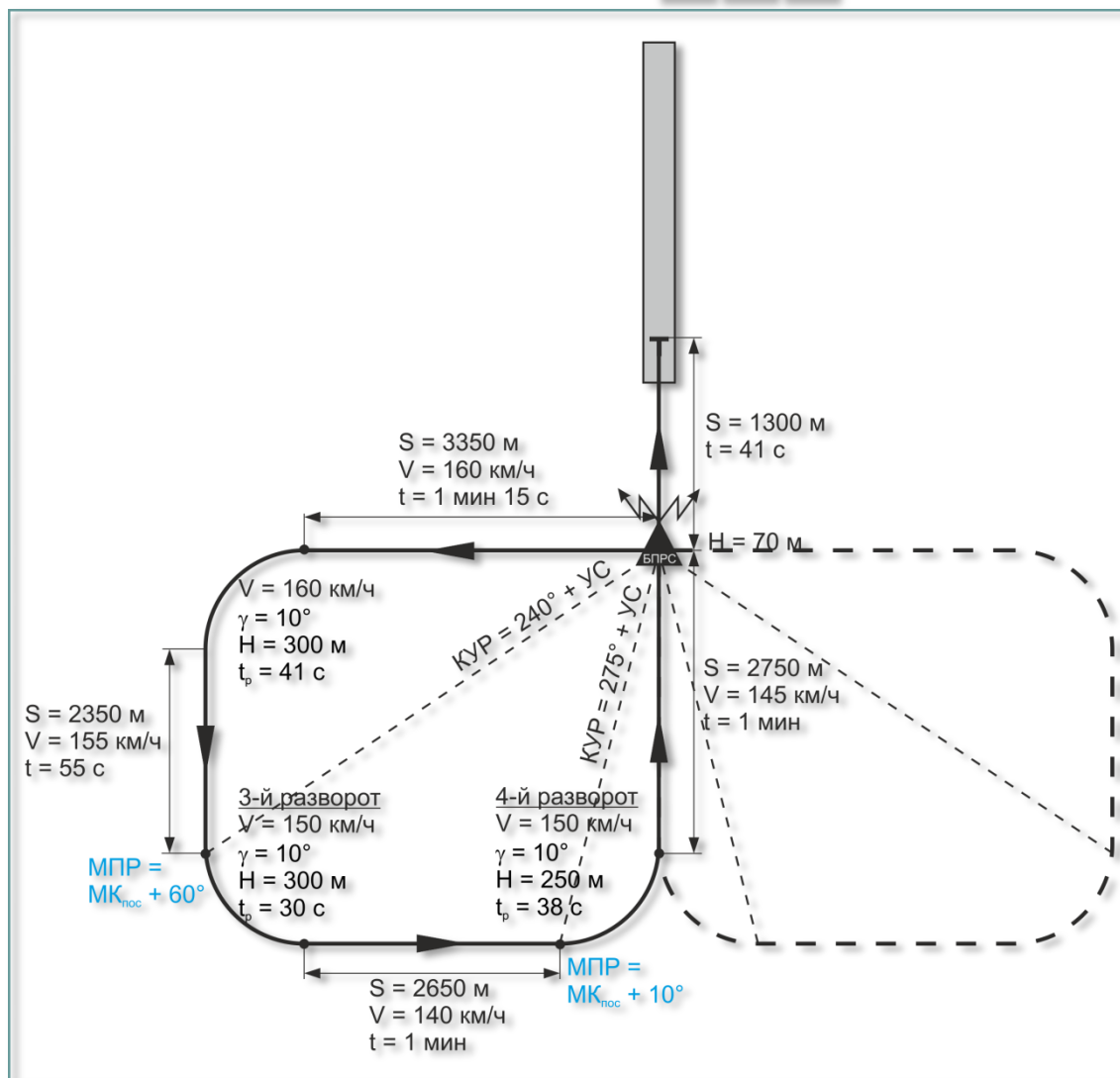


Рис. 6.10. Схема захода на посадку методом «малой коробочки»

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.

6.25. 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:

$V_{гн}=160$ км/ч; $V_{\gamma}=2-3$ м/с; $W_{сн.ср}=150$ км/ч; $\gamma=10^{\circ}$.

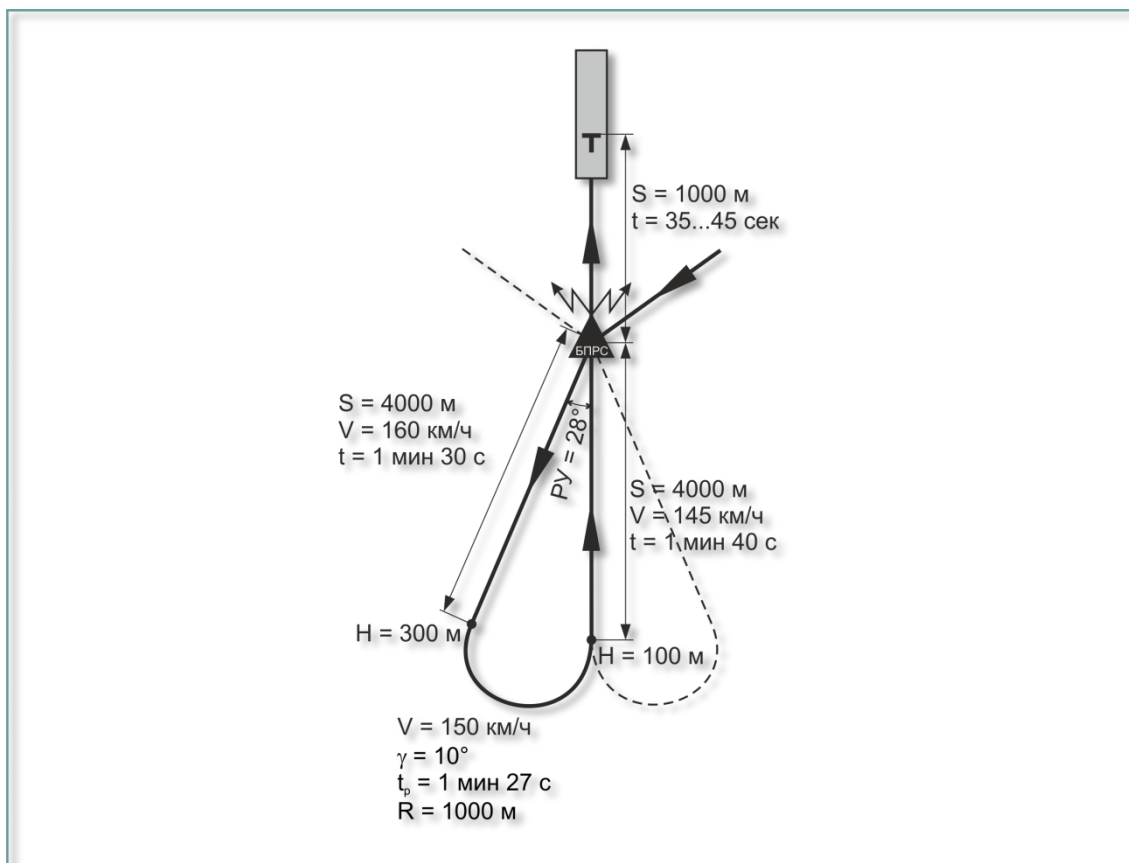


Рис. 6.11. Схема захода на посадку с прямой методом отворота на расчетный угол

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 ($t_{гн}$) 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.

6.26. 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 50х50 м, а при наличии препятствий высотой до 15 м на границах площадки на высотах до 1500 м – 50х120 м; на высоте 2000 м – 50х165 м; на высоте 3000 м – 50х255 м; на высоте 3500 м – 50х300 м; на высоте 4000 м – 50х345 м.

Минимальные размеры площадки при взлете и посадке по-самолетному должны составлять на высотах до 1500 м – 50х160 м; на высоте 2000 м –

50х225 м; на высоте 3000 м – 50х350 м; на высоте 3500 м – 50х410 м; на высоте 4000 м – 50х475 м.

Минимальные размеры площадки при посадке по-самолетному с одним работающим двигателем на высотах до 1500 м должны составлять 50х190 м при приземлении на скорости 10–20 км/ч и 50х360 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.

Перед взлетом с площадок, расположенных на высотах 1700 м и более с использованием форсированного режима работы двух двигателей необходимо:

- отпустить ручку фрикциона коррекции до ее свободного вращения;
- переместить РРУД плавно вверх до начала мигания табло «ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН», не допуская увеличения оборотов несущего винта более 101%;
- выполнить зависание. Увеличение общего шага при взлете производить плавно, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 94%.

После взлета и набора высоты 100 м уменьшить мощность двигателей.

Перед выполнением посадки по-вертолетному на высоте 1700 м и более РРУД перевести вверх до начала мигания табло «ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН». После посадки РРУД установить в среднее положение.

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 полет 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.

6.27. 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°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°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.

6.28. 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 заданный 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.

Максимальное изменение угла тангажа в градусах от исходного на пикировании

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.

6.29. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС (пока не моделировалось)

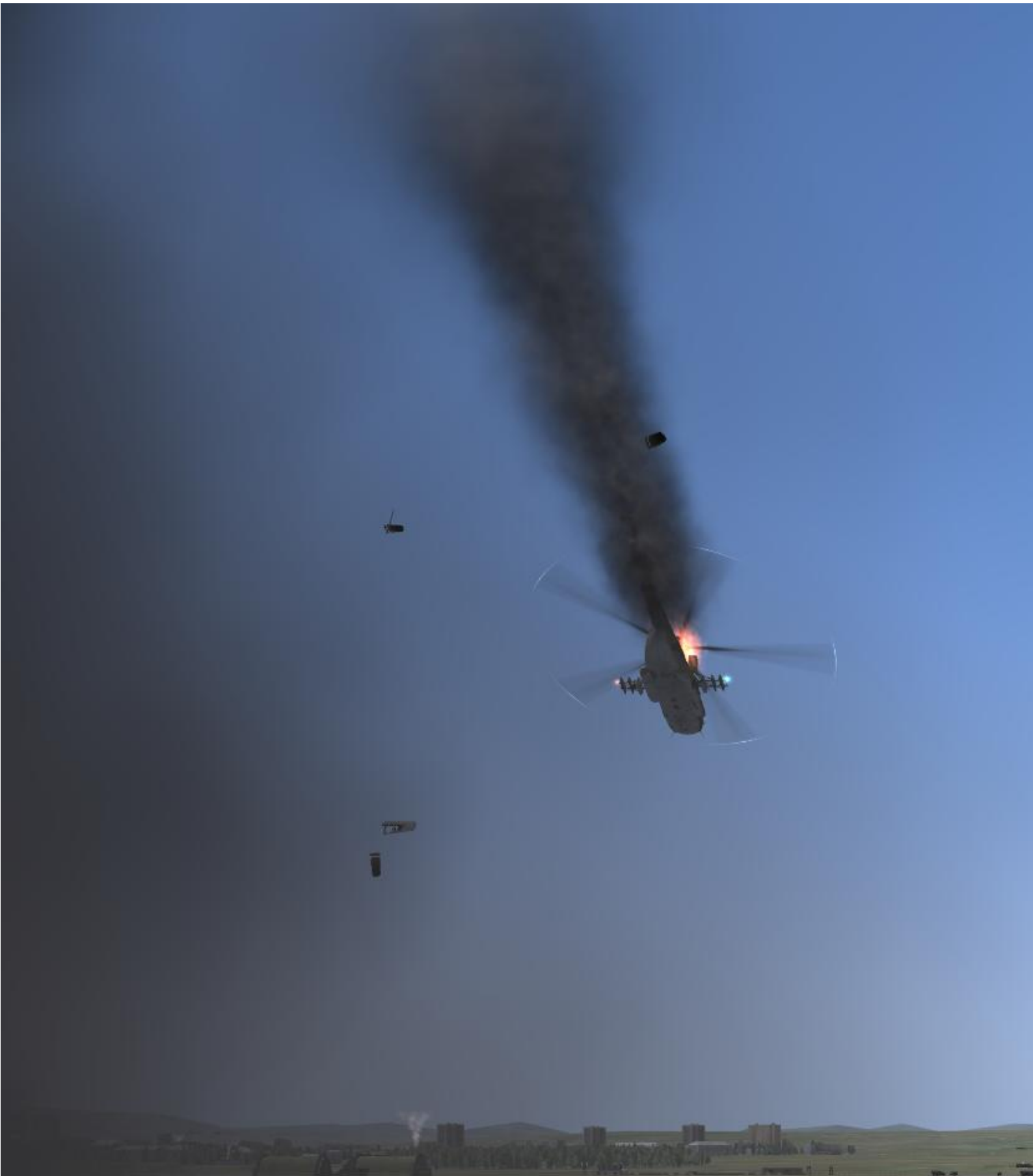
Признаки:

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.



7 ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЁТА

7. ДЕЙСТВИЯ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЁТА

7.1. 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.

7.1.1. 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.

7.1.2. 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.

7.2. 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.

7.2.1. 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";
- 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" (не реализовано);
- 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.

7.2.2. 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 "Закрыть 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.

7.3. 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 или запаха газа (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 кран левого (правого) двигателя" и убедиться в автоматическом срабатывании 1-ой очереди пожаротушения;
- 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 перелючателя 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).

7.4. 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.

7.4.1. 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.

7.4.2. 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 ручную (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.

7.4.3. 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.пст ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. погасло;
- включить ЭРД;
- если после включения ЭРД табло не загорелось убедиться, что показания приборов, контролирующих 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.

7.4.4. 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%.

7.5. 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.
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;

7.6. Отказ гидросистемы

7.6.1. 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.

П р и м е ч а н и е . При переходе на дублирующую систему автопилот АП-34Б и система расцепления 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

7.6.2. При отказе основной и дублирующей системы

покинуть вертолет.

7.7. Самопроизвольное вращение вертолета влево при взлете или посадке

7.7.1. 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 установленного 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

7.7.2. 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.

7.8. "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.

П р и м е ч а н и я . 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".



8

ВООРУЖЕНИЕ
Ми-8МТВ2

8. ВООРУЖЕНИЕ Ми-8МТВ2

Вооружение вертолета Ми-8МТВ2 может включать ракетное неуправляемое, стрелково-пушечное, бомбовое 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. 8.1](#) и [Рис. 8.2](#)):

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 (пока не реализован);

щиток переключения режима стрельбы носового пулемета ПКТ (пока не реализован);

прицел ПКВ командира экипажа;

прицел ОПБ-1р летчика штурмана (пока не реализован);

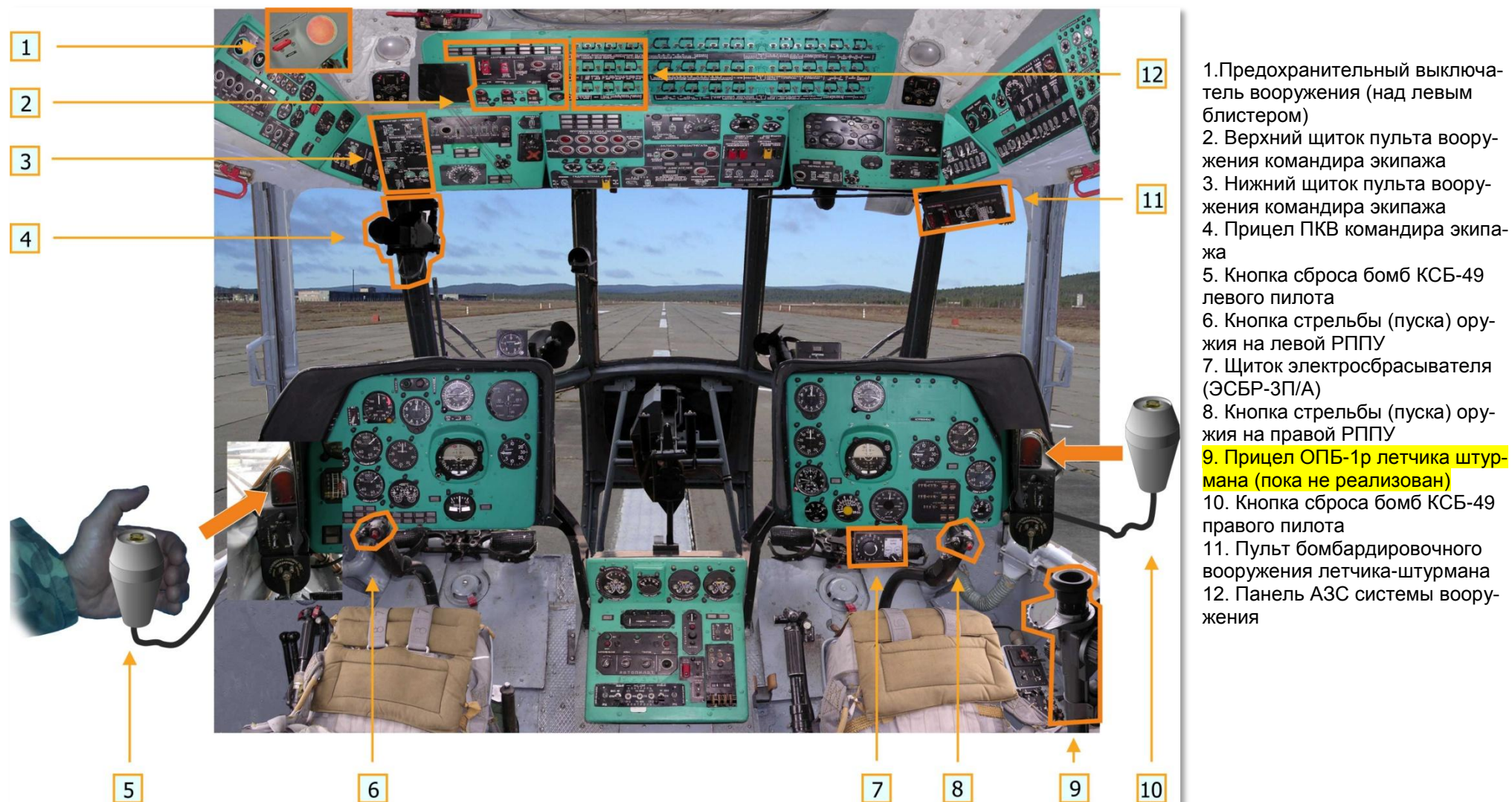
кнопки стрельбы (пуска) оружия на каждой РППУ, кнопки сброса бомб (подвесок) на прицеле ОПБ-1р и две КСБ-49 с гибким проводом (у левого и правого пилотов);

фотоконтрольный прибор для контроля применения оружия С-13 или АКС-2 (не моделируется);

подсистемы оружия и авиационные средства поражения (АСП):

- a) [неуправляемое ракетное вооружение](#) (включает в себя блоки Б8В20-А с неуправляемыми авиационными ракетами (НАР) калибра 80-мм различных типов);
- b) [пушечное вооружение](#) (включает в себя универсальные пушечные контейнеры УПК-23-250 с двустольными пушками ГШ-23Л и снарядами 23-мм);
- c) [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));
- d) [бомбардировочное вооружение](#) (включает в себя бомбы калибра 100, 250 и 500кг различных типов и **зажигательные баки (пока не реализованы)**);

е) 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. 8.1. Размещение элементов системы вооружения Ми-8MTB2 в кабине пилотов вертолета.

8.1. 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. 8.2](#)), 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.

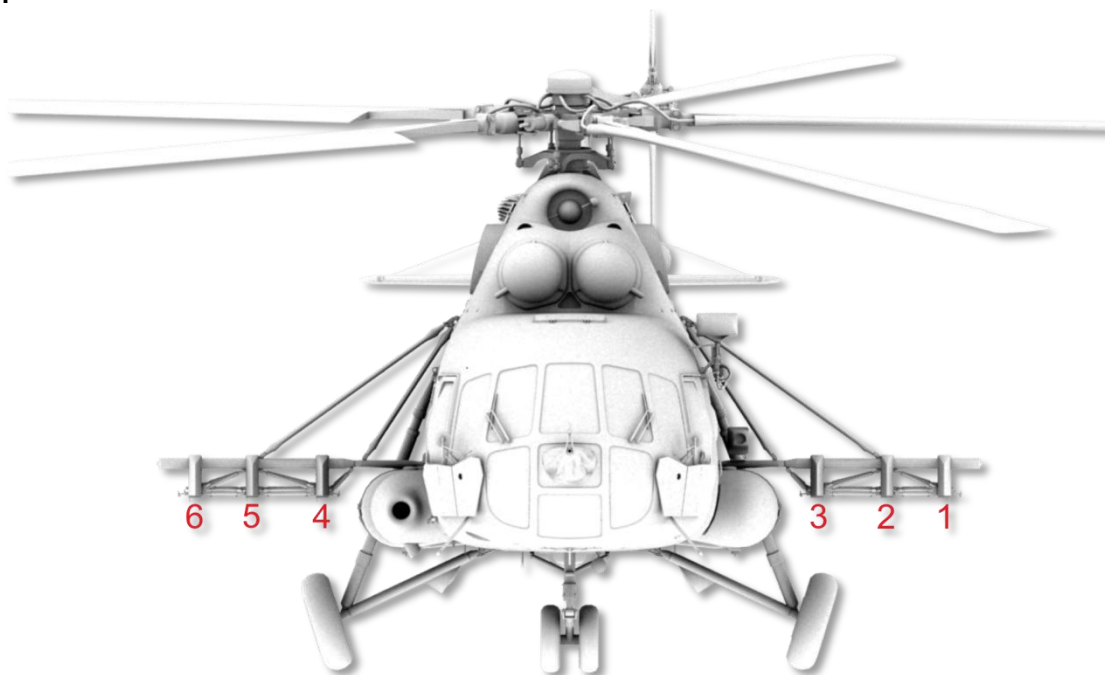


Рис. 8.2. Нумерация балочных держателей БДЗ-57КрВ на фермах.

8.2. 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. 8.3](#))



Рис. 8.3. 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. 8.4. Расположение предохранительных выключателей вооружения вместе с плафоном, сигнализирующим об их включении (красного цвета).

8.3. Верхний и нижний щитки пульта вооружения командира экипажа

8.3.1. 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.

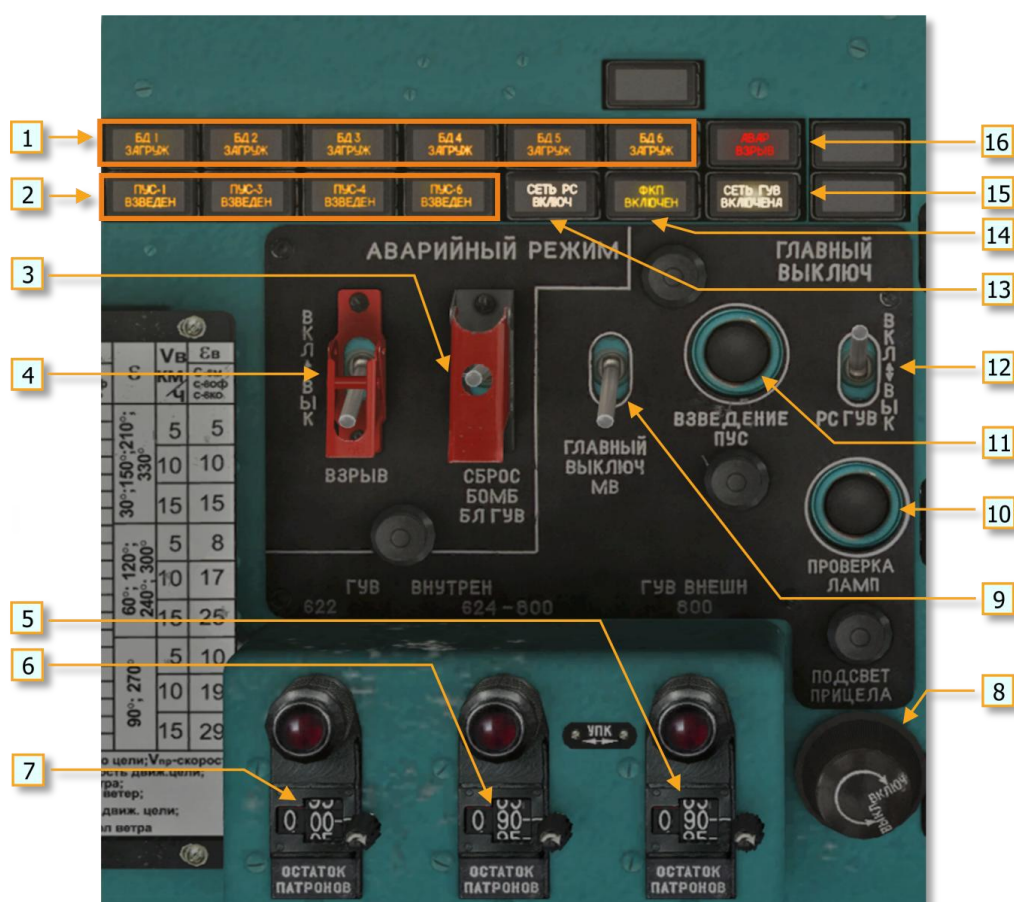


Рис. 8.5. Верхний щиток пульта вооружения командира экипажа.

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 бомбового вооружения. Т.е. к примеру, при установке варианта I на щитке бомбового 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 загораются 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. 8.6, 2) в положение РС и переключателя блоков в АВТО или положение, соответствующее текущее подвеске.

П р и м е ч а н и е . 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. 8.6, 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. 8.4).

(14) ТАБЛО, СИГНАЛИЗИРУЮЩЕЕ О ВКЛЮЧЕНИИ ФОТОКОНТРОЛЬНОГО ПРИБОРА (ФКП в текущей версии не смоделирован).

(15) ТАБЛО, СИГНАЛИЗИРУЮЩЕЕ О ВКЛЮЧЕНИИ ЦЕПЕЙ ГУВ. Загорается после включения варианта ГУВ на щитке бомбового вооружения летчика штурмана и предохранительного выключателя вооружения (Рис. 8.4).

(16) ТАБЛО, СИГНАЛИЗИРУЮЩЕЕ О ВКЛЮЧЕНИИ ЦЕПИ АВАРИЙНОГО ВЗРЫВА. Загорается в положение ВКЛ переключателя АВАР ВЗРЫВ.

8.3.2. Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа

Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа (Рис. 8.6) предназначен для управления стрельбой НАР, выбора активного оружия (между НАР, 23-мм подвесными пушками или носовым пулеметом ПКТ), управления режимами стрельбы ГУВ и работой фотоконтрольного прибора.

П р и м е ч а н и е . Следует отметить, что для выбора ГУВ в качестве активного оружия необходимо установить переключатель вариантов на щитке бомбового вооружения у правого пилота в положение ГУВ

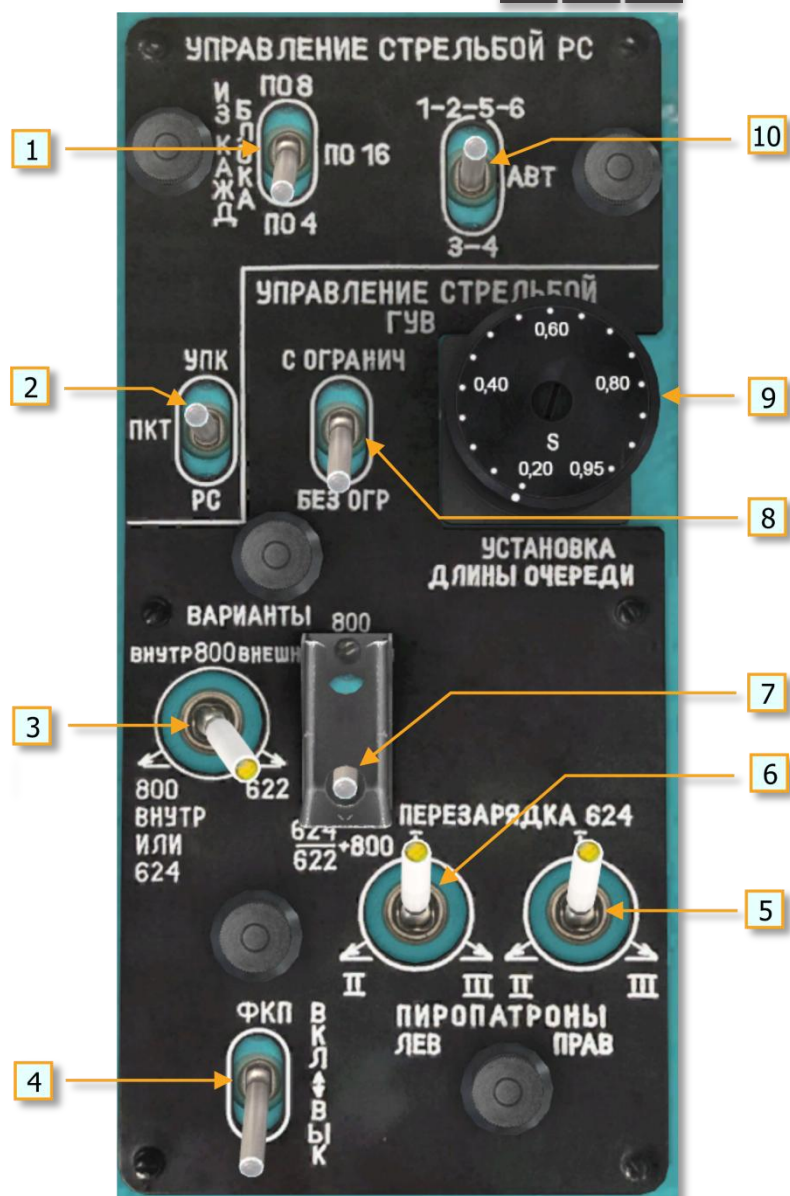


Рис. 8.6. Нижний щиток пульта вооружения командира экипажа.

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 8 НАР 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 (пока не сделано) при его нахождении в походном положении. РС – пуск НАР из блоков Б8В20-А.

(3) *ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВАРИАНТОВ СРЕЛЬБЫ 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. (ФКП в текущей версии не смоделирован).

(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 СРЕЛЬБЕ 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 – АВТО – 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 АВТО – 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 БД, соответствующих положению переключателя.

8.4. 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. 8.7](#)).



Рис. 8.7. 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 бомбового вооружения
5. Табло (6шт) сигнализации наличия какой-либо подвески на БД3-57

6. Главный выключатель бомбового 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;

П р и м е ч а н и е . 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;

П р и м е ч а н и е . Прочерк для вариантов IV и V на схеме-памятке означает, что им-

пульс на сброс с этих БД (с прочерком) системой подаваться не будет, символ  оз-

начает тяжелую бомбу или зажигательный бак, однако это значения не имеет: если летчик установит 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).

8.5. Щиток электросбрасывателя (ЭСБР-ЗП/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. 8.8. Пульт электросбрасывателя.

1. Рукоятка подачи импульсов
2. Лимб ЭСБР с оцифровкой

3. Выключатель СБРОС БОМБ

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 бомбового 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);

установить вариант II на пульте БВ (можно и V, но тогда дальнейшие действия будут отличаться);

установить рукоятку на ЭСБРе (1, [Рис. 8.8](#)) 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 бомбового 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.

8.6. Пульт минного вооружения (пока не реализован)

(решение о реализации пока не принято).

8.7. Щиток переключения режима стрельбы носового пулемета ПКТ (пока не реализован)

(в разработке).

8.8. Прицел ПКВ командира экипажа

Вертолетный коллиматорный прицел ПКВ ([Рис. 8.9](#)) предназначен для прицеливания и определения дальности до цели внешнебазовым способом при стрельбе из ПКТ и пушек, пусках неуправляемых ракет и бомбометании.

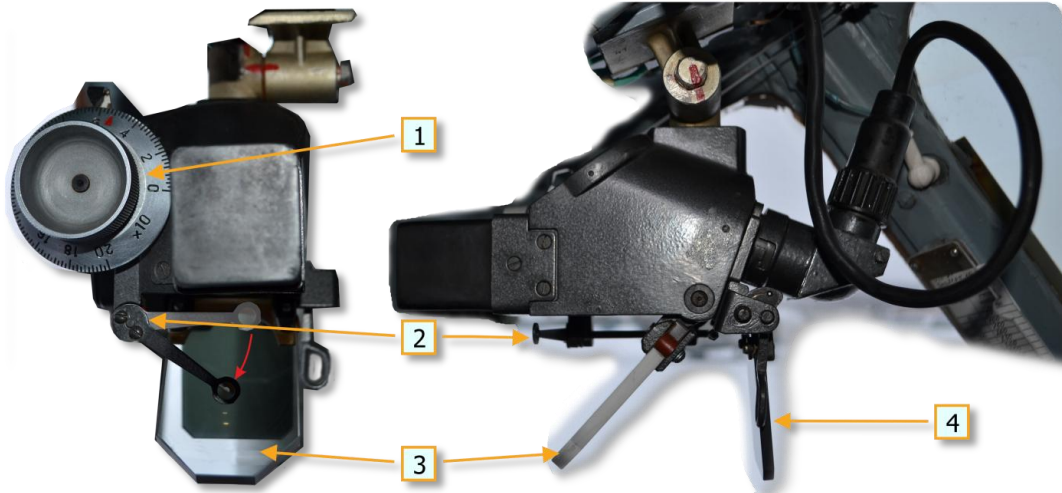


Рис. 8.9. Внешний вид прицела ПКВ (фронтальный и сбоку)

1- лимб,
2- механический дублер (стрелкой показано направление приведения в рабочее положение),

3- отражатель
4- светофильтр

При включении АЗС СИГНАЛИЗАЦИЯ включается лампа прицела и в отражателе появляется сетка прицела, имеющая кольца и деления [Рис. 8.10](#).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ ДО ЦЕЛИ (D_t) с помощью ПКВ можно выполнить по зависимости:

$$D_t = \frac{b_t}{2\text{tg}(0.5\psi_t)}$$

где b_t – база цели (известное расстояние между левой и правой частью объекта);

ψ_t – 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.

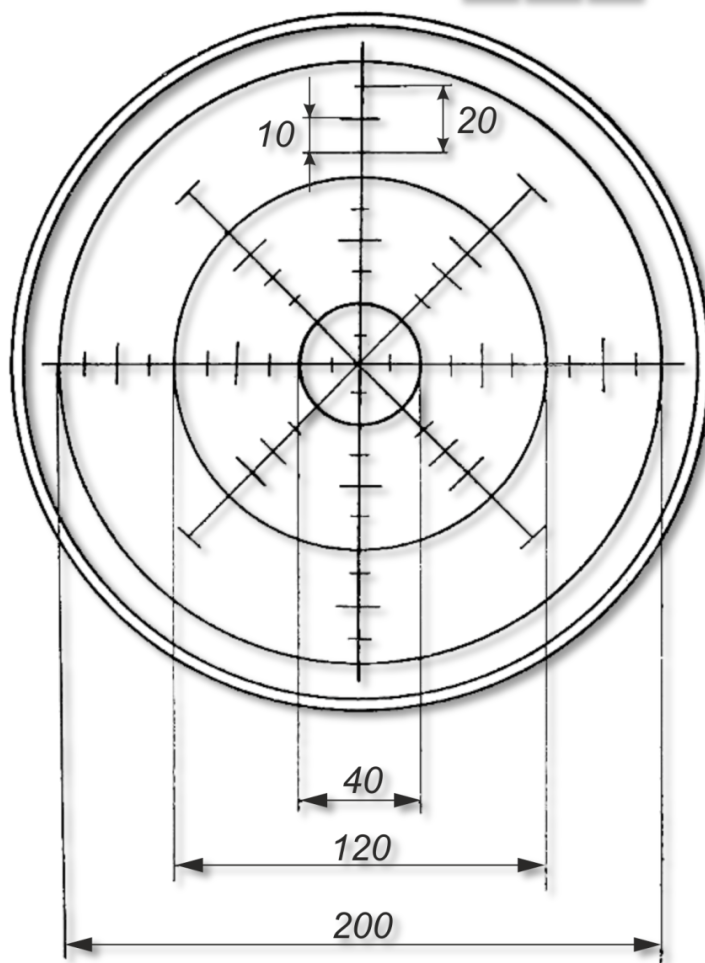


Рис. 8.10. Сетка прицела ПКВ с указанием размера ее элементов в тысячных долях радиана.

Прицел установлен перед левым летчиком на специальном кронштейне. Для выполнения прицеливания летчику приходится поднимать сидение на 15..20см.

Основные данные прицела см. [Таблица 8.1](#)

Таблица 8.1

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 (указатель мыши навести на лимб и вращая колесо изменить 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.

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* – это угол между "линией бросания" оружия и линией визирования на цель ([Рис. 8.11](#)).

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.

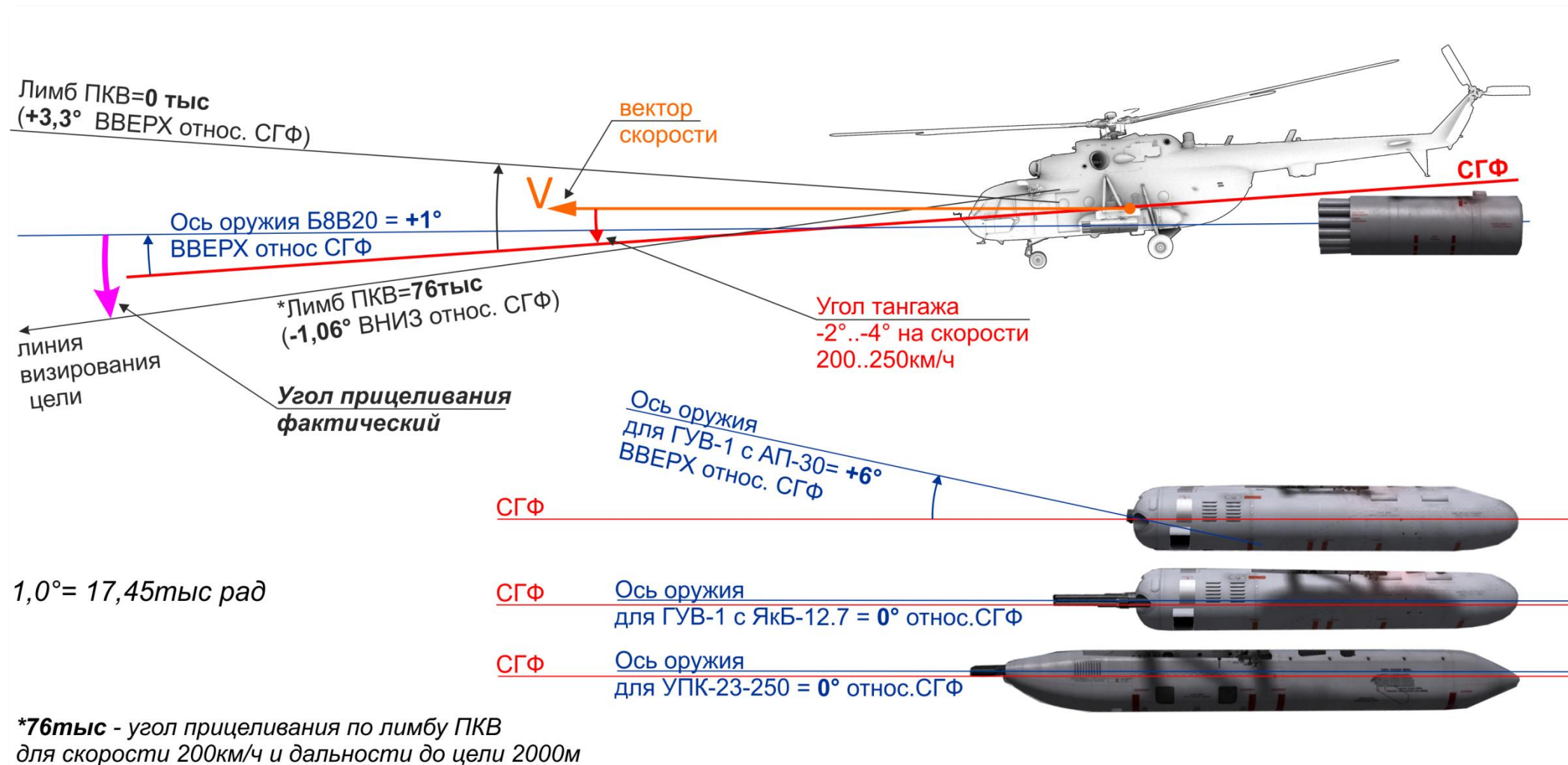


Рис. 8.11. Схема углов, которые учитываются при выполнении прицеливания перед стрельбой из стрелково-пушечного оружия и НАР.

8.9. Прицел ОПБ-1р летчика штурмана (пока не реализован)

(решение о реализации пока не принято).

8.10. Кнопки пуска (стрельбы) оружия и сброса

Кнопки пуска оружия – на каждой РППУ позволяют применять все вооружение (кроме бомбового). Кнопки сброса бомб (подвесок) – одна на прицеле ОПБ-1р и две КСБ-49 с гибким проводом (у левого и правого пилотов слева и справа от приборной доски соответственно).

8.11. Фотоконтрольный прибор для контроля применения оружия С-13 (не моделируется)

(решение о реализации пока не принято).

8.12. 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. 8.2) приведены в Табл. 8.1.

Табл. 8.1.

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

П р и м е ч а н и е . В таблице обозначены:

Б8 – блок для 80-мм НАР типа С-8хх;

¹ Не применяется по административным причинам, но применение возможно согласно схемам цепей.

УПК – универсальный пушечный контейнер УПК-23-250;

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 (пока не реализовано).

8.12.1. 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.8.12)

(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.8.12. 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.8.13](#)).



Рис.8.13.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. 8.2](#).

Табл. 8.2

Модификация	С-8КОМ Рис. 8.14	С-8ОМ	С-8ЦМ Рис. 8.15	С-8ОФП2 Рис. 8.16
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	101



Рис. 8.14. НАР типа С-8КОМ.

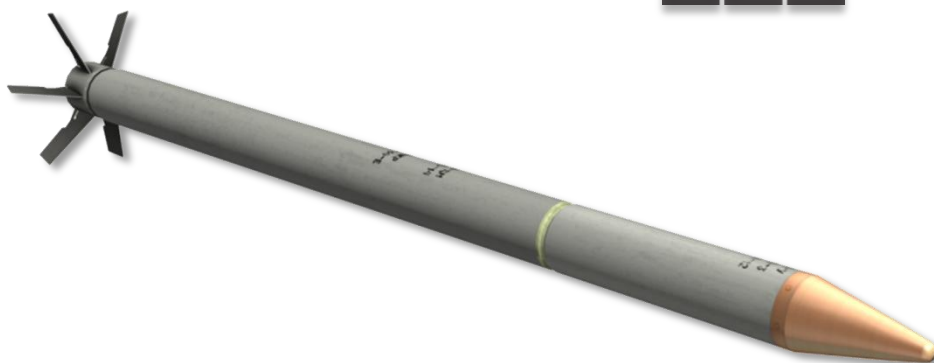


Рис. 8.15. НАР типа С-8ЦМ.

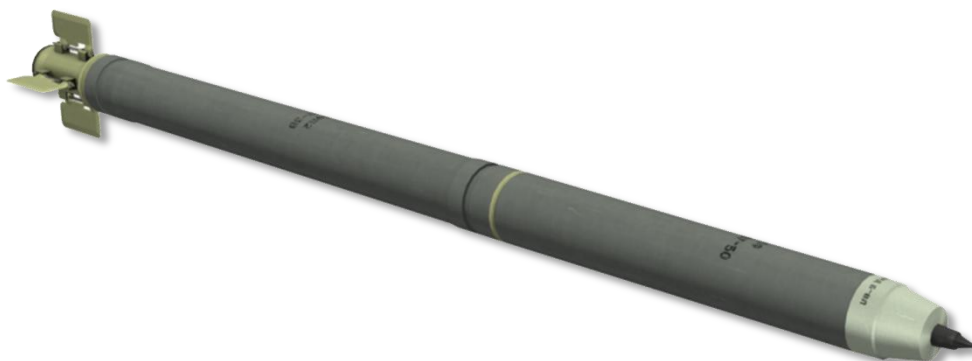


Рис. 8.16. НАР типа С-80ФП2.

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.](#)

8.12.2. Пушечное вооружение

Предназначение

Пушечное вооружение предназначено для поражения единичных и групповых (небронированных и легкобронированных) наземных целей при их визуальной видимости днем и ночью.

Состав

универсальные пушечные контейнеры УПК-23-250 с двуствольными пушками ГШ-23Л и снарядами 23-мм;

В состав пушечного вооружения входят:

два унифицированных пушечных контейнера УПК-23-250 с установленной в каждом из них пушкой ГШ-23Л ([Рис. 8.17](#));

два балочных держателя БДЗ-57КрВ(№ 2 и 5), на которые подвешиваются контейнеры;

органы управления стрельбой из пушек.

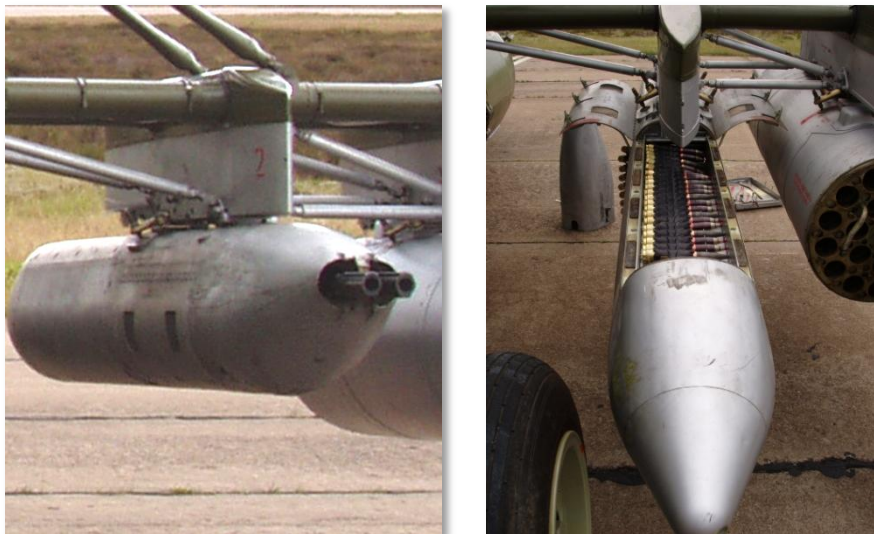


Рис. 8.17. УПК-23-250.

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. 8.3.](#)

Табл. 8.3

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

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.

8.12.3. Стрелковое вооружение с ГУВ

Предназначение

Стрелковое вооружение вертолета с ГУВ в пулеметном и гранатометном варианте предназначено для поражения одиночных и групповых небронированных и lightly бронированных 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. 8.18](#)), 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. 8.19](#));

четыре балочных держателя БДЗ-57КрВ № 1, 2, 5, 6, на которые подвешиваются гондолы;

органы управления стрельбой из оружия гондол.



Рис. 8.18. ГУВ-1 в гранатометном варианте.



Рис. 8.19. ГУВ-1 в пулеметном варианте.

Описание

В ГРАНАТОМЕТНУЮ ГОНДОЛУ ВСТРОЕН ГРАНАТОМЕТ АГ-17А ("Пламя-А", АП-30, 9-А-800) калибра 30-мм ([Рис. 8.20](#)).



Рис. 8.20. 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. 8.4](#)

Табл. 8.4

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,	200..250

М	
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. 8.21](#)) и два пулемета ГШГ-7,62 (9-А-622) калибра 7,62мм ([Рис. 8.22](#)).



Рис. 8.21. 4-х ствольный пулемет ЯкБ-12,7.

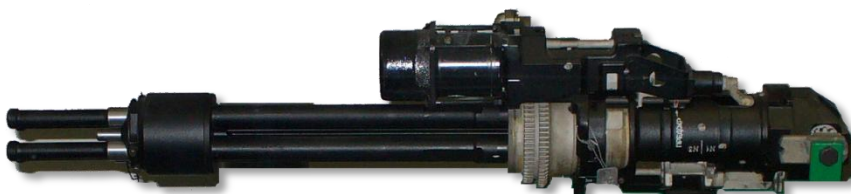


Рис. 8.22. 4-х ствольный пулемет ГШГ-7,62..

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. 8.5](#).

Табл. 8.5

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	

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 раздельно.

Ограничения

ПОСЛЕ ОТСТРЕЛА КАЖДЫХ 400 ПАТРОНОВ ИЗ ПУЛЕМЕТА 9-А-624 (12.7) делать перерыв в стрельбе 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.

8.12.4. Стрелковое вооружение (пулеметы ПКТ)

Предназначение

Стрелковое вооружение предназначено для ведения стрельбы по наземным целям при их визуальной видимости днем и ночью.

Состав

В состав стрелкового вооружения вертолета входят:

- один-два танковых пулемета ПКТ калибра 7,62 мм;
- лафеты и шкворни для носовой (кормовой) установки;
- визирные устройства на каждой установке;
- отражатель гильз;
- гильзосборник (в кабине экипажа);
- органы управления стрельбой из пулеметов.

8.12.5. 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;
- электросбрасывателя ЭСБР-ЗП/А;
- органы управления бомбардировочным вооружением.

Описание

Прицеливание при бомбометании осуществляет летчик-штурман с помощью прицела ОПБ на высотах полета от 100 до 4000 м. 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 — 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.

АВАРИЙНОЕ СБРАСЫВАНИЕ может быть выполнено как на взрыв, так и на невзрыв в зависимости от положения выключателей ВЗРЫВ на пультах вооружения.

При аварийном сбросе от командира экипажа сбрасываются бомбы, блоки и контейнеры со всех держателей во всех вариантах подвески, а при сбросе от летчика-штурмана все бомбы сбрасываются только в вариантах II и V.

При установке переключателя ВАРИАНТЫ ПОДВЕСКИ в положения 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 необходимо-

сти 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).

Применяемые АСП свободного падения

В игре применяются бомбы калибра 100 (ФАБ-100, САБ-100), 250 (ФАБ-250) (Рис. 8.23) и 500 (ФАБ-500М62) кг; **зажигательные баки пока не реализованы.**



Рис. 8.23. 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.

8.12.6. Вертолетная система минирования

контейнеры вертолетной системы минирования К-29 по 29 кассет в каждом с различными минами (пока не реализованы)

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.



9

БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ Ми-3МТВ2

9. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ Ми-8МТВ2

9.1. Настройки игры для боевого применения

9.1.1. Отображение текущего состояния вооружения на экране

При первоначальных полетах рекомендуется включать индикацию состояния вооружения (далее – статуса вооружения) [LShift+LCtrl+H], установив флаг на закладке НАСТРОЙКИ / ОСОБЫЕ / Ми-8МТВ2 ОТОБРАЖАТЬ СТАТУС ВООРУЖЕНИЯ (Рис. 9.1).

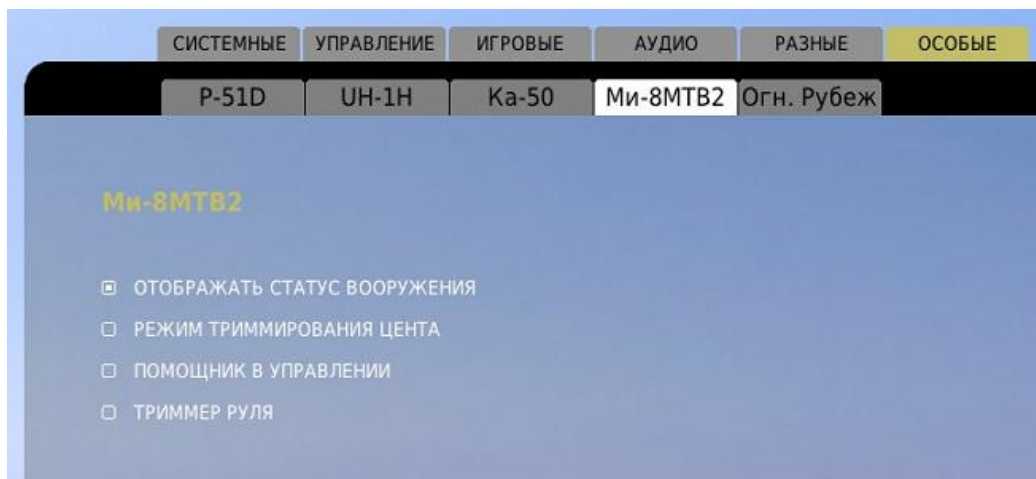


Рис. 9.1. Установка отображения статуса вооружения во время игры.

Тогда во время игры будет доступно отображение/отключение отображения статуса вооружения с правой стороны экрана, см. Рис. 9.2, позволяющее игроку быстрее получать данные о текущем состоянии органов управления оружием и остатка АСП, чем способом осмотра кабины.



Рис. 9.2. Вид экрана с отображением статуса вооружения.

Значение надписей на панели статуса вооружения пояснено на [Рис. 9.3.](#)



Рис. 9.3. Надписи панели СТАТУС ВООРУЖЕНИЯ

1. Показ подвешенного оружия на каждом БД, БД-1 -слева (В – бомбы, GUV-GL – гранатометный ГУВ, GUV-MG – пулеметный ГУВ, UPK – UPK-23-250, B8 – B8B20A)
2. Количество оставшихся АСП каждого вида оружия
3. Значение угла прицеливания ПКВ (ОПБ-1р) (0..200тыс радиана)
4. Состояние Главного выключателя вооружения РС ГУВ (ON/OFF)
5. Состояние Предохранительных выключателей (SAFE/ARMED)
6. Индикация активного оружия (RS – НАР, UPK – УПК, GUV – ГУВ)
7. Положение галетного переключателя вариантов вооружения на пульте бомбового вооружения летчика-штурмана (I, II, III, IV, V, GUV)
8. Состояние электросбрасывателя ЭСБР-ЗП/А (ON/OFF)
9. Горячие клавиши для изменения значений (RC – RCtrl, RA – RAlt, RSH – RShift)
10. Поле значений /положений элементов системы вооружения

9.1.2. Подготовка к использованию функции "быстрых видов"

В игре прицел ПКВ находится также высоко, как и в реальности (центр линии визирования прицела ПКВ на 15..20см выше оси визирования нормально сидящего пилота). Поэтому перекрестие прицела вместе с целью практически не видно, если игрок специально не будет изменять свое положение в кабине по высоте головы и по приближению к прицелу. Но если приблизиться к прицелу, то тогда плохо видно приборы.

Чтобы можно было в полете быстро посмотреть на прицел 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:

- а) После посадки в кабину включить АЗСы вооружения, чтобы сетка включилась. Для активации начала записи одного из видов на-

жать [Num0+ Num9] (9 – к примеру, можно любую цифру), появится некий вид, начало записи активировано;

- b) Теперь необходимо настроить нужный вид, который потом "запомним", для чего стандартными средствами управления камерой ([Num*] – приближение, [Num/] – отдаление, [LShift+LCtrl+Num2] – ось взгляда параллельно ВНИЗ, [LShift+LCtrl+Num8] – ось взгляда параллельно ВВЕРХ, [LShift+LCtrl+Num4] – ось взгляда параллельно ВЛЕВО, [LShift+LCtrl+ Num6] – ось взгляда параллельно ВПРАВО, [Num1..9] – поворот оси взгляда от текущей точки ([Num5] – центрировать взгляд), [LShift+LCtrl+ Num*] – приближение объекта используя zoom, [LShift+LCtrl+ Num/] – отдаление объекта используя zoom)

ВЫПОЛНИТЬ:

- (1) поднять ось взгляда на уровень центра ПКВ [LShift+LCtrl+Num8];
- (2) используя zoom приближения "приблизиться" к прицелу ПКВ с таким расчетом, чтобы стало заметным третье кольцо сетки прицела [LShift+LCtrl+Num*];
- (3) далее использовать управление камерой таким образом, чтобы получился результат, похожий как на [Рис. 9.4](#)

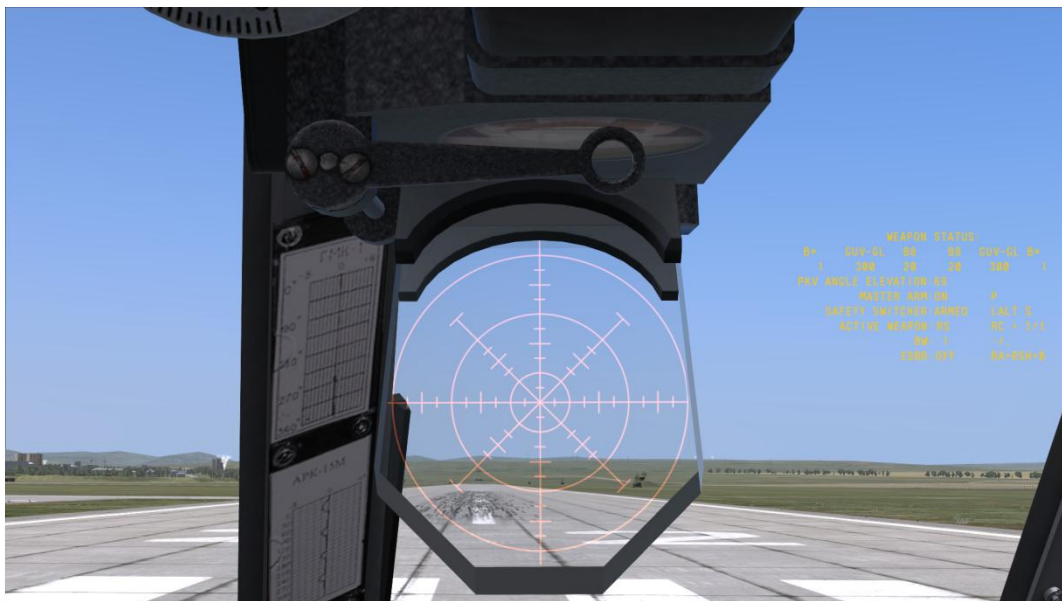


Рис. 9.4. Вид сетки ПКВ с третьим кольцом

- с) теперь необходимо завершить запись настроенного вида в файл, нажав сочетание [RAlt + Num0+Num9].

Информация о записанных видах хранится здесь:

"C:\Users\USER-1\Saved Games\DCS\Config\View\SnapViews.lua"

[Таблица углов прицеливания для НАР](#)

9.2. Особенность пилотирования

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 обычно. 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).

9.3. Действия по этапам выполнения боевого полета

9.3.1. 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 их три: РС ГУВ, МВ¹, БВ).

1. Для включения оружия в зависимости от варианта снаряжения вертолета руководствоваться схемами на [Рис. 9.5](#) для НРВ и СПО, и [Рис. 9.6](#) для применения бомбового вооружения.

¹ МВ –минное вооружение, пока не реализовано.



Use armament system for Mi-8MTV2 (w/o bomb armament)

a quick guide

Use:

for **B8V20-A**: 1, 2, 3 (AUTO or 1-2-5-6 or 3-4), 4, 6 (PC), 10, 11 (press and hold to light up display ready ПУС...ВЗВЕДЕН) - push FireButton

for **УПК-23-250**: 1, 2, 6 (УПК), 10 - push FireButton

for **GUV-MGun [only 2 and 5 pylons]** (12,7mm 9A624): 1(all upper CB - ON), 2, 12, 5 (any position), 7 (800 ВНУТР ИЛИ 624), 8 (624/622+800), 9 (I, or II, or III), 10- push FireButton

for **GUV-MGun [only 2 and 5 pylons]** (7,62mm 9A622): [same as for 12,7], 7 (622), 8 (624/622+800), 10 - push FireButton

for **GUV-GrL (30mm GLauncher 9A800)**: 1, 2, 12, 5(any position), 7 and 8 (see below), 10 - push FireButton

*if var GrL of 1, 2, 5, 6 pylons
and there is need for **simultaneous shooting** of 4 GrL
- use: 7=ВНУТР 800 ВНЕШНИЕ and 8=800*

*if var GrL of 1, 2, 5, 6 pylons
and there is need for **shooting of 1 and 6 GrL**
- use: 7=ВНУТР 800 ВНЕШНИЕ and 8=624/622+800*

*if var GrL of 1, 2, 5, 6 pylons
and there is need for **shooting of 2 and 5 GrL**
- use: 7=800 ВНУТР ИЛИ 624 and 8=800*

*if var GrL of 1, 6 and MGun of 2, 5 pylons
and there is need for **shooting of 1 and 6 GrL**
- use: 7=ВНУТР 800 ВНЕШНИЕ and 8=624/622+800*

Рис. 9.5.Порядок работы с вооружением для выполнения стрельбы из Б8, УПК, ГУВ.

Use armament system for Mi-8MTV2 (for bomb armament)



a quick guide

Use:

for **one by one release**: 1, 2, 3-I (at RED mark position),
4 (turn right), 6 (II..V variant), 10, 5 - push ReleaseBombButton

for **pair bombing**: 1, 2, 3-II (at BLUE mark position),
4 (turn right), 6 (II..V variant), 10, 5 - push ReleaseBombButton

Рис. 9.6.Порядок работы с вооружением для выполнения бомбометания.

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. Для облегчения работы с прицелом рекомендуется использовать настроенный [SnapView](#). Углы прицеливания для различного вооружения и режимов полета приведены в [Табл. 9.1](#)..[Табл. 9.6](#).

Для СТРЕЛЬБЫ НАР из Б8В20А с РЕЖИМА ГП:

Табл. 9.1

Дальность до цели в момент пуска, м	Углы прицеливания при пусках ракет типа С-8КОМ из блоков Б8В20А с горизонтального полота, тыс., для различных скоростей полета вертолета в момент пуска, км/ч			
	100	150	200	250
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

[вернуться на стр.ТТХ НАР](#) [вернуться на стр.описания ПКВ](#)

Для СТРЕЛЬБЫ НАР из Б8В20А с РЕЖИМА ПИКИРОВАНИЯ:

Табл. 9.2

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

Для СТРЕЛЬБЫ ИЗ ПУШКИ ГШ-23Л (УПК-23-250) с РЕЖИМА ГП:

Табл. 9.3

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	2500м	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. 9.4

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. 9.5

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. 9.6

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. 9.8). 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. 9.7

Высота, м	Углы прицеливания, тыс. для путевых скоростей, км/ч										
	Выдержка времени, с										
50	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240	250
	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. 9.7).

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 (будет смоделирован позже).

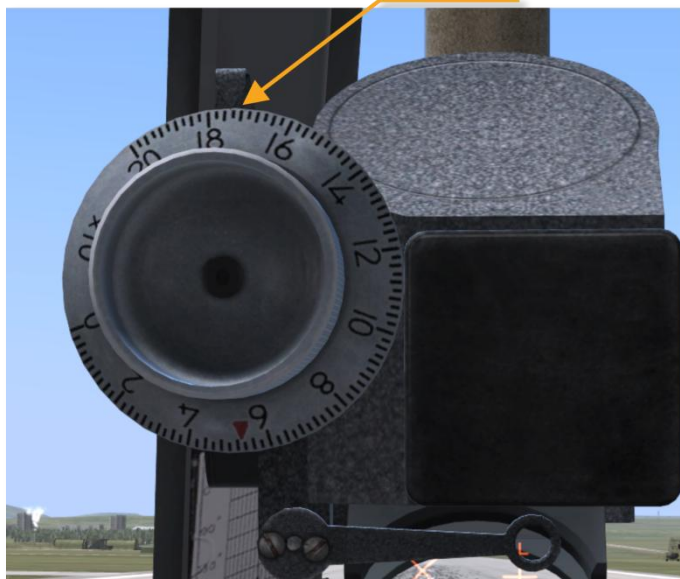


Рис. 9.7. Установка угла прицеливания 174тыс на лимбе ПКВ

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. При увеличении скорости полета до 250км/ч во время атаки цели поправка на опускание перекрестия может достигать 2..3 деления сетки.

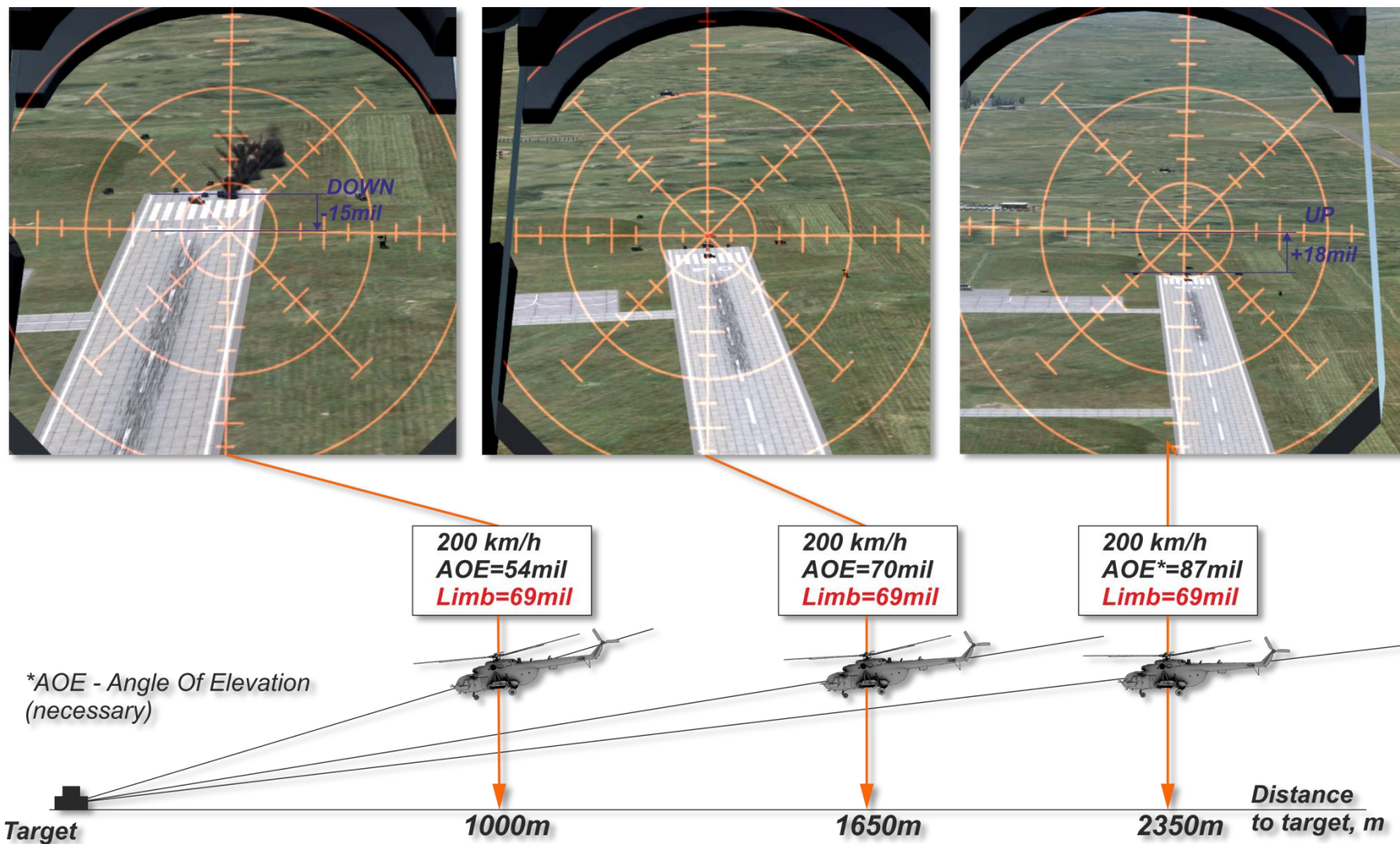


Рис. 9.8. Учет угла прицеливание для трех точек стрельбы без поворота лимба.

9.3.2. Выход на боевой курс, прицеливание и открытие огня (атака цели)

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).

Включить главные выключатели оружия: ГВ РС ГУВ и ГВ БВ (если необходимо выполнить бомбометание).

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.

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 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 невыдерживание режима стрельбы, чем снаряды пушки и пули пулеметов. Этим кстати обуславливается и значения угла прицеливания для ГП на скорости 250км/ч: эти углы в разы 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 стремиться 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 по-

¹ имеется ввиду вертикальная скорость в ГП, не в пикировании.

сле 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 нажать кнопку открытия огня;
- с) если запланировано несколько залпов в одном заходе, то по мере приближения к цели корректировать угол и точку прицеливания (с. [216](#));
- 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 подвешенного 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.
- б) 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;
- с) при наличии бокового ветра слева (справа) вертикальная черта сетки прицела должна проходить левее (правее) цели на величину угла сноса;
- д) 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. 9.9](#));

¹ СГФ – строительная горизонталь фюзеляжа.

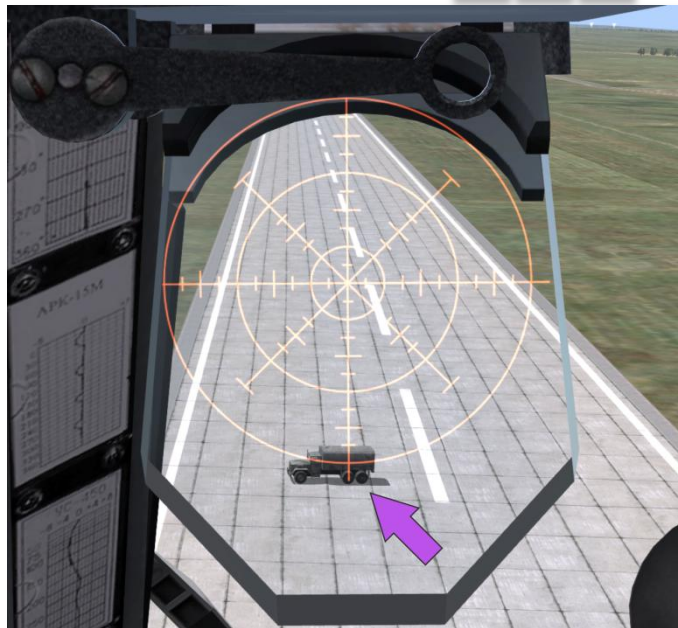


Рис. 9.9. Положение сетки прицела на цели в момент сброса в штиль, высота 50м

- е) если есть боковой ветер, то сброс выполняется в момент совмещения цели с горизонтальной линией, проходящей через точку пересечения вертикальной линии с нижней частью большого кольца сетки прицела ([Рис. 9.10](#));

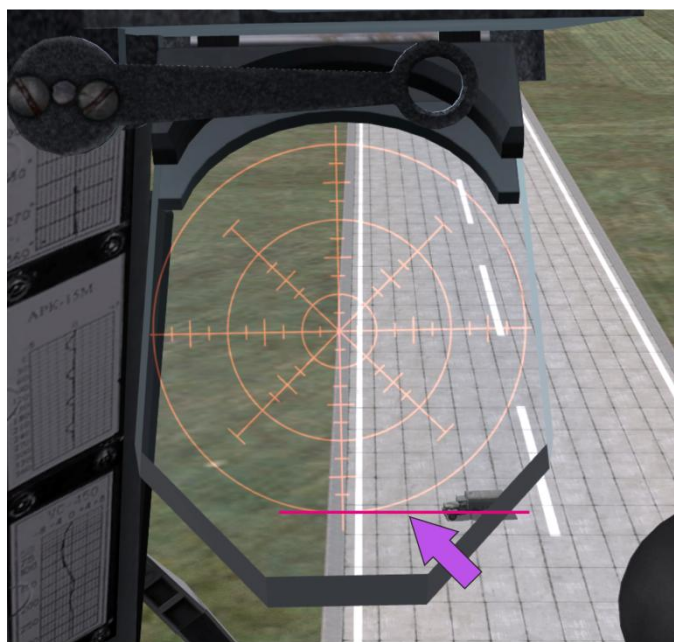


Рис. 9.10. Положение сетки прицела на цели в момент сброса при боковом ветре СЛЕВА, высота 100м

- ф) 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.).
- г) 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.

9.3.3. Выход из атаки

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).

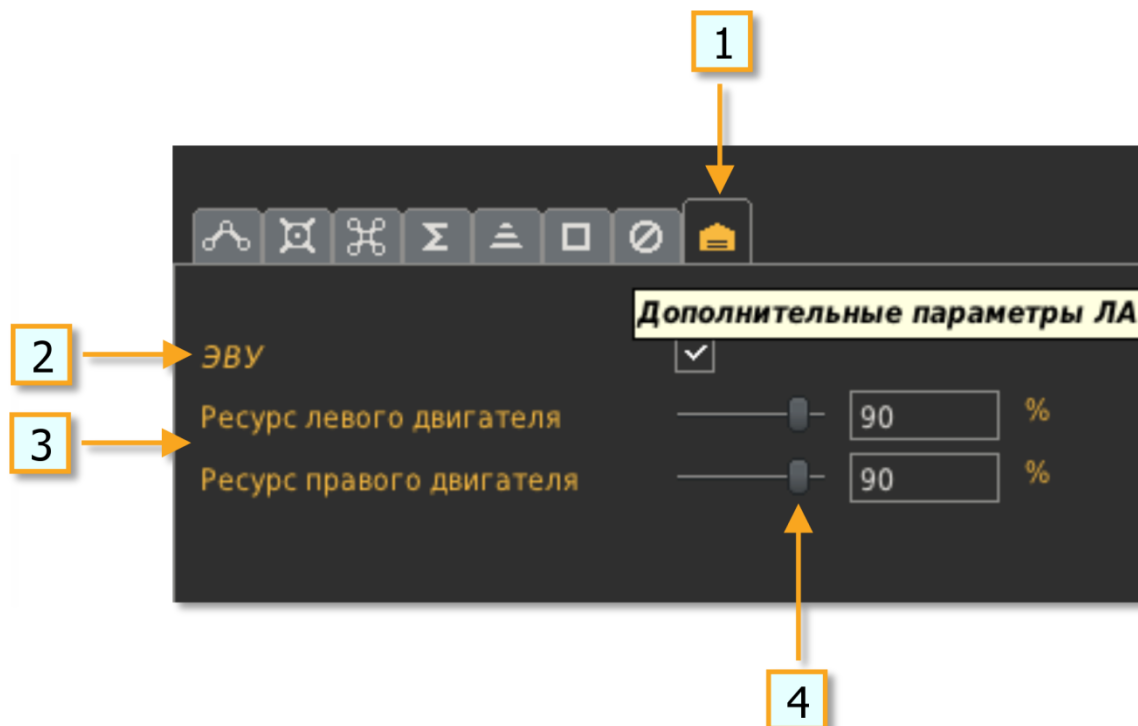
По окончании атаки выключить ГВ РС ГУВ, БВ выполнить полет на свою площадку (аэродром).

¹ ПМВ – предельно-малая высота

10. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ НАСТРОЙКИ ВЕРТОЛЕТА В DCS:MI-8MTV2.

Для дополнительной настройки характеристик каждого вертолета Ми-8МТВ2 в миссии немного доработан редактор миссий.

Теперь при установке на карте вертолета Ми-8 МТВ2 для него кроме возможности изменения веса топлива, варианта подвески оружия доступна настройка оснащённости вертолета Экранное Выхлопным Устройством (ЭВУ) и изношенности двигателей.



1. Активация закладки с дополнительными настройками

2. Установка флага наличия ЭВУ на двигателях

3. Настройки текущего ресурса двигателя

4. Элемент управления значением коэффициента ресурса (ползунок) с численным отображением значения

Рис. 10.1. Вид закладки с настройкой дополнительных параметров ЛА.

ЭВУ. В будущем планируется обеспечить включение характеристик ЭВУ в расчет вероятности попадания УР с ИК ГСН, а также обеспечение влияния на мощность двигателей. Пока сделано только графическое отображение.

КОЭФФИЦИЕНТ РЕСУРСА ДВИГАТЕЛЕЙ позволяет делать миссии, в которых силовая установка вертолета будет изношена, что потребует от игрока дополнительного уровня мастерства при выполнении задачи.

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.

11. ТАБЛИЦА КЛАВИАТУРНЫХ КОМАНД

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
Armament System		
1	"O"	800 или 624-622-800
2	"RShift - O"	800 или 624-622-800 крышка
3	"LAlt - R"	Cut Off On/Off
4	"RAlt - B"	ESBR On/Off
5	"RAlt - RShift - B"	ESBR Rotate
6	"H"	Emergency Explode
7	"RAlt - H"	Emergency Explode Cover
8	"J"	Emergency Release
9	"LAlt - J"	Emergency Release Cover
10	"RAlt - RCtrl - ["	GUV Mode Decr
11	"RAlt - RCtrl -]"	GUV Mode Incr
12	"RCtrl - P"	Main Bomb Switcher
13	"P"	Main Switcher
14	"RCtrl - ["	Mode UPK/PKT/RS Down
15	"RCtrl -]"	Mode UPK/PKT/RS Up
16	","	Pylons setup Down
17	."	Pylons setup Up
18	"B"	Release Bomb
19	"RAlt - ["	Rocket Pylons 1-2-5-6/Auto/3-4 Down
20	"RAlt -]"	Rocket Pylons 1-2-5-6/Auto/3-4 Up
21	"RShift - ["	Rocket Series 8-16-4 Down
22	"RShift -]"	Rocket Series 8-16-4 Up
23	"RAlt - L"	Second Pilot Check Lamp
24	"I"	Second Pilot Emergency Explode
25	"RAlt - I"	Second Pilot Emergency Explode Cover
26	"U"	Second Pilot Emergency Release
27	"RAlt - U"	Second Pilot Emergency Release Cover
28	"LAlt - S"	Weapon Safe Switcher
29	"LCtrl - R"	ПУС, взведение
30	"L"	Проверка сигнальных ламп
31	","	ЭСБР, обогрев
Левая панель электропульты		
	"LAlt - LShift - G"	Attitude Indicator Left, Power
	"LAlt - LShift - F"	ВК-53, питание
	"LAlt - LShift - T"	СУУ-52, питание
Панель АЗС		
32	"RCtrl - RShift - 1"	Group 1 CB switcher
33	"RCtrl - RShift - 2"	Group 2 CB switcher
34	"RCtrl - RShift - 3"	Group 3 CB switcher
35	"RCtrl - RShift - 4"	Group 4 CB switcher
36	"RCtrl - RShift - 5"	Group 5 CB switcher
37	"RCtrl - RShift - 6"	Group 6 CB switcher
38	"RCtrl - RShift - 7"	Group 7 CB switcher
39	"RCtrl - RShift - 8"	Group 8 CB switcher
40	"RCtrl - RShift - 9"	Group 9 CB switcher
Правая панель электропульты		
41	"RAlt - RShift - T"	Doppler Navigator, Power
42	"RCtrl - RShift - P"	GMC, Astrocompass Mode
43	"RCtrl - RShift - G"	GMC, Control 0
44	"RCtrl - RShift - Y"	GMC, Control 300
45	"RCtrl - RShift - O"	GMC, Gyrocompass Mode
46	"RCtrl - RShift - I"	GMC, Magnetic Compass Mode
47	"RCtrl - RShift - U"	GMC, Nord/Souse Hemisphere
48	"RAlt - RShift - U"	GMC, Power
49	"RCtrl - RShift - K"	GMC, Set Course Left
50	"RCtrl - RShift - L"	GMC, Set Course Right

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
51	"RCtrl - RShift - H"	GMC, Set Latitude Decrease
52	"RCtrl - RShift - J"	GMC, Set Latitude Increase
53	"RAlt - RCtrl - Z"	АРК УД, МВ/ДВ
54	"RAlt - RCtrl - F"	АРК УД, антенна левая
55	"RAlt - RCtrl - G"	АРК УД, антенна правая
56	"RAlt - RCtrl - C"	АРК УД, выкл.
57	"RAlt - RCtrl - S"	АРК УД, громкость, увеличить
58	"RAlt - RCtrl - A"	АРК УД, громкость, уменьшить
59	"RAlt - RCtrl - N"	АРК УД, импульсный сигнал
60	"RAlt - RCtrl - 1"	АРК УД, канал 1
61	"RAlt - RCtrl - 2"	АРК УД, канал 2
62	"RAlt - RCtrl - 3"	АРК УД, канал 3
63	"RAlt - RCtrl - 4"	АРК УД, канал 4
64	"RAlt - RCtrl - 5"	АРК УД, канал 5
65	"RAlt - RCtrl - 6"	АРК УД, канал 6
66	"RAlt - RCtrl - M"	АРК УД, радиокompас
67	"RAlt - RCtrl - V"	АРК УД, узкий диапазон
68	"RAlt - RCtrl - D"	АРК УД, управление
69	"RAlt - RCtrl - X"	АРК УД, чувствительность
70	"RAlt - RCtrl - B"	АРК УД, широкий диапазон
71	"RAlt - RCtrl - P"	Авиагоризонт правый, выключатель
72	"RAlt - RCtrl - RShift - P"	Астрокомпас, питание
73	"RAlt - RShift - L"	Ларингофон
Виды		
74	"LShift - F4"	Аркадный вид на заднюю полусферу
75	"Num8"	Взгляд плавно вверх
76	"Num7"	Взгляд плавно вверх-влево
77	"Num9"	Взгляд плавно вверх-вправо
78	"Num4"	Взгляд плавно влево
79	"Num2"	Взгляд плавно вниз
80	"Num1"	Взгляд плавно вниз-влево
81	"Num3"	Взгляд плавно вниз-вправо
82	"Num6"	Взгляд плавно вправо
83	"F1"	Вид из кабины
84	"F2"	Вид на ЛА
85	"F5"	Вид на ближайший ЛА
86	"LCtrl - F12"	Вид на гражданский трафик
87	"LCtrl - F5"	Вид на дружественные наземные объекты
88	"LCtrl - F4"	Вид на заднюю полусферу
89	"F4"	Вид на заднюю полусферу
90	"F10"	Вид на карту боевых действий
91	"F9"	Вид на корабли
92	"F7"	Вид на наземные объекты
93	"F6"	Вид на оружие
94	"F3"	Вид на пролете
95	"LCtrl - F2"	Вид на свой ЛА
96	"F12"	Вид на статические объекты
97	"F8"	Вид на цель
98	"LCtrl - F6"	Вид оружие-цель
99	"LAlt - F9"	Вид со стороны офицера посадки
100	"LAlt - F1"	Вид только ИЛС
101	"LAlt - Delete"	Исключить объект
102	"LAlt - Insert"	Исключить/включить все объекты
103	"NumEnter"	Нормальный угол зрения
104	"RCtrl - NumEnter"	Нормальный угол зрения - вид снаружи
105	"LShift - F12"	Переключатель вида на поезда/автомобили
106	"LAlt - F2"	Переключение локального управления камерой
107	"LCtrl - F10"	Переключение на вид ТВД над текущей точкой
108	"LCtrl - F3"	Переключение на вид на пролете
109	"LCtrl - PageDown"	Переключение на просмотр объектов вперед
110	"LCtrl - F11"	Переключение на свободную камеру
111	"RAlt - F2"	Переключение позиции камеры

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
112	"LAlt - Num*"	Перемещение камеры вперед
113	"LAlt - Num/"	Перемещение камеры назад
114	"Num/"	Поле зрения расширить (вид в кабине) плавно / отдалиться (вид снаружи)
115	"RCtrl - Num/"	Поле зрения расширить (зум -) плавно (вид снаружи)
116	"Num*"	Поле зрения сузить (вид в кабине) плавно / приблизиться (вид снаружи)
117	"RCtrl - Num*"	Поле зрения сузить (зум +) плавно (вид снаружи)
118	"LCtrl - F1"	Реалистичные перемещения головы пилота
119	"F11"	Свободная камера аэродрома
120	"LCtrl - PageUp"	Смена направления переключения объектов
121	"RAlt - F8"	Фильтр цели игрока/все цели
122	"Num5"	Центровка взгляда
Виды - кабина		
123	"2"	Set Copilot Seat
124	"1"	Set Pilot Seat
125	"3"	Set Technician Seat
126	"LWin - Num0"	Быстрый взгляд 0
127	"LWin - Num1"	Быстрый взгляд 1
128	"LWin - Num2"	Быстрый взгляд 2
129	"LWin - Num3"	Быстрый взгляд 3
130	"LWin - Num4"	Быстрый взгляд 4
131	"LWin - Num5"	Быстрый взгляд 5
132	"LWin - Num6"	Быстрый взгляд 6
133	"LWin - Num7"	Быстрый взгляд 7
134	"LWin - Num8"	Быстрый взгляд 8
135	"LWin - Num9"	Быстрый взгляд 9
136	"RShift - Num8"	Взгляд вверх
137	"RShift - Num7"	Взгляд вверх-влево
138	"RShift - Num9"	Взгляд вверх-вправо
139	"RShift - Num4"	Взгляд влево
140	"RShift - Num2"	Взгляд вниз
141	"RShift - Num1"	Взгляд вниз-влево
142	"RShift - Num3"	Взгляд вниз-вправо
143	"RShift - Num6"	Взгляд вправо
144	"Num0"	Взгляд на приборы в кабине
145	"RShift - Num/"	Вид в кабине, поле зрения расширить (зум -)
146	"RShift - Num*"	Вид в кабине, поле зрения сузить (зум +)
147	"RCtrl - Num5"	Возврат камеры
148	"RAlt - Num5"	Возврат камеры в исходную точку
149	"RCtrl - RShift - Num5"	Камера в кабине - перемещение в центр
150	"RCtrl - RShift - Num8"	Камера в кабине - перемещение вверх
151	"RCtrl - RShift - Num4"	Камера в кабине - перемещение влево
152	"RCtrl - RShift - Num2"	Камера в кабине - перемещение вниз
153	"RCtrl - RShift - Num*"	Камера в кабине - перемещение вперед
154	"RCtrl - RShift - Num6"	Камера в кабине - перемещение вправо
155	"RCtrl - RShift - Num/"	Камера в кабине - перемещение назад
156	"RShift - Num5"	Камера в центр обзора
157	"RCtrl - Num8"	Камера вверх
158	"RCtrl - Num7"	Камера вверх-влево
159	"RCtrl - Num9"	Камера вверх-вправо
160	"RCtrl - Num4"	Камера влево
161	"RCtrl - Num2"	Камера вниз
162	"RCtrl - Num1"	Камера вниз-влево
163	"RCtrl - Num3"	Камера вниз-вправо
164	"RCtrl - Num6"	Камера вправо
165	"RAlt - Num8"	Камера плавно вверх
166	"RAlt - Num7"	Камера плавно вверх-влево
167	"RAlt - Num9"	Камера плавно вверх-вправо
168	"RAlt - Num4"	Камера плавно влево
169	"RAlt - Num2"	Камера плавно вниз
170	"RAlt - Num1"	Камера плавно вниз-влево

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
171	"RAlt - Num3"	Камера плавно вниз-вправо
172	"RAlt - Num6"	Камера плавно вправо
173	"LShift - ["	Обзор мышью, быстрее
174	"LCtrl - ["	Обзор мышью, медленнее
175	"LAlt - ["	Обзор мышью, нормальная скорость
176	"LShift - "]"	Обзор с клавиатуры, быстрее
177	"LCtrl - "]"	Обзор с клавиатуры, медленнее
178	"LAlt - "]"	Обзор с клавиатуры, нормальная скорость
179	"RCtrl - Num0"	Переключатель взгляда на приборы в кабине
180		Перемещение камеры, вкл./ выкл.
181	"LWin - F1"	Смещения головы Вкл/Выкл
182	"RAlt - Num0"	Сохранить углы обзора
Виды - расширенное управление		
183	"LAlt - K"	Зафиксировать высоту наземной камеры
184	"LShift - J"	Имитация дрожания видеокамеры
185	"RCtrl - Num+ "	Переключение на слежение за полетом оружия
186	"RCtrl - RShift - RAlt - A"	Фильтр внешних камер, все объекты
187	"RCtrl - RShift - RAlt - F"	Фильтр внешних камер, дружественные объекты
188	"RCtrl - RShift - RAlt - D"	Фильтр внешних камер, противник
Левая панель		
189	"LCtrl - B"	Altimeter Left, Pressure Decrease
190	"LShift - B"	Altimeter Left, Pressure Increase
191	"LCtrl - LShift - N"	Attitude Indicator Left, Cage
192	"LCtrl - N"	Attitude Indicator Left, Pitch Decrease
193	"LShift - N"	Attitude Indicator Left, Pitch Increase
194	"LAlt - H"	HSI Left, ARC-9/ARC-UD Select
195	"LCtrl - H"	HSI Left, Course Decrease
196	"LShift - H"	HSI Left, Course Increase
197	"LShift - ,"	Radar Altimeter, dangerous ALT set rotary left
198	"LShift - ."	Radar Altimeter, dangerous ALT set rotary right
199	"LAlt - LShift - A"	Static Pressure System Selector, Left
200	"LAlt - LShift - S"	Static Pressure System Selector, Right
201	"LAlt - LShift - R"	Радиовысотомер, кнопка контроля
Метки		
202	"LShift - F2"	Метки ЛА
203	"LShift - F10"	Метки все
204	"LShift - F9"	Метки наземной техники и кораблей
205	"LShift - F6"	Метки ракет
Наколенный планшет		
206	"K"	Наколенный планшет, быстрый взгляд
207	"RShift - K"	Наколенный планшет, вкл./выкл.
208	"["	Наколенный планшет, предыдущая страница
209	"]"	Наколенный планшет, следующая страница
210	"RCtrl - K"	Наколенный планшет, текущее положение
Общие		
211	"LAlt - Z"	Время замедление
212	"LShift - Z"	Время нормальное
213	"LCtrl - Z"	Время ускорение
214	"Esc"	Закончить миссию
215	"RCtrl - Enter"	Индикация положения органов управления
216	"LAlt - C"	Кликабельная кабина Вкл/Выкл
217	"RCtrl - RShift - Tab"	Новый ЛА - восстановление
218	"LAlt - B"	Окно брифинга
219	"RShift - '"	Окно дебрифинга
220	"LAlt - '"	Окно перевооружения и дозаправки
221	""	Окно текущего счёта
222	"Pause"	Пауза
223	"LAlt - Y"	Переключение единиц измерения координат информ. строки
224	"LCtrl - Y"	Переключение информационной строки
225	"RAlt - J"	Переключение на другой ЛА
226	"SysRQ"	Скриншот

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
227	"RCtrl - Pause"	Счетчик кадров в секунду - служебная информация
228	"Tab"	Чат всем
229	"RCtrl - Tab"	Чат своим
Осевые команды		
230		Autopilot Heading Adjustment
231		Autopilot Pitch Adjustment
232		Autopilot Roll Adjustment
233		Corrector
234		Камера в кабине, вертикаль
235		Камера в кабине, вертикаль (абсолют)
236		Камера в кабине, вертикальное смещение (абсолют)
237		Камера в кабине, горизонталь
238		Камера в кабине, горизонталь (абсолют)
239		Камера в кабине, зум
240		Камера в кабине, зум (абсолют)
241		Камера в кабине, крен (абсолют)
242		Камера в кабине, поперечное смещение (абсолют)
243		Камера в кабине, продольное смещение (абсолют)
244		Педали
245		Ручка ППУ, крен
246		Ручка ППУ, тангаж
247		Рычаг общего шага (РОШ)
Отладка		
248	"LWin - R"	Кабина, перезагрузить
249	"LAlt - `"	Консоль, переключить
Падлок		
250	"Num."	Падлок ЛА (циклический перебор)
251	"RShift - Num."	Падлок все ракеты
252	"NumLock"	Падлок сброс (выключить падлок)
253	"RCtrl - Num."	Падлок точки поверхности
254	"RAlt - Num."	Падлок угрожающей ракеты
Панель управления запуском двигателей		
255	"Home"	Запуск двигателя, кнопка
256	"LAlt - E"	Запуск/холодная прокрутка/ложный запуск, переключатель
257	"RAlt - PageUp"	РРУД левый вверх
258	"RAlt - PageDown"	РРУД левый вниз
259	"RShift - PageUp"	РРУД правый вверх
260	"RShift - PageDown"	РРУД правый вниз
261	"E"	Селектор двигателей, переключатель
262	"End"	Стоп ВСУ, кнопка
263	"RAlt - Home"	Стоп запуск, кнопка
264	"RCtrl - PageUp"	Стоп-кран левого двигателя
265	"RCtrl - PageDown"	Стоп-кран правого двигателя
Педали		
266	"Z"	Педали влево
267	"X"	Педали вправо
Переговорное устройство СПУ-7		
268	"LAlt - LShift - Q"	SPU-7, Main Volume Decrease
269	"LAlt - LCtrl - Q"	SPU-7, Main Volume Increase
270	"LAlt - LShift - E"	SPU-7, Radio Source Select Rotary Left
271	"LAlt - LCtrl - E"	SPU-7, Radio Source Select Rotary Right
272	"LAlt - LCtrl - Z"	SPU-7, Radio/ICS
273	"LAlt - LCtrl - W"	СПУ-7, громкость увеличить
274	"LAlt - LShift - W"	СПУ-7, громкость уменьшить
Пилотажный комплекс ПКВ		
275	"RAlt - O"	Sight Intensity Decrease
276	"RCtrl - O"	Sight Intensity Increase
Правая панель		
277	"RCtrl - B"	Altimeter Right, Pressure Decrease
278	"RShift - B"	Altimeter Right, Pressure Increase
279	"RCtrl - RShift - N"	Attitude Indicator Right, Cage

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
280	"RCtrl - N"	Attitude Indicator Right, Pitch Decrease
281	"RShift - N"	Attitude Indicator Right, Pitch Increase
282	"RCtrl - RShift - V"	Fuel Meter, Rotary Left
283	"RCtrl - RShift - B"	Fuel Meter, Rotary Right
284	"RCtrl - H"	HSI Right, Course Decrease
285	"RShift - H"	HSI Right, Course Increase
286	"RCtrl - RShift - RAlt - C"	Mech Clock, Left lever Down
287	"RShift - M"	Mech Clock, Left lever Up
288	"RAlt - ,"	Mech Clock, Left lever turning left
289	"RAlt - ."	Mech Clock, Left lever turning right
290	"RShift - RAlt - C"	Mech Clock, Right lever Down
291	"RCtrl - RShift - ,"	Mech Clock, Right lever Rotate left
292	"RCtrl - RShift - ."	Mech Clock, Right lever Rotate right
Пульт управления УВ-26		
293	"RAlt - J"	УВ-26, БОРТ ЛЕВЫЙ-ОБА-ПРАВЫЙ, переключатель
294	"RCtrl - Insert"	УВ-26, ЗАЛП - количество патронов в залпе
295	"RAlt - Insert"	УВ-26, ИНТЕРВАЛ - интервал между залпами
296	"RCtrl - J"	УВ-26, НАЛИЧИЕ-ПРОГР, переключатель
297	"Insert"	УВ-26, ПУСК - отстрел тепловых ловушек
298	"RCtrl - Delete"	УВ-26, СБРОС ПРОГР - сброс текущей программы
299	"RShift - Insert"	УВ-26, СЕРИЯ - количество серий залпов
300	"Delete"	УВ-26, СТОП - останов отстрела тепловых ловушек
Радиопереговоры		
301	"LWin - Q"	Атаковать мою цель
302	"LShift - \"	Диалог, переключить
303	"LWin - G"	Звено - атака наземных целей
304	"LWin - D"	Звено - атаковать системы ПВО
305	"LWin - E"	Звено - выполнить миссию и вернуться на базу
306	"LWin - Y"	Звено - сбор
307	"\"	Меню радиопереговоров
308	"LWin - T"	Перестроение
309	"LWin - W"	Прикрой меня
Радиостанция Р-828 УКВ-1		
310		Р-828, громкость больше
311		Р-828, громкость меньше
312		Р-828, настройка, кнопка
313		Р-828, селектор каналов - предыдущий канал
314		Р-828, селектор каналов - следующий канал
315		Р-828, шумоподавление
Ручка продольно-поперечного управления (РППУ)		
316	"LWin - LShift - A"	Autopilot Cut Off
317	"RShift - Space"	Radio trigger ICS
318	"RAlt - \"	Radio trigger RADIO
319	"Space"	Пуск оружия
320	"Left"	РППУ крен влево
321	"Right"	РППУ крен вправо
322	"Down"	РППУ тангаж вверх
323	"Up"	РППУ тангаж вниз
324	"W"	Тормоз колес (нажать и удерживать)
325	"LShift - W"	Тормоз колес, стояночный
326	"T"	Триммер
327	"LCtrl - T"	Триммер - сброс
Рычаг общего шага		
328	"PageDown"	Correction decrease
329	"PageUp"	Correction increase
330	"LShift - 7"	Left Head Light - down
331	"LShift - 9"	Left Head Light - left
332	"LShift - 0"	Left Head Light - right
333	"LShift - 8"	Left Head Light - up
334	"RShift - 7"	Right Head Light - down
335	"RShift - 9"	Right Head Light - left
336	"RShift - 0"	Right Head Light - right

№	КОМБИНАЦИЯ КЛАВИШ	НАЗНАЧЕНИЕ
337	"RShift - 8"	Right Head Light - up
338	"RCtrl - End"	Throttle Down
339	"RCtrl - Home"	Throttle Up
340	"RAlt - Num-"	Перенастройка оборотов свободной турбины на низкие
341	"RAlt - Num+"	Перенастройка оборотов свободной турбины на номинал
342	"Num+"	РОШ вверх
343	"Num-"	РОШ вниз
344	"F"	Рычаг общего шага, стопор, гашетка
Сенсоры		
345	"RShift - H"	Очки ночного видения
346	"RShift - RAlt - H"	Очки ночного видения, уменьшить сигнал
347	"RShift - RCtrl - H"	Очки ночного видения, усилить сигнал
348	"LAlt - LCtrl - C"	Open/Close Cargo Doors
349	"LShift - LCtrl - C"	Open/Close Left Door
350	"RCtrl - C"	Дверь кабины открыть/закрыть
351	"LCtrl - E"	Покинуть вертолёт (нажать 3 раза)
Центральная панель		
352	"LWin - LAlt - A"	Autopilot Altitude Channel Off
353	"LAlt - A"	Autopilot Altitude Channel On
354	"LAlt - V"	Autopilot Altitude Control Down
355	"LAlt - F"	Autopilot Altitude Control Up
356	"LWin - LShift - S"	Autopilot Heading Adjustment Left
357	"LWin - LShift - D"	Autopilot Heading Adjustment Right
358	"LWin - LCtrl - A"	Autopilot Heading Channel Off
359	"LCtrl - LShift - S"	Autopilot Pitch Adjustment Left
360	"LCtrl - LShift - D"	Autopilot Pitch Adjustment Right
361	"LWin - LCtrl - S"	Autopilot Roll Adjustment Left
362	"LWin - LCtrl - D"	Autopilot Roll Adjustment Right
363	"LWin - A"	Autopilot Roll/Pitch Channel On
364	"LAlt - LCtrl - N"	SPUU-52, Control Adjustment Left
365	"LAlt - LShift - N"	SPUU-52, Control Adjustment Right
366	"LAlt - LCtrl - G"	SPUU-52, Control Engage
367	"LAlt - LCtrl - H"	SPUU-52, Control P
368	"LAlt - LCtrl - J"	SPUU-52, Control t
369	"LCtrl - A"	Автопилот, Канал направления, вкл.
Чит		
370	"LWin - Home"	Автоматическое выполнение процедуры запуска
371	"LWin - End"	Автоматическое выполнения процедуры останова
372	"LShift - LCtrl - X"	Взрыв
373	"LShift - LWin - Pause"	Пауза Активная

12. СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ

АВСК	Аппаратура внутренней связи и коммутации
АЗС	Автомат защиты сети
АНО	Аэронавигационные огни
АРК	Автоматический радиокompас
АРП	Автоматический радиопеленгатор
АЦП	Аналогово-цифровой преобразователь
АЭР	Аэродром
БАНО	Бортовые аэронавигационные огни. Красный – левый, зеленый – правый.
БЧ	Боевая часть
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	Гирополукомпас
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
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
НВР 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
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 Путьевой 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)
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
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)

13. ЭКВИВАЛЕНТЫ И КОЭФФИЦИЕНТЫ КОНВЕРТАЦИИ МЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В ИМПЕРСКУЮ

13.1.1. 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

13.1.2. Коэффициенты перевода единиц

To change	To	Multiply by
(imperial)	(metric)	
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

14. РАЗРАБОТЧИКИ

BELSIMTEK

РУКОВОДСТВО

Александр Подвойский	Управление проектом, техническая документация
----------------------	---

ДОКУМЕНТАЦИЯ

Владимир Тимофеев	Руководство пилота. Разделы истории, аэродинамики, описания оборудования, выполнения полетов.
-------------------	---

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 3D-МОДЕЛЕЙ

Павел Сидоров	3D-model of helicopter, cockpit, damage model
Андрей Решетко	Pilots and gunners
Станислав Колесников	Cockpit
Валерий "Palma" Мягкий	Варианты окраски 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, BTД, 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
------------------------------	---

ОТДЕЛЬНОЕ СПАСИБО

Кайрату "Кайрат" Джаксбаеву (летчик 1-го класса)	За организацию записи звука, видео, фотоматериалы, помощь в тестировании динамики модели и уточнении работы систем на реальном вертолете
Олегу Василенко (летчик-снайпер, летчик-испытатель)	За фото и видео материалы, помощь в тестировании динамики модели и уточнении работы систем на реальном вертолете

15. 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., Вожаев 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 МС-61.
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.