

РАЗДЕЛ 1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЁТЕ

Содержание

РАЗДЕЛ 1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЁТЕ.....	1-1
1.1. Краткие сведения о задачах, решаемых на вертолёте.....	1-3
1.2. Основные тактико-технические данные	1-4
1.3. Основные варианты загрузки и заправки вертолёта. Определение центровки вертолёта расчетом.....	1-6
1.4. Определение предельного взлетного веса вертолёта.....	1-6
1.5. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета	1-11

1.1. Краткие сведения о задачах, решаемых на вертолете

Военно-транспортный вариант Ми-8МТВ-5-1 с двумя турбовальными двигателями ТВ3-117ВМ предназначен для перевозки людей и различных грузов в грузовой кабине, а также для транспортировки крупногабаритных грузов на внешней подвеске.

Вертолет применяется в следующих вариантах.

1. Транспортный:

- для перевозки в грузовой кабине грузов общим весом до 4000 кгс (с одним или двумя дополнительными топливными баками);
- для транспортировки грузов на внешней подвеске общим весом до 4000 кгс.

2. Десантный

- для перевозки десантников с личным оружием (до 36 чел.).

3. Санитарный:

- для перевозки носилочных раненых (до 12 чел.) в сопровождении медицинского работника.

4. Боевой (см. книга № 2).

5. Перегоночный (с четырьмя дополнительными баками).

6. Спасательный.

Вертолет 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.

При выполнении спасательных работ в состав экипажа могут включаться спасатель (спасатели) и медицинский работник.



Рис. 0.1. Общий вид вертолета Ми-8МТВ-5-1

1.2. Основные тактико-технические данные

Нормальный взлетный вес	11100 кгс
Максимальный взлетный вес	13000 кгс
Десантная нагрузка:	
Нормальная	2000 кгс
Максимальная (при полной заправке основных топливных баков)	4000 кгс
Количество перевозимых десантников	36 чел.
Количество раненых, перевозимых на носилках	12 чел.
Максимальная скорость приборная горизонтального полета на высотах 0 - 1000м:	
при нормальном взлетном весе	250 км/ч
при максимальном взлетном весе	230 км/ч
Крейсерская скорость полета приборная на высотах 0 – 1000м:	
при нормальном взлетном весе	220-230 км/ч
при максимальном взлетном весе	205-215 км/ч
Статический потолок:	
при нормальном взлетном весе вне влияния земли в стандартных атмосферных условиях	3980 ⁺²⁰⁰ м
при максимальном взлетном весе	1500 ⁺²⁰⁰ м
Практический потолок в МСА:	
со снятыми фермами и спецподвесками:	
при нормальном взлетном весе	6000 ⁺²⁰⁰ м
при максимальном взлетном весе	4800 ⁺²⁰⁰ м
с установленными фермами и спецподвесками:	
при нормальном взлетном весе	5700 ⁺²⁰⁰ м
при максимальном взлетном весе	4500 ⁺²⁰⁰ м
Время набора высоты на номинальном режиме работы двигателей на V _{пр} =120 км/ч до Н=2500 м и далее с уменьшением до V _{пр} =100-105 км/ч на практическом потолке (со снятыми фермами и спецподвесками):	
при нормальном взлетном весе	
1000 м	1,6 ^{+0,5} мин
3000 м	4,8 ⁺¹ мин
4000 м	6,5 ⁺² мин
5000 м	8,7 ⁺² мин
при максимальном взлетном весе	
1000 м	2,3 ^{+0,5} мин
3000 м	7,1 ⁺¹ мин
4000 м	10,4 мин
Максимальный вес груза, транспортируемого на внешний подвеске	4000 кгс
Максимальная длина внешней подвески, с учетом длины грузовых строп	69 м
Практическая дальность полета на высоте 500 м на крейсерской скорости при полной заправке основных топливных баков (1996 кгс) с 5% остатком топлива и выключенной ПОС:	
при взлетном весе 11100 кгс	690 км
при взлетном весе 13000 кгс	590 км
с одним полностью заправленным дополнительным баком (полный запас при заправке 2690 кгс)	830 км
с двумя полностью заправленными дополнительными баками (3383 кгс)	1085 км
с тремя полностью заправленными дополнительными баками (4077 кгс)	1355 км
с четырьмя дополнительными баками (4524 кгс)	1535 км
Примечания:	
1. Все дальности полета, с заправленными дополнительными топливными баками приведены для взлетного веса вертолета 13000 кгс.	
2. Дальность с четырьмя дополнительными баками определена при неполной заправке двух верхних баков (по 570 кгс или по 735 л, в каждом) при которой взлетный вес вертолета равен 13000 кгс.	
3. При включении ПОС винтов и двигателей величина практического потолка уменьшается на 200-300 м.	
4. Установка на вертолет экранно-выхлопного устройства (ЭВУ) уменьшает практический потолок на 150-200 м	

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ОВН-1

Командир экипажа и летчик - штурман на всех этапах полета выполняют свои функциональные обязанности с очками, установленными в рабочее положение.

Бортовой техник на рулении, взлете и посадке выполняет свои функциональные обязанности без применения очков (очки находятся на ЗШ в походном положении), следит за сигнализацией, показаниями приборов, контролирует работу силовой установки и систем вертолета.

В горизонтальном полете и при выполнении поиска, бортовой техник контролирует работу силовой установки и систем вертолета, следит за сигнализацией и показаниями приборов, а также помогает вести осмотр внекабинного пространства, с применением очков.

Спасательные работы бортовой техник выполняет с применением очков.

При снижении и посадке на необорудованную и неосвещенную площадку, а также при взлете с такой площадки и наборе высоты всем членам экипажа с применением очков следить за препятствиями, окружающими площадку, и своевременно докладывать командиру экипажа о приближении вертолета к ним.

Полет ночью с применением очков ночного видения

Применение ОВН-1 обеспечивает возможность выполнения визуального полета ночью, взлета и посадки на необорудованные и неосвещенные площадки, проведение поисково-спасательных работ над сушей и над водной поверхностью (реки, озера, болота).

Основные тактико-технические данные вертолета при применении ОВН-1:

Диапазон истинных высот	50-200 м
Диапазон скоростей горизонтального полета	60-230 км/ч
Оптимальные скорости полета, обеспечивающие наблюдение рельефа местности и обход естественных и искусственных препятствий:	
на высотах 100...200 м	60-230 км/ч
на высотах 50...100 м	100-180 км/ч
Уровень естественной ночной освещенности (ЕНО) при которой обеспечивается работа экипажа в очках:	
при рулении, взлете, пилотировании вертолета на высотах выше 50 м, посадке на ВПП и на оборудованную и освещенную площадку	$5 \times 10^{-4} \dots 1 \text{лк}$
при выполнении поисково-спасательных работ над сушей и водной поверхностью; при посадке на необорудованную и неосвещенную площадку	$5 \times 10^{-3} \dots 1 \text{лк}$
Примечание. Освещенность ночью от естественного света на горизонтальной поверхности земли (по В.В. Шаронову) составляет:	
полная луна при ясном небе	0,2 лк
полная луна при средней облачности	0,1-0,05 лк
безлунная ясная ночь	0,002-0,001 лк
безлунная ночь при средней облачности	0,001-0,0005 лк
безлунная ночь при сплошной плотной облачности	0,0002 лк

1.3. Основные варианты загрузки и заправки вертолета. Определение центровки вертолета расчетом

1.3.1. Для обеспечения в полете центровок вертолета в допустимых пределах загрузку вертолета производить в строгом соответствии с указаниями раздела 5 настоящего РЛЭ.

1.3.2. При перевозке в грузовой кабине вертолета крупногабаритных грузов, центр тяжести которых невозможно разместить между стрелками, а также в случае изменения состава съемного оборудования данного варианта применения вертолета необходимо произвести расчет веса и центровки вертолета.

Взлетные веса и нагрузка вертолета Ми-8МТВ-5-1 для вариантов его применения приведены в Инструкции по загрузке и центровке.

Все расчеты производить в соответствии с Инструкцией по загрузке и центровке вертолета Ми-8МТВ-5-1, прикладываемой к каждому вертолету, при этом вес и центр тяжести пустого вертолета необходимо брать из формуляра.

1.3.3. В любом из вариантов вертолет может выполнять спасательные операции.

1.4. Определение предельного взлетного веса вертолета

1.4.1. Предельный взлетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному вне зоны влияния земли определять по номограммам Рис. 1.1 и 1.2, в зоне влияния земли - по номограммам Рис. 1.3 и 1.4.

На номограммах Рис. 1.1 и 1.3 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.

Примечание. При установленных на вертолет ЭВУ предельный вес вертолета, определенный по номограммам, уменьшить на 300 кгс.

1.4.2. 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.

1.4.3. Для определения приращения предельного веса вертолета относительно штилевых условий в зависимости от скорости и направления ветра использовать номограммы Рис. 1.2 и 1.4.

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 его направление при посадке расчет предельного веса производить для наиболее неблагоприятного сочетания скорости и направления ветра (ветер сзади скоростью 4-6 м/с).

1.4.4. В связи с тем что у вертолета в процессе эксплуатации тяга несущего винта на взлетном режиме работы двигателей может уменьшаться от расчетной на 200-250 кгс, а при температурах наружного воздуха ниже минус 25°C - на 500-600 кгс, перед каждым полетом необходимо выполнить контрольное висение и убедиться, что предельный вес вертолета определен правильно.

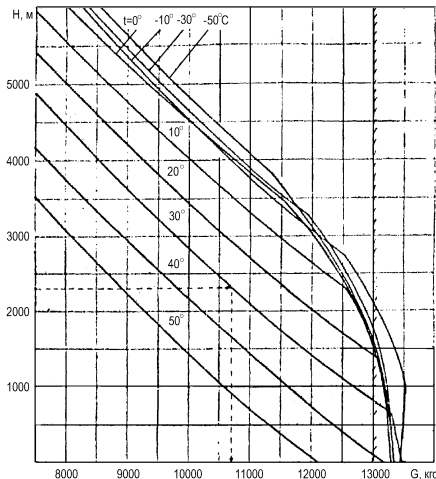


Рис. 1.1. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному без использования влияния земли (высота висения 20 м). ПОС и ПЗУ выключено

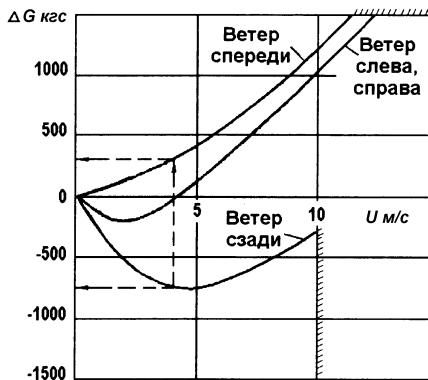


Рис. 1.2. Номограмма для определения приращения предельного веса в зависимости от скорости и направления ветра при взлете и посадке без использования влияния земли

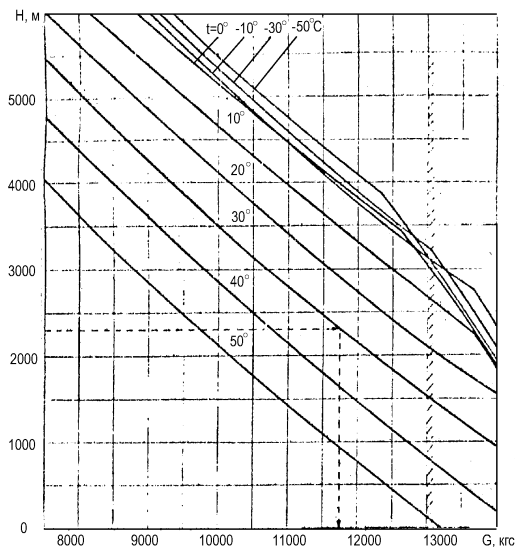


Рис. 1.3. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с использованием влияния земли (высота висения 3 м). ПЗУ и ПОС выключено.

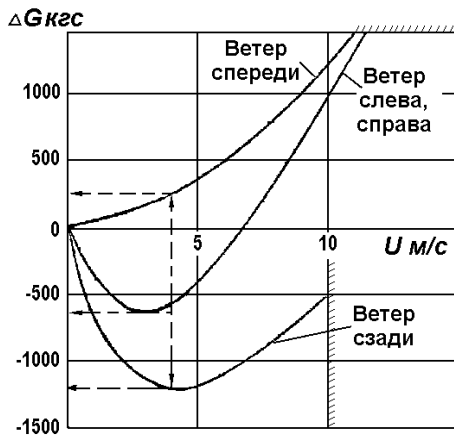


Рис. 1.4. Номограмма для определения приращения предельного веса в зависимости от скорости и направления ветра при взлете и посадке с использованием влияния земли

1.4.5. 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 плюс 30°C, скорости ветра 4 м/с.

Решение. 1. По номограмме Рис. 1.3 находим предельный полетный вес для взлета в штилевых условиях. На шкале барометрической высоты Н находим точку, соответствующую высоте 2300 м, и проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией с отметкой +30°C. Из полученной точки проводим вертикаль до горизонтальной шкалы и определяем предельный вес вертолета в штилевых условиях (11 810 кгс).

2. По номограмме Рис. 1.4 на шкале U находим точку, соответствующую скорости ветра 4 м/с, и проводим вертикальную прямую до линий с отметками "Ветер спереди", "Ветер слева, справа", "Ветер сзади".

Из полученных точек проводим горизонтали до вертикальной шкалы и определяем приращение предельного веса вертолета относительно штиля (при ветре спереди - плюс 250 кгс; при ветре слева, справа - минус 620 кгс; при ветре сзади - минус 1180 кгс)

Суммируя предельный вес вертолета для штилевых условий и приращение предельного веса для ветра 4 м/с, определяем предельный взлетный вес вертолета:

- при ветре спереди - 12060 кгс;
- при ветре слева, справа- 11190 кгс;
- при ветре сзади- 10630 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. 1.1 и 1.2.

1.4.6. Определение предельного веса вертолета при взлете и посадке по-самолетному производить по номограмме Рис. 1.3, 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.

1.4.7. Определение предельного взлетного веса вертолета при взлете с разбегом на носовом колесе производить по номограмме Рис. 1.5.

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.

1.4.8. На вертолетах, имеющих износ лопаток первой ступени компрессора двигателя ТВ3-117ВМ, при температурах наружного воздуха более 25°C предельный взлетный вес, определенный по номограммам Рис. 1.1 и 1.3, уменьшить:

- при износе 0,9-1,2 мм на 400 кгс;
- при износе более 1,2 мм на 900 кгс.

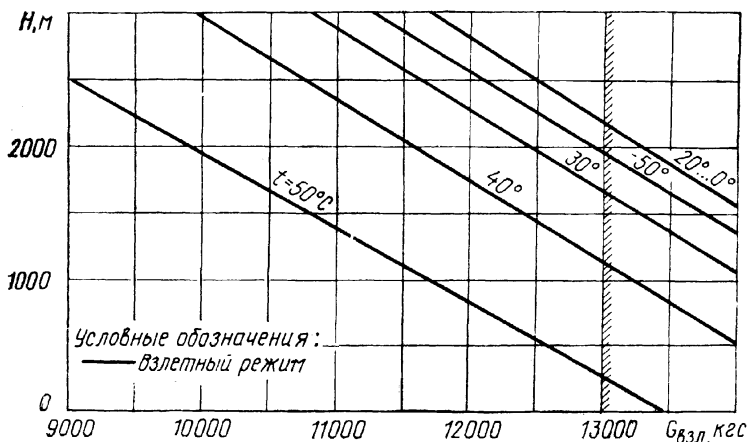


Рис. 1.5. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете по-самолетному с разбегом на носовом колесе

Перед каждым полетом в этих условиях необходимо выполнить контрольное висение и убедиться, что вертолет висит на высоте не ниже, чем это указано в соответствующей номограмме, по которой определялся предельный взлетный вес.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОДОЛЖЕНИЯ ИЛИ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ*

* Термины и определения приведены в приложении 2.

Для обеспечения продолжения взлета в случае отказа одного из двигателей, когда невозможно произвести посадку сходу, необходимо соблюдение следующих условий:

- взлетный вес вертолета при взлете по-вертолетному с использованием и без использования влияния земли должен быть не более предельного веса, определенного по номограмме Рис. 1.1 (для взлета по-вертолетному без использования влияния земли);
- при выполнении взлета режим полета необходимо выдерживать таким образом, чтобы величина скорости полета была равна численному значению текущей высоты плюс 40 (с высоты 10 м и до высоты, на которой скорость полета достигнет 120 км/ч).

Для определения безопасной скорости и критической скорости при взлете с заданным весом летчику перед полетом необходимо:

а) по номограмме Рис. 1.1 определить предельный вес вертолета для взлета по-вертолетному без использования влияния земли в фактических условиях при работе двигателей на взлетном режиме;

б) по полученному значению предельного веса и фактическому взлетному весу вертолета определить безопасную скорость:

- если взлетный вес вертолета меньше предельного на 1000 кгс и более, то безопасная скорость составляет 80 км/ч;

— при других значениях взлетного веса, меньших или равных предельному, безопасная скорость составляет 120 км/ч;

в) критические высота и скорость при взлете с площадки, расположенной на уровне моря, при температуре наружного воздуха 30°C и менее составляют:

— при безопасной скорости 80 км/ч - 20 м и 60 км/ч;

— при безопасной скорости 120 км/ч - 50 м и 90 км/ч.

При температуре более 30°C, а также с увеличением высоты расположения площадки на каждые 1000 м численные значения критических высот и скоростей необходимо увеличивать на 5;

г) при необходимости определения в фактических условиях характеристик прерванного и продолженного взлета на случай отказа одного из двигателей для заданного взлетного веса или максимально допустимого взлетного веса на заданном аэродроме (площадке) использовать рекомендации, изложенные в приложении 2 Руководства.

1.5. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Данный раздел содержит методику и материалы для выполнения инженерно-штурманского расчета полета, расчета дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета с двигателями ТВЗ-117ВМ в транспортном и боевом вариантах. В тех случаях, когда заданные высота и скорость полета и вес вертолета не совпадают со значениями, указанными в соответствующей таблице, необходимые величины определяются путем интерполяции табличных данных.

Основные термины и определения

Практическая дальность полета ($L_{\text{практ}}$) - дальность полета вертолета с заданным режимом и профилем, когда взлет выполняется с полной или заданной заправкой топливом, а выход на аэродром посадки или в точку начала маневра для захода на посадку осуществляется с запасом топлива, необходимым для снижения и захода на посадку, повторного захода по установленной схеме (по большой "коробочке", двумя разворотами на 180° или по кругу), посадки и заруливания.

Практическая продолжительность полета ($t_{\text{практ}}$) - время полета, определяемое от момента начала движения вертолета при взлете до момента покидания ВПП после посадки, на режимах и при условиях практической дальности полета.

Максимальная практическая дальность полета ($L_{\text{практ. max}}$) - практическая дальность полета, выполняемого на наивыгоднейшей высоте и режиме максимальной дальности с учетом пройденного расстояния при наборе высоты и снижении, когда взлет выполняется с полной заправкой топливом.

Максимальная практическая продолжительность полета ($t_{\text{практ. max}}$) - время полета от момента начала движения вертолета при

взлете до момента покидания ВПП после посадки при полете на наимыгоднейшей высоте и режиме максимальной продолжительности.

Тактический радиус (R) - радиус полета - максимальное расстояние, которое может пролететь вертолет на заданных высотах и скоростях от места взлета до объекта действий с выполнением поставленной задачи и возвращением в место вылета.

ОСНОВНЫЕ ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность, радиус и продолжительность полета при заданной нагрузке зависят от запаса топлива и режима полета. Режим полета задается высотой и приборной скоростью. Число оборотов несущего винта на вертолете поддерживается в определенных пределах системой автоматического регулирования.

Профиль и режим полета определяются главным образом поставленной задачей. Однако при выборе профиля и режима полета следует учитывать факторы, влияющие на дальность, радиус и продолжительность полета.

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

Во всех случаях, когда условиями задания не требуется использовать повышенные или пониженные скорости, маршрутные полеты на высотах 1500 м и ниже следует производить на скоростях наибольшей дальности или близких к ним (в пределах ± 20 км/ч). На высотах более 1500 м режимы наибольшей дальности близки или совпадают с ограничениями по скорости. В этом случае необходимо более строгое пилотирование по скорости.

Маршрутные полеты, как правило, производятся на режиме работы двигателей не более крейсерского.

При повышенной температуре наружного воздуха по сравнению со стандартной потребный режим работы двигателей может превысить крейсерский. В этом случае, если нет необходимости лететь на повышенной скорости, следует уменьшить скорость полета так, чтобы режим работы двигателей не превышал крейсерского. Уменьшение скорости, как правило, не превышает 20 км/ч.

Наибольшая продолжительность полета на высотах получается при полете вертолета с приборной скоростью 120-130 км/ч. Скорости наибольшей дальности полета указаны в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Приборная и воздушная скорости полета в стандартных условиях на режимах наибольшей дальности

Высота, м	Полетный вес 11100 кгс и менее		Полетный вес более 11100 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	-	-

Полетный вес

Нагрузка и заправка топлива определяют взлетный и посадочный вес вертолета. При заданной нагрузке заправка топлива, в основном определяющая дальность, радиус и продолжительность полета, ограничивается величиной максимально допустимого взлетного веса и располагаемой вместимостью топливных баков.

Аэродинамика вертолета

Материалы по расходу топлива приведены для вертолета Ми-8МТВ-5-1 в транспортном варианте, без внешних подвесок и дополнительных установок, с закрытой аппарелью и в боевом варианте с фермами без подвесок и с фермами с подвешенными на них блоками Б8В20-А.

При других вариантах вооружения на внешней подвеске километровые расходы топлива не хуже, чем с блоками Б8В20-А.

При выполнении полетов с открытой аппарелью грузового люка километровые и часовые расходы топлива увеличиваются по сравнению с указанными в табл. 1.4 на 4%.

При выполнении полетов с установленными на вертолет ЭВУ километровые и часовые расходы топлива по сравнению с указанными в табл. 1.4 увеличиваются на 6%.

Отбор воздуха от двигателей

Номограммы (Рис. 1.1 и 1.3) построены без учета отбора воздуха от двигателей на нужды противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей.

При включений противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей километровый и часовой расходы топлива по сравнению с указанными в табл. 1.4, 1.5 и 1.6 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. 1.6 увеличивается на 3%.

Температура наружного воздуха

Материалы по расходам топлива приведены для стандартных атмосферных условий в Табл. 1.3; 1.4; 1.5 и 1.6.

При увеличении температуры наружного воздуха от стандартной в полете на постоянной высоте и скорости, при постоянных оборотах, дальность полета изменяется мало.

При уменьшении температуры от стандартной на каждые 10°C вследствие увеличения окружных чисел М на лопастях винта и повышения по этой причине потребной мощности двигателей километровые расходы топлива увеличиваются, а дальность полета уменьшается на 3%.

Направление и скорость ветра

Вследствие относительно небольшой скорости полета вертолета влияние ветра значительно при полетах в одном направлении (перелетах), так как попутная или встречная продольная составляющая ветра воздействует на вертолет на протяжении всего маршрута. При этом в случае встречной продольной составляющей ветра увеличивается продолжительность полета по заданному маршруту, а следовательно, и расход топлива за полет.

При полетах с возвращением на аэродром вылета (полет на радиус, по замкнутому маршруту) влияние ветра менее значительно. В этом случае будут иметься участки маршрута как с попутной, так и с встречной продольной составляющей ветра, причем противоположные воздействия ветра на вертолет на этих участках будут в значительной степени компенсировать друг друга. Суммарный же эффект воздействия ветра в этом случае всегда выражается в увеличении продолжительности полета и расхода топлива.

Для учета влияния ветра вводится понятие эквивалентного ветра, который влияет на дальность полета, как и фактический ветер с его направлением.

Скорость эквивалентного ветра равна разности между путевой и воздушной скоростями.

Гарантийный запас топлива

Для обеспечения безопасности выполнения маршрутных полетов устанавливается гарантийный запас топлива, состоящий из гарантийного технического и навигационного запасов.

Гарантийный технический запас топлива - запас топлива от располагаемого, учитывающий возможные отклонения расходов топлива, принимаемых в расчетах дальности и продолжительности за счет:

- допусков на регулировку силовой установки;
- технических допусков на изготовление самолетов и двигателей;
- изменение аэродинамики вертолета и характеристик двигателей в процессе эксплуатации;
- погрешностей в определении расходов топлива при испытаниях;
- погрешностей в определении количества заправленного топлива.

Навигационный запас топлива - запас топлива учитывающий возможные изменения навигационной обстановки, обеспечения полета на запасной аэродром, неточное выдерживание в полете маршрута, уровня подготовки экипажа.

Минимальный гарантийный запас для вертолета Ми-8МТВ-5-1 принят равным 210 кг (270 л) и устанавливается равным не менее 10% для всех вариантов применения.

По указанию командира гарантийный запас топлива может быть увеличен по сравнению с минимальным в зависимости от возможного изменения тактической, навигационной, метеорологической и радиационной обстановки, сложности поставленной задачи, уровня подготовки экипажа и других факторов.

При расчетах дальности, радиуса и продолжительности полета гарантийный запас топлива вместе с невырабатываемым остатком входит в расчетный остаток топлива при посадке.

МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКОГО РАСЧЕТА (ИШР) ПОЛЕТА

Для выполнения ИШР дальности и продолжительности полета необходимо знать:

- вариант внешних подвесок вооружения и места их установки на вертолете;
 - вариант заправки топливом (с подвесными, дополнительными топливными баками или без них);
 - программу и профиль полета, выполняемые маневры и соответствующие им режимы работы двигателей, применение средств вооружения);
 - атмосферные условия (ветер по высотам, температура наружного воздуха на земле до и после полета, а также на заданной высоте полета);
 - условия захода на посадку и ее выполнение;
 - расход топлива $G_{тн}$, путь L_n и время t_n при взлете и наборе высоты в зависимости от взлетного веса вертолета (определяются по табл. 1.3);
 - километровый и часовой расходы топлива q и Q , определяемые для среднего веса вертолета на участке горизонтального полета для заданной высоты и скорости на режиме наибольшей дальности полета (по табл. 1.4);
 - расход топлива $G_{тсн}$, путь $L_{сн}$ и время $t_{сн}$ при снижении и посадке (определяются по табл. 1.5);
 - невырабатываемый остаток топлива $G_{тнев}=20$ кгс (26 л);
 - запас топлива при работе двигателей на земле $G_{тз}$;
 - гарантийный запас топлива $G_{т гар}$.
- Расход топлива на земле состоит:

– из расхода топлива на запуск и прогрев двигателей, руление на старт. При ИШР Гtz принимается равным в течение 5 мин, 30 кг (40 л) по 6 кгс в мин;

– из расхода топлива при работе двигателя АИ-9В на бортовую до запуска двигателей (по 1,25 кгс/мин или 1,7 л/мин).

В том случае, когда предусматривается применение вооружения по наземным целям, то расход топлива определяется в зависимости от необходимого времени для выполнения поставленной задачи.

Расход топлива рассчитывается из расчета 12 кгс в минуту.

Считается, что первый заход на цель производится сходу, а на повторный требуется 4 мин, при этом расходуется 50 кгс топлива, что эквивалентно уменьшению радиуса на 10 км. Время повторного захода и уменьшение радиуса может быть и больше в зависимости от условий боевого применения используемого вида вооружения.

При действиях вертолета из засады с режима висения расход топлива рассчитывается в зависимости от времени висения (по Табл. 1.6) и времени работы двигателей на земле.

Таблица 1.3

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты для вертолетов

Ми-8МТВ-5-1 с двигателями ТВЗ-117ВМ

Высота, м	Приборная скорость набора высоты, км/ч	Взлетный вес, кгс											
		10000			11000			12000			13000		
		Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин
Режим работы двигателей номинальный													
Взлет и набор высоты	-	15	-	1	15	-	1	15	-	1	15	-	1
100	120	20	-	1,5	20	-	1,5	20	-	1,5	20	-	1,5
500	120	25	-	2	25	-	2	30	-	2	30	-	2
1000	120	30	3	2,5	35	4	2,5	40	5	3	40	5	3
2000	120	45	6	3,5	55	7	4	60	9	4,5	70	10	5,5
3000	110	60	9	5	75	10	6	85	13	7	100	15	8
4000	110	80	12	6	95	15	7,5	115	19	9	140	30	11,5
4800	100	-	-	-	-	-	-	-	-	-	215	40	18
5000	100	100	16	8	115	20	9,5	155	27	13	-	-	-
6000	90	130	22	10,5	170	30	15	-	-	-	-	-	-
Режим работы двигателей до высоты 1700 м - номинальный, далее - взлетный													
Взлет и набор высоты	-	15	-	1	15	-	1	15	-	1	15	-	1
100	120	20	-	1	20	-	1	20	-	1	20	-	1
500	120	25	-	1,5	25	-	2	30	-	2	30	-	2
1000	120	35	3	2,5	40	3	3	40	4	3	45	5	3,5
2000	120	55	6	3,5	60	7	4	65	8	5	75	10	5,5
3000	110	70	9	5	80	11	6	90	13	7	105	17	8
4000	100	90	14	6,5	105	17	7,5	120	20	9	160	26	13
5000	100	110	20	9	135	25	11	190	35	16	-	-	-

Таблица 1.4

Километровый q и часовой Q расходы топлива в зависимости от веса вертолета при различных скоростях и высотах полета

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
		9000		10000		11000		12000		13000	
приборная	воздушная	q , кгс/км	Q , кгс/ч	q , кгс/км	Q , кгс/ч	q , кгс/км	Q , кгс/ч	q , кгс/км	Q , кгс/ч	q , кгс/км	Q , кгс/ч
1. Вертолет, в транспортном варианте без ферм											
Высота полета 100 м											
250	252	2,75	695	2,78	700	2,84	715	-	-	-	-
240	242	2,7	655	2,74	665	2,79	675	-	-	-	-
230	233	2,66	620	2,69	625	2,75	640	2,83	660	2,92	680
220	223	2,67	595	2,7	600	2,77	620	2,85	635	2,93	655
210	213	2,69	575	2,72	580	2,80	595	2,87	610	2,95	630
200	204	2,71	550	2,74	560	2,83	575	2,92	595	3	610
190	194	2,73	530	2,79	540	2,89	560	2,99	580	3,09	600
180	184	2,76	505	2,86	525	2,96	545	3,07	565	3,18	585
170	175	2,81	490	2,93	510	3,05	535	3,17	555	3,29	575
160	165	2,91	480	3,04	500	3,17	520	3,31	545	3,47	570
150	155	3,02	465	3,17	490	3,32	515	3,47	535	3,62	560
140	146	3,14	455	3,3	480	3,48	505	3,65	530	3,82	555
130	136	3,34	455	3,51	475	3,69	500	3,88	525	4,08	555
120	127	3,51	445	3,72	470	3,93	495	4,14	525	4,35	550
110	117	3,8	445	4,03	470	4,25	495	4,47	520	4,72	550
100	108	4,21	450	4,44	475	4,67	500	4,91	525	5,21	560
Высота полета 500 м											
250	257	2,68	690	2,74	705	2,8	720	-	-	-	-
240	247	2,6	640	2,66	655	2,73	675	-	-	-	-
230	238	2,57	610	2,63	625	2,69	640	2,75	655	2,84	675
220	227	2,55	580	2,61	595	2,68	610	2,76	625	2,86	650
210	218	2,56	555	2,62	570	2,7	585	2,76	600	2,86	620
200	208	2,57	535	2,65	550	2,73	565	2,82	585	2,92	605
190	198	2,58	510	2,68	530	2,78	550	2,88	570	2,98	590
180	187	2,64	495	2,74	515	2,84	530	2,95	555	3,05	570
170	178	2,71	485	2,82	500	2,93	520	3,05	545	3,16	565
160	168	2,82	475	2,93	490	3,04	510	3,17	530	3,32	555
150	158	2,91	460	3,04	480	3,17	500	3,32	525	3,50	550
140	149	3,04	450	3,2	475	3,37	500	3,53	525	3,69	550
130	138	3,22	445	3,32	460	3,54	490	3,73	515	3,96	545
120	129	3,38	435	3,59	460	3,8	490	4,01	515	4,22	545
110	119	3,65	435	3,82	455	4,09	485	4,32	515	4,58	545
100	110	3,98	435	4,21	460	4,45	485	4,7	515	5,00	550
Высота полета 1000 м											
250	263	2,61	685	2,66	700	2,78	730	-	-	-	-
240	253	2,54	640	2,59	655	2,68	675	-	-	-	-
230	244	2,49	605	2,55	620	2,62	640	2,70	655	2,79	680
220	233	2,44	570	2,49	580	2,57	600	2,66	620	2,77	645
210	223	2,45	545	2,52	560	2,6	580	2,68	595	2,77	615
200	213	2,46	525	2,53	540	2,61	555	2,7	575	2,80	595
190	203	2,47	510	2,56	520	2,65	535	2,75	555	2,84	675
180	192	2,51	480	2,62	505	2,72	520	2,83	545	2,94	665
170	183	2,58	470	2,68	490	2,79	510	2,9	530	3,01	550
160	172	2,68	460	2,79	480	2,9	500	3,02	520	3,16	545
150	162	2,77	445	2,89	465	3,02	490	3,17	510	3,33	545
140	153	2,91	440	3,02	460	3,17	485	3,35	510	3,56	545
130	142	3,08	435	3,21	455	3,39	480	3,6	510	3,84	545
120	132	3,22	425	3,4	450	3,6	475	3,82	505	4,07	540

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
приборная	воздушная	9000		10000		11000		12000		13000	
		q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
110	122	3,47	425	3,68	450	3,91	475	4,15	505	4,45	540
100	112	3,78	425	3,99	450	4,22	475	4,49	505	4,8	540
Высота полета 2000 м											
230	256	2,38	610	2,46	630	2,54	650	-	-	-	-
220	245	2,32	570	2,39	585	2,48	605	-	-	-	-
210	234	2,24	525	2,33	545	2,44	570	-	-	-	-
200	224	2,27	510	2,34	525	2,42	540	-	-	-	-
190	213	2,28	485	2,35	500	2,43	515	2,56	545	2,72	580
180	202	2,32	470	2,38	480	2,48	500	2,6	525	2,76	555
170	192	2,38	455	2,44	470	2,53	485	2,67	510	2,84	545
160	181	2,42	440	2,51	455	2,62	475	2,78	505	2,97	535
150	170	2,51	425	2,62	445	2,74	465	2,89	490	3,1	525
140	160	2,63	420	2,73	435	2,87	460	3,05	490	3,27	525
130	150	2,77	415	2,9	435	3,08	460	3,29	490	3,53	530
120	139	2,97	410	3,1	430	3,3	460	3,54	490	3,83	530
110	128	3,15	405	3,33	425	3,57	455	3,85	490	4,18	535
100	118	3,38	400	3,59	425	3,87	455	4,19	495	4,56	540
Высота полета 3000 м											
210	246	2,17	535	2,26	555	2,41	595	-	-	-	-
200	236	2,13	500	2,23	525	2,36	555	-	-	-	-
190	224	2,12	475	2,23	500	2,36	530	-	-	-	-
180	212	2,13	450	2,24	475	2,37	505	-	-	-	-
170	202	2,14	430	2,25	455	2,39	485	-	-	-	-
160	190	2,18	415	2,28	435	2,42	460	2,65	505	2,94	560
150	179	2,25	400	2,37	425	2,53	450	2,75	490	3,05	545
140	168	2,35	395	2,48	415	2,66	445	2,89	485	3,2	540
130	157	2,48	390	2,63	410	2,83	445	3,07	480	3,41	535
120	146	2,67	390	2,83	410	3,04	445	3,3	480	3,67	535
110	135	2,86	385	3,07	410	3,32	445	3,62	485	4,02	540
100	124	3,07	380	3,3	410	3,6	445	3,95	490	4,4	545
Высота полета 4000 м											
170	213	2	425	2,14	455	2,36	500	-	-	-	-
160	201	2,02	405	2,16	435	2,41	485	-	-	-	-
150	188	2,06	385	2,22	420	2,47	465	-	-	-	-
140	177	2,14	380	2,3	405	2,55	450	-	-	-	-
130	165	2,24	370	2,44	400	2,7	445	-	-	-	-
120	154	2,38	365	2,61	400	2,88	445	3,23	495	3,85	590
110	142	2,59	365	2,81	400	3,12	445	3,54	500	4,08	580
100	131	2,83	370	3,09	405	3,44	450	3,87	505	4,5	590
Высота полета 5000 м											
130	174	2,09	365	2,37	415	2,8	490	-	-	-	-
120	163	2,18	355	2,5	405	3	485	-	-	-	-
110	150	2,38	355	2,69	400	3,15	470	-	-	-	-
100	138	2,6	360	2,94	405	3,41	470	-	-	-	-
Высота полета 6000 м											
100	145	2,62	380	3,31	480	4,62	665	-	-	-	-
2. Вертолет, в транспортном варианте с фермами											
Высота полета 100 м											
250	252	2,83	715	2,9	730	2,98	750	-	-	-	-
240	242	2,78	670	2,85	690	2,93	710	-	-	-	-
230	233	2,75	640	2,81	655	2,87	670	2,95	685	3,03	705
220	223	2,75	615	2,81	625	2,87	640	2,95	660	3,03	675
210	213	2,76	590	2,82	600	2,88	615	2,96	630	3,04	645

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
		9000		10000		11000		12000		13000	
приборная	воздушная	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
200	204	2,77	565	2,83	575	2,9	590	2,98	610	3,07	625
190	194	2,78	540	2,85	555	2,95	570	3,05	590	3,15	610
180	184	2,83	520	2,92	535	3,02	555	3,12	575	3,22	595
170	175	2,86	500	2,97	520	3,08	540	3,20	560	3,37	590
160	165	2,94	485	3,06	505	3,2	530	3,34	550	3,51	580
150	155	3,06	475	3,21	500	3,36	520	3,5	540	3,65	565
140	146	3,16	460	3,33	485	3,5	510	3,67	535	3,84	560
130	136	3,36	455	3,53	480	3,71	505	3,9	530	4,1	555
120	127	3,54	450	3,74	475	3,95	500	4,17	530	4,37	555
110	117	3,82	445	4,05	475	4,28	500	4,5	530	4,75	555
100	108	4,21	455	4,46	480	4,69	505	4,93	535	5,23	565
Высота полета 500 м											
250	257	2,77	710	2,85	735	2,93	755	-	-	-	-
240	247	2,72	670	2,79	690	2,86	705	-	-	-	-
230	238	2,68	640	2,74	650	2,81	670	2,89	690	2,98	710
220	227	2,67	605	2,73	620	2,79	635	2,86	650	2,95	670
210	218	2,67	580	2,73	595	2,78	605	2,85	620	2,94	640
200	208	2,68	555	2,74	569	2,79	580	2,86	595	2,96	615
190	198	2,69	530	2,75	545	2,83	560	2,93	580	3,04	600
180	187	2,72	510	2,8	525	2,89	540	2,99	560	3,1	580
170	178	2,74	490	2,86	510	2,97	530	3,08	550	3,2	570
160	168	2,85	480	2,95	495	3,08	515	3,21	540	3,36	565
150	158	2,94	465	3,07	485	3,21	505	3,36	530	3,54	560
140	149	3,07	455	3,23	480	3,4	505	3,56	525	3,72	555
130	138	3,24	445	3,4	470	3,57	495	3,76	520	3,98	550
120	129	3,41	440	3,62	465	3,83	495	4,03	520	4,23	545
110	119	3,67	435	3,84	460	4,11	490	4,34	515	4,6	545
100	110	4,00	440	4,23	465	4,47	490	4,72	520	5,02	550
Высота полета 1000 м											
250	263	2,7	710	2,76	725	2,87	755	-	-	-	-
240	253	2,66	670	2,72	690	2,79	705	-	-	-	-
230	244	2,61	635	2,67	650	2,74	670	2,83	690	2,92	710
220	233	2,57	600	2,62	610	2,68	625	2,77	645	2,92	680
210	223	2,55	570	2,6	580	2,66	595	2,75	615	2,9	645
200	213	2,56	545	2,61	555	2,67	570	2,76	590	2,91	620
190	203	2,57	520	2,62	530	2,71	550	2,81	570	2,92	595
180	192	2,59	495	2,67	515	2,77	530	2,87	550	2,98	570
170	183	2,63	480	2,73	500	2,83	520	2,94	540	3,06	560
160	172	2,72	470	2,82	485	2,93	505	3,06	525	3,21	555
150	162	2,81	455	2,93	475	3,06	495	3,2	520	3,36	545
140	153	2,94	450	3,04	465	3,2	490	3,38	515	3,59	545
130	142	3,1	440	3,24	460	3,42	485	3,63	515	3,86	550
120	132	3,24	425	3,43	450	3,63	480	3,84	505	4,09	540
110	122	3,49	425	3,7	450	3,93	480	4,17	505	4,45	540
100	112	3,80	425	4,01	450	4,24	480	4,51	505	4,82	540
Высота полета 2000 м											
230	256	2,50	640	2,55	650	2,67	685	-	-	-	-
220	245	2,41	590	2,49	610	2,61	640	-	-	-	-
210	234	2,36	550	2,45	575	2,57	600	-	-	-	-
200	224	2,34	525	2,42	540	2,53	565	-	-	-	-
190	213	2,34	500	2,43	515	2,53	540	2,63	560	2,81	600
180	202	2,35	475	2,44	495	2,54	519	2,66	535	2,84	575
170	192	2,4	460	2,48	475	2,58	495	2,7	520	2,88	555

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
приборная	воздушная	9000		10000		11000		12000		13000	
		q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
160	181	2,44	440	2,54	460	2,65	480	2,79	505	3	545
150	170	2,53	430	2,64	450	2,76	470	2,92	495	3,14	535
140	160	2,65	425	2,75	440	2,9	465	3,09	495	3,29	525
130	150	2,8	420	2,94	440	3,12	465	3,33	500	3,6	540
120	139	2,99	415	3,12	435	3,33	465	3,58	500	3,88	540
110	128	3,18	405	3,37	430	3,6	460	3,9	500	4,22	540
100	118	3,4	400	3,61	425	3,9	460	4,23	500	4,59	540
Высота полета 3000 м											
210	246	2,27	560	2,39	590	2,54	625	-	-	-	-
200	236	2,25	530	2,34	550	2,49	585	-	-	-	-
190	224	2,21	495	2,3	515	2,47	555	-	-	-	-
180	212	2,2	465	2,29	485	2,44	515	-	-	-	-
170	202	2,21	445	2,3	465	2,46	495	-	-	-	-
160	190	2,23	425	2,33	445	2,48	470	2,7	515	3	570
150	179	2,28	410	2,4	430	2,56	460	2,79	500	3,14	560
140	168	2,37	400	2,5	420	2,68	450	2,92	490	3,29	550
130	157	2,51	395	2,65	415	2,85	445	3,12	490	3,5	550
120	146	2,69	390	2,86	415	3,07	445	3,35	490	3,75	550
110	135	2,87	385	3,06	415	3,31	445	3,63	490	4,08	550
100	124	3,09	385	3,33	415	3,63	450	3,99	495	4,46	555
Высота полета 4000 м											
170	213	2,06	440	2,23	475	2,5	530	-	-	-	-
160	201	2,07	415	2,25	450	2,53	510	-	-	-	-
150	188	2,1	395	2,28	430	2,56	480	-	-	-	-
140	177	2,15	380	2,34	415	2,62	465	-	-	-	-
130	165	2,26	370	2,47	410	2,78	460	-	-	-	-
120	154	2,4	370	2,65	410	2,92	450	3,46	530	4,17	640
110	142	2,61	370	2,84	405	3,16	450	3,72	530	4,5	640
100	131	2,86	375	3,12	410	3,47	455	4	525	4,8	630
Высота полета 5000 м											
130	174	2,12	370	2,45	425	3,03	525	-	-	-	-
120	163	2,25	365	2,61	425	3,25	525	-	-	-	-
110	150	2,41	360	2,76	415	3,5	525	-	-	-	-
100	138	2,62	360	3	415	3,76	520	-	-	-	-
Высота полета 5500 м											
100	140	2,43	375	2,92	450	3,75	575	-	-	-	-
3. Вертолет, в боевом варианте											
Высота полета 100 м											
250	252	3,06	770	3,15	795	3,23	815	-	-	-	-
240	242	2,97	720	3,06	740	3,14	760	-	-	-	-
230	233	2,9	675	2,98	695	3,06	715	3,14	730	3,22	750
220	223	2,85	635	2,94	655	3,01	670	3,09	690	3,17	705
210	213	2,83	605	2,91	620	2,99	635	3,07	655	3,15	670
200	204	2,84	580	2,92	595	3	610	3,08	630	3,16	645
190	194	2,85	555	2,93	570	3,01	585	3,09	600	3,19	620
180	184	2,88	530	2,97	545	3,07	565	3,17	585	3,27	605
170	175	2,91	510	3,02	530	3,13	545	3,25	570	3,42	600
160	165	2,98	490	3,1	510	3,24	535	3,38	560	3,55	585
150	155	3,1	480	3,25	505	3,4	525	3,54	550	3,69	570
140	146	3,2	465	3,37	495	3,54	515	3,71	540	3,88	565
130	136	3,39	460	3,56	485	3,74	510	3,93	535	4,13	560
120	127	3,57	455	3,77	480	3,98	505	4,2	535	4,4	560
110	117	3,85	450	4,08	480	4,31	505	4,53	530	4,78	560

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
		9000		10000		11000		12000		13000	
приборная	воздушная	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
100	108	4,24	455	4,49	485	4,72	510	4,96	535	5,26	570
Высота полета 500 м											
250	257	3	770	3,1	795	3,2	820	-	-	-	-
240	247	2,93	725	3,01	745	3,1	765	-	-	-	-
230	238	2,83	675	2,91	695	3	715	3,08	735	3,17	755
220	227	2,79	635	2,87	650	2,95	670	3,02	685	3,1	705
210	218	2,75	600	2,83	615	2,91	635	2,99	650	3,07	670
200	208	2,77	575	2,84	590	2,92	605	3	625	3,08	640
190	198	2,78	550	2,85	565	2,93	580	3,01	595	3,1	613
180	187	2,79	520	2,86	535	2,95	550	3,05	570	3,16	590
170	178	2,8	500	2,91	515	3,02	540	3,13	560	3,25	580
160	168	2,89	485	2,99	500	3,12	525	3,25	545	3,41	570
150	158	2,98	470	3,11	490	3,25	515	3,4	540	3,58	565
140	149	3,11	465	3,27	485	3,44	510	3,6	535	3,76	560
130	138	3,27	450	3,43	475	3,60	495	3,79	525	4,01	555
120	129	3,44	445	3,65	470	3,86	495	4,06	525	4,27	550
110	119	3,7	440	3,87	460	4,14	490	4,37	520	4,61	550
100	110	4,03	445	4,26	470	4,5	495	4,75	525	5,05	555
Высота полета 1000 м											
250	263	2,95	775	3,05	800	3,15	830	-	-	-	-
240	253	2,87	725	2,97	750	3,06	775	-	-	-	-
230	244	2,78	680	2,86	700	2,94	715	3,02	735	3,1	755
220	233	2,72	635	2,79	650	2,86	665	2,93	685	3,03	705
210	223	2,66	595	2,75	615	2,82	630	2,9	645	2,99	665
200	213	2,66	565	2,75	585	2,82	600	2,9	615	3	640
190	203	2,67	540	2,76	560	2,83	575	2,91	590	3,01	610
180	192	2,68	515	2,77	530	2,84	545	2,92	560	3,03	580
170	183	2,69	490	2,78	510	2,88	525	2,99	545	3,11	570
160	172	2,76	475	2,86	490	2,97	510	3,1	535	3,25	560
150	162	2,85	460	2,97	480	3,1	505	3,24	525	3,4	555
140	153	2,98	455	3,08	470	3,24	495	3,42	520	3,63	555
130	142	3,13	445	3,27	465	3,45	490	3,66	520	3,89	550
120	132	3,27	430	3,46	455	3,66	485	3,87	510	4,12	545
110	122	3,52	430	3,73	455	3,96	485	4,2	510	4,48	550
100	112	3,83	430	4,04	455	4,27	480	4,54	510	4,87	550
Высота полета 2000 м											
230	256	2,75	705	2,81	720	2,87	735	-	-	-	-
220	245	2,64	645	2,71	665	2,8	685	-	-	-	-
210	234	2,55	595	2,62	615	2,7	630	-	-	-	-
200	224	2,48	555	2,55	510	2,63	590	-	-	-	-
190	213	2,45	520	2,52	535	2,60	553	2,7	575	2,86	610
180	202	2,46	495	2,53	510	2,61	525	2,72	550	2,89	585
170	192	2,47	475	2,54	490	2,63	505	2,76	530	2,94	565
160	181	2,48	450	2,58	465	2,69	485	2,83	510	3,03	550
150	170	2,56	435	2,67	455	2,79	475	2,94	500	3,17	540
140	160	2,68	430	2,78	445	2,94	470	3,12	500	3,32	530
130	150	2,82	425	2,97	445	3,15	470	3,36	505	3,66	550
120	139	3	415	3,15	435	3,35	465	3,63	505	3,95	550
110	128	3,21	410	3,37	433	3,62	465	3,95	505	4,29	550
100	118	3,43	405	3,63	433	3,93	465	4,26	595	4,66	550
Высота полета 3000 м											
210	246	2,48	610	2,55	625	2,67	655	-	-	-	-

Скорость полета, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
приборная	воздушная	9000		10000		11000		12000		13000	
		q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
200	236	2,38	560	2,46	580	2,58	610	-	-	-	-
190	224	2,31	515	2,39	535	2,51	560	-	-	-	-
180	212	2,26	480	2,35	500	2,48	525	-	-	-	-
170	202	2,27	460	2,36	475	2,51	505	-	-	-	-
160	190	2,3	475	2,38	450	2,53	480	2,75	520	3,13	595
150	179	2,33	415	2,43	435	2,59	465	2,83	505	3,27	585
140	168	2,4	405	2,52	425	2,71	455	2,96	495	3,4	570
130	157	2,53	395	2,68	420	2,88	450	3,16	495	3,6	565
120	145	2,71	395	2,89	420	3,1	450	3,38	495	3,85	565
110	135	2,91	395	3,1	420	3,47	450	3,67	495	4,15	560
100	124	3,12	385	3,36	415	3,66	455	4,03	500	4,54	565
Высота полета 4000 м											
170	213	2,12	450	2,28	485	2,6	555	-	-	-	-
160	201	2,13	430	2,29	460	2,62	526	-	-	-	-
150	188	2,14	400	2,32	435	2,66	500	-	-	-	-
140	177	2,19	385	2,38	420	2,71	480	-	-	-	-
130	165	2,27	375	2,52	415	2,85	470	-	-	-	-
120	154	2,43	375	2,68	410	3,02	465	3,65	560	4,5	695
110	142	2,64	375	2,86	405	3,22	455	3,95	560	4,9	695
100	131	2,89	380	3,15	410	3,5	460	4,18	545	5,3	695
Высота полета 5000 м											
130	174	2,15	375	2,61	455	3,6	625	-	-	-	-
120	163	2,31	375	2,74	445	3,7	605	-	-	-	-
110	150	2,44	365	2,9	435	4	600	-	-	-	-
100	138	2,64	365	3,06	425	4,32	595	-	-	-	-
Высота полета 5500 м											
100	140	2,48	380	3,03	465	3,94	605	-	-	-	-

Таблица 1.5

Расход топлива, путь и время при снижении и посадке

Высота начала снижения, м	Приборная скорость, км/ч	Вертикальная скорость снижения, м/с	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин
Снижение и посадка	-	-	15	-	1
100	120-130	2-4	20	-	2
500	140-150	5-6	25	5	3
1000	140-150	5-6	30	10	4
2000	140-150	5-6	45	20	7
3000	140-150	5-6	60	30	11
4000	120	3-4	90	40	17
5000	120	3-4	130	55	25

Таблица 1.6

Часовой расход топлива (кгс/ч) при висении вертолета вне зоны влияния земли

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	-	-	-

При расчете радиуса при выполнении в конечном пункте маршрута разгрузки и погрузки расход топлива при работе двигателей на земле в течение 8 мин составляет 48 кгс (62 л).

По окончании расчета при решении любой задачи должны быть полностью известны весовые данные вертолета на планируемый полет: взлетный вес $G_{взл}$, посадочный вес $G_{пос}$, запас топлива при взлете G_t взл, вес нагрузки $G_{нагр}$.

Вес вертолета, вес нагрузки и запас топлива на вертолете связаны соотношением

$$G = G_{снар} + G_{нагр} + G_t,$$

где G и G_t - текущие значения веса вертолета и запаса топлива.

При этом взлетный вес и расчетный посадочный вес вертолета определяются по формулам:

$$G_{взл} = G_{снар} + G_{нагр} + G_t \text{ взл},$$

$$G_t \text{ взл} = G_t \text{ полн} - G_t \text{ з},$$

$$G_{пос} = G_{снар} + G_{нагр} + G_t \text{ пос},$$

$$G_t \text{ пос} = G_t \text{ гар} + G_t \text{ невыр},$$

где:

- $G_{взл}$ и G_t взл - взлетный вес вертолета и запас топлива при взлете;
- $G_{пос}$ и G_t пос - расчетный посадочный вес вертолета и расчетный остаток топлива при посадке;
- $G_{снар}$ - вес снаряженного вертолета (вес вертолета без топлива и нагрузки), в который входит вес пустого вертолета по формулярным данным, вес снаряжения и экипажа;
- $G_{нагр}$ - вес нагрузки, в которую входит вес перевозимого груза, вес дополнительных членов экипажа, вес приспособлений и оборудования, необходимого для перевозки груза и веса боевой нагрузки;
- G_t полн - полный запас топлива на борту вертолета перед запуском двигателей.

Таблица 1.7

Вместимость топливной системы и полный запас топлива

Баки	Вместимость, л	Полный запас топлива при заправке, кгс	
		ТС-1 или Т-7 плотностью 0,775 кг/л	Т-1 плотностью 0,800 кг/л
Основные (расходный протектированный и подвесные увеличенной емкости с ППУ)	2575	1997	2060
Основные и один дополнительный с ППУ	3470	2691	2776
Основные и два дополнительных с ППУ	4365	3385	3492
Основные и три дополнительных с ППУ	5260	4076	4208
Основные и четыре дополнительных с ППУ	6155	4785	4924

При определении весовых данных вертолета следует руководствоваться Руководством по загрузке и центровке вертолета Ми-8МТВ-5-1 с учетом ограничений; изложенных в разделе 2.

Максимальные значения полного запаса топлива не должны превышать величин, указанных в табл. 1.7 для расчетных значений плотности топлива, или величин, получаемых умножением вместимости топливной системы на фактическую плотность, когда она известна.

МЕТОДИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКОГО РАСЧЕТА

Порядок инженерно-штурманского расчета, расчета дальности, радиуса и продолжительности полета и количества заправляемого топлива зависит от конкретных особенностей заданного профиля полета и исходных данных в решаемой задаче.

Расчет полета по любому профилю состоит в последовательном определении на каждом участке профиля пройденного пути и времени полета на заданном режиме, количества израсходованного на участке топлива, веса вертолета, остатка топлива в начальной и конечной точках участка.

Перед началом расчета - профиль полета разбивается граничными точками на участки набора высоты, снижения, горизонтального полета с постоянной скоростью и другие характерные участки полета.

В число граничных точек включаются также контрольные ориентиры (КО), в которых будут контролироваться остаток топлива и другие параметры полета.

Для наглядности и удобства проведения вычислений, их проверки и контроля расчет рекомендуется сводить в таблицу, (см. табл. 1.8), над которой схематически изображен, профиль полета. Вначале в таблицу вносятся исходные данные и величины, которые непосредственно могут быть определены по исходным данным.

Таблица 1.8.

H, м					
80					
60					
40					
20					
0					
Длина участка, км		180		180	
Общая длина, км		180		360	
Приборная скорость полета, км/ч	120	230	230	230	120
Воздушная скорость, км/ч		233	233	233	
Продолжительность полета на участке, ч.мин	0,01	0,46	0,04	0,46	0,02
Общая продолжительность полета, ч.мин	0,01	0,47	0,51	1,37	1,39
Часовой расход топлива, кгс/ч		700		700	
Километровый расход топлива, кгс/км		3,01		3,00	
Расход топлива на участке, кгс	20	540	50	540	20
Остаток топлива, кгс	1420	1400	860	810	270
Полетный вес, кгс	10960	10940	10400	10350	9790

В зависимости от задания на полет и заданных (известных) исходных данных ИШР выполняется с целью:

- определения количества топлива, необходимого для перевозки заданного груза на заданную дальность;
- определения максимальной дальности (радиуса) полета при перевозке заданного груза;
- определения максимального веса груза, который можно перевезти на заданную дальность.

а) Порядок выполнения ИШР по определению количества топлива, необходимого для перевозки заданного груза на заданную дальность.

Так как в этом случае не известен взлетный вес и запас топлива, то расчет начинается с определения посадочного веса вертолета.

1. Посадочный вес при посадке:

$$G_{\text{пос}} = G_{\text{снар}} + G_{\text{нагр}} + G_{\text{гар}} + G_{\text{невыр}}$$

2. Расход топлива, путь и время при снижении и посадке.

Определяется для посадочного веса и заданной высоты полета по Табл.1.5

3. Полетный вес в конце горизонтального участка перед снижением и посадкой:

$$G_{\text{кон}} = G_{\text{пос}} - G_{\text{сн}}$$

4. Средний вес вертолета на горизонтальном участке:

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{кон}} + 0,5 L g_{\text{кон}}$$

Где: $g_{\text{кон}}$ - километровый расход топлива на заданной скорости и высоте полета для полетного веса в конце горизонтального участка ΔL ;

$$\Delta L = L - (L_{\text{сн}} + L_{\text{наб}})$$

L - заданная дальность полета.

Если длина пути при снижении известна, то длина пути при наборе берется ориентировочно для определенного среднего веса из Табл. 1.3.

5. Километровый расход $g_{\text{ср}}$ для $G_{\text{ср}}$ при заданной конфигурации вертолета из Табл. 1.4.

6. Если полет выполняется при наличии ветра, то из Табл. 1.10 находится значение эквивалентного ветра, а по графику Рис. 1.24 определяется путь вертолета соответствующий эквивалентному ветру.

7. Расход топлива на горизонтальном участке полета

$$G_{\text{т г.п.}} = L \times g_{\text{ср}}$$

8. Если полет выполняется с включенной ПОС, то расход топлива $G_{\text{т г.п.}}$ умножается на коэффициент увеличения расхода.

9. Вес в начале участка горизонтального полета

$$G_{\text{нач}} = G_{\text{кон}} + G_{\text{т г.п.}}$$

10. Уточняем значения длины пути, времени и расхода при наборе высоты для $G_{\text{нач}}$ по Табл. 1.3.

11. Взлетный вес вертолета

$$G_{\text{взл}} = G_{\text{нач}} + G_{\text{т наб}}$$

12. Количество заправаемого топлива $G_{\text{т запр}}$

$$G_{\text{т запр}} = G_{\text{тз}} + G_{\text{т наб}} + G_{\text{т г.п.}} + G_{\text{т сн}} + G_{\text{т гар}} + G_{\text{т невыр}}$$

Количество топлива не должно превышать указанное в Табл.1.7

13. Значение взлетного веса не должно превышать 13000 кгс или быть больше предельного, определенного по номограммам РЛЭ. Тоже относится и к посадочному весу.

б) При выполнении ИШР по определению максимальной дальности (радиуса) полета при перевозке заданного груза известны взлетный и посадочный веса.

Расчет дальности начинается с участка взлета и набора высоты, а от конца полета расчет ведется до начала участка снижения. Расчет радиуса полета ведется одновременно с начала и конца полета.

в) При выполнении ИШР по определению максимального веса груза, который можно перевезти на заданную дальность.

В этом случае, исходя из полученного в расчете посадочного веса, веса снаряженного вертолета и принятого расчетного остатка топлива при посадке находится максимальный вес перевозимого груза.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ, РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА, ЗАПРАВКИ ТОПЛИВА ПРИ ПОЛЕТЕ НА ПОСТОЯННОЙ ВЫСОТЕ И РЕЖИМЕ НАИБОЛЬШЕЙ ДАЛЬНОСТИ С ПОМОЩЬЮ ГРАФИКОВ

Графики Рис. 1.6-1.23 рассчитаны для полета на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности и связывают между собой пройденное вертолетом расстояние L от взлета до посадки, потребное для этого количество топлива (расход топлива за полет), взлетный и посадочный вес вертолета. Задавшись двумя любыми величинами, можно найти на графике точку и определить недостающие величины.

а) Определение максимальной дальности полета при перевозке заданного груза.

Для определения максимальной дальности полета при перевозке заданного груза с помощью графиков Рис. 1.6- 1.23 необходимо:

- знать максимальный взлетный вес для конкретных условий взлета (Рис. 1.1-1.4), вес снаряженного вертолета и вес нагрузки с учетом веса приспособлений для перевозки груза;
- определить, исходя из максимального взлетного веса вертолета, запас топлива при взлете $G_{т\text{ взл}} = G_{взл} - G_{снар} - G_{нагр}$;
- найти полный запас топлива (заправку):

$$G_{т\text{ полн}} = G_{т\text{ взл}} + G_{т\text{ з}}$$

и проверить, используя табл. 1.7, размещается ли найденное количество топлива в баках вертолета; если не размещается, то уточнить взлетный вес, исходя из указанного в таблице 1.7;

- определить расходуемый запас топлива для полета:

$$G_{т\text{ расх}} = G_{т\text{ полн}} - G_{т\text{ з}} - G_{т\text{ гар}} - G_{т\text{ невыр}};$$

- на графике, соответствующем заданной высоте полета, по значениям взлетного веса и расходуемого запаса топлива на полет определить дальность полета L .

б) Определение заправки топлива при полете на заданную дальность с данной нагрузкой.

Определение заправки топлива в этом случае производится методом последовательных приближений, так как взлетный вес вертолета заранее не известен. Задавшись ориентировочным значением взлетного веса, по соответствующему графику на Рис. 1.6-1.23 для заданной дальности полета находится запас топлива при взлете. По этой величине, весу снаряженного вертолета и весу нагрузки подсчитывается взлетный вес вертолета и затем по тому же графику вновь определяется запас топлива при взлете.

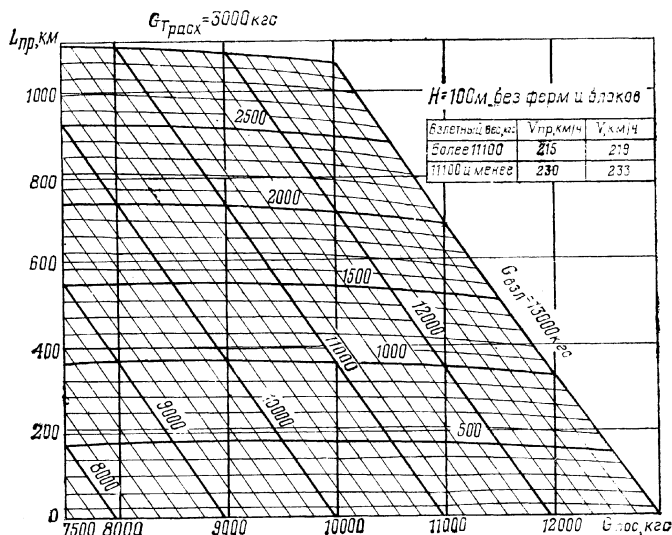


Рис. 1.6. Дальность полета на высоте 100 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

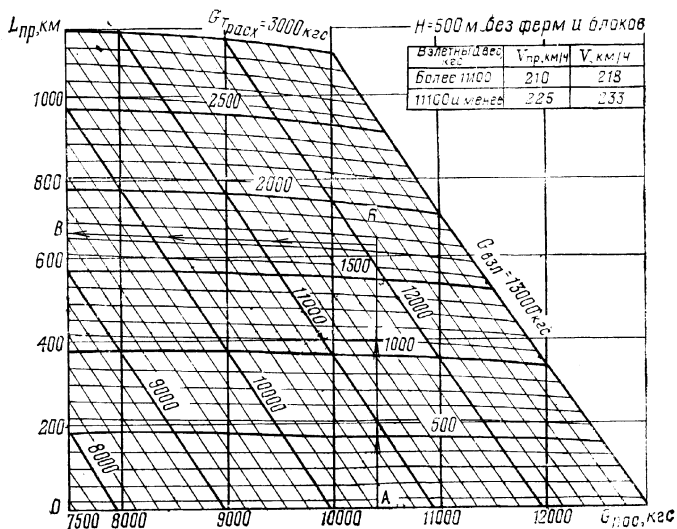


Рис. 1.7. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

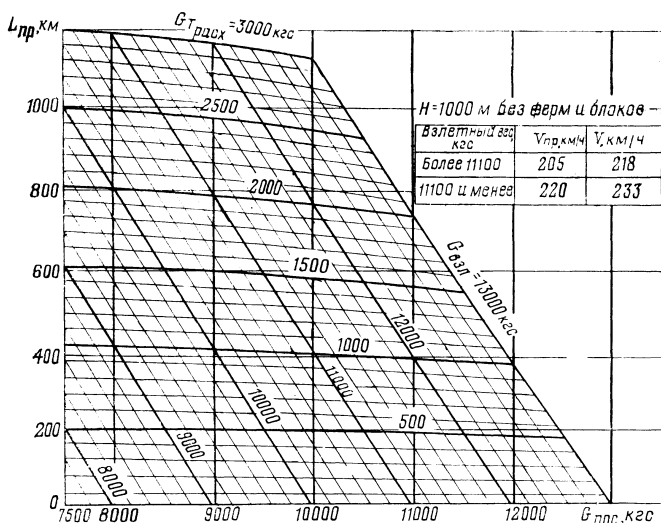


Рис. 1.8. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

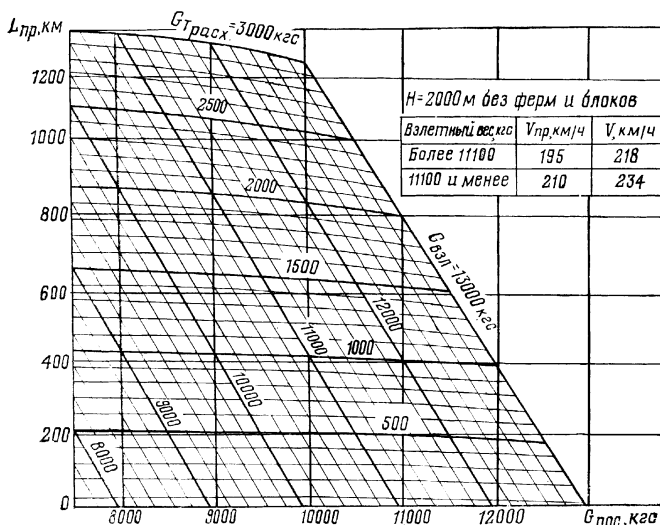


Рис. 1.9. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

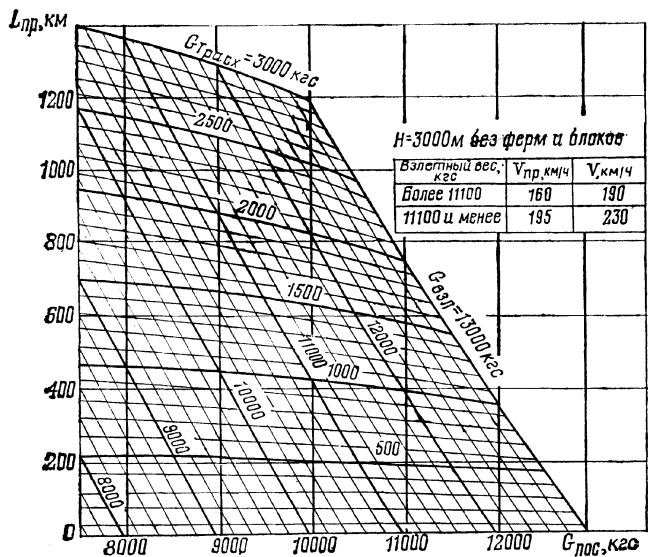


Рис. 1.10. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

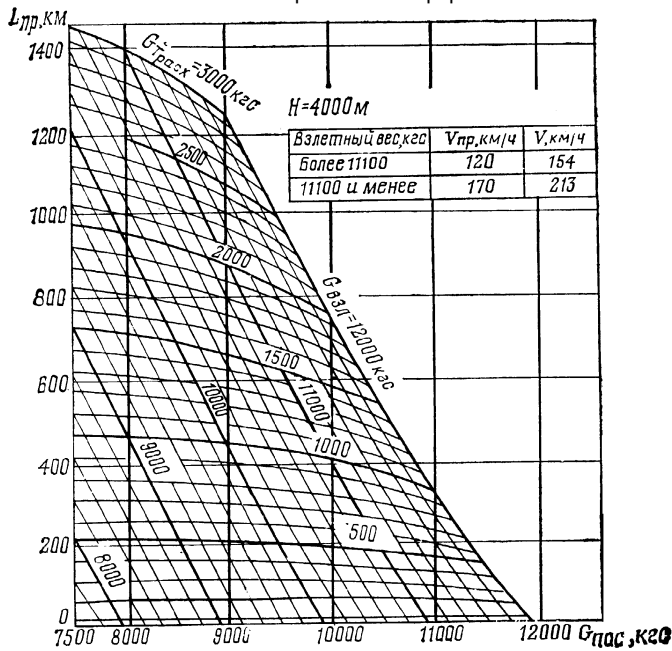


Рис. 1.11. Дальность полета на высоте 4000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

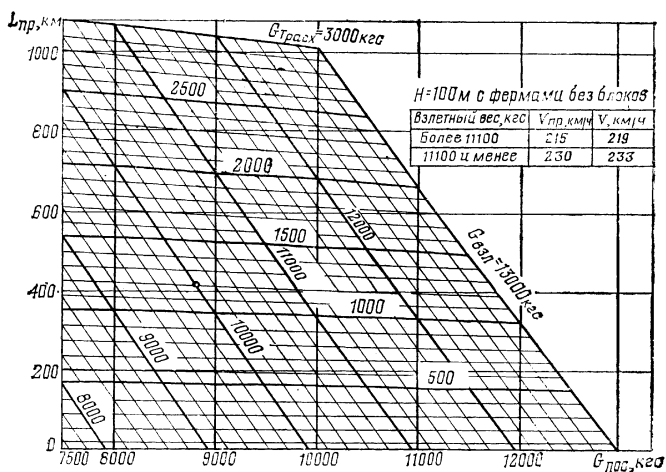


Рис. 1.12. Дальность полета на высоте 100 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

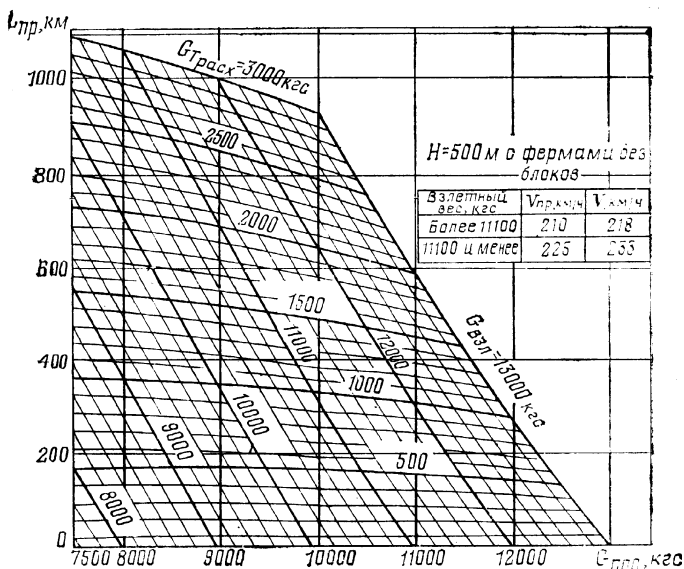


Рис. 1.13. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

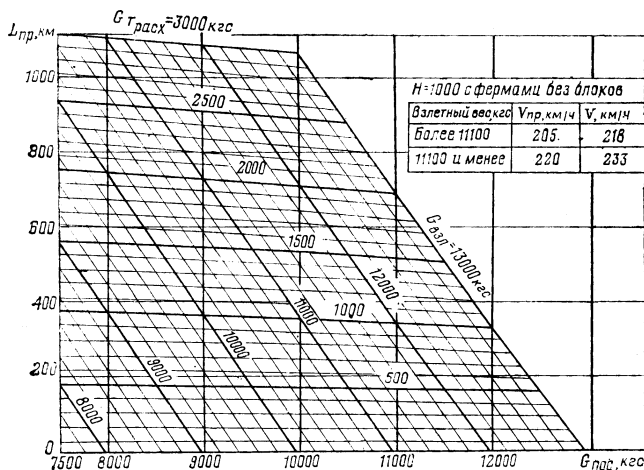


Рис. 1.14. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

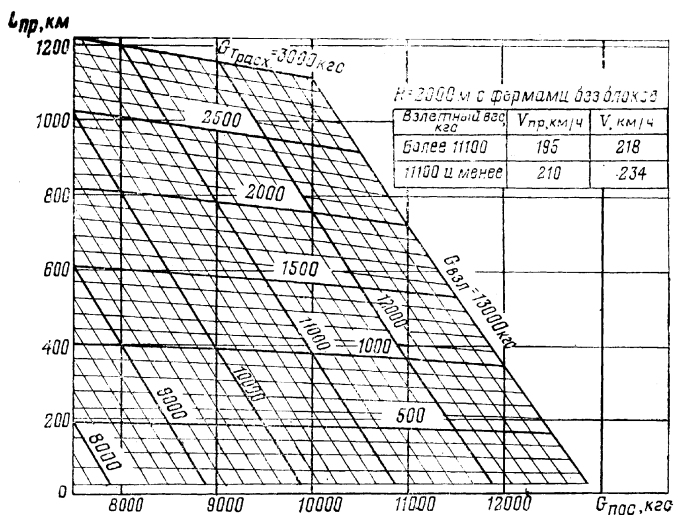


Рис. 1.15. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

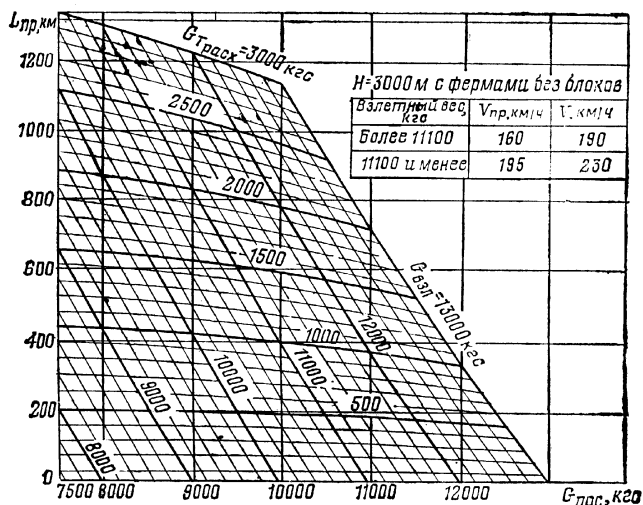


Рис. 1.16. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

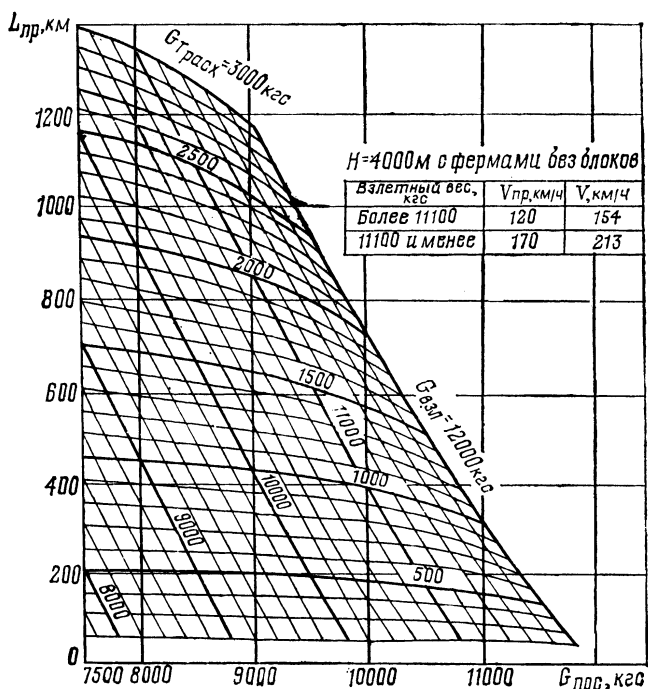


Рис. 1.17. Дальность полета на высоте 4000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

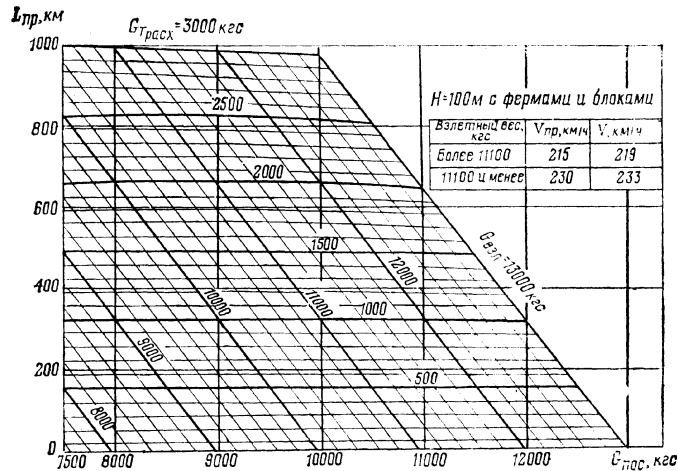


Рис. 1.18. Дальность полета на высоте 100м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

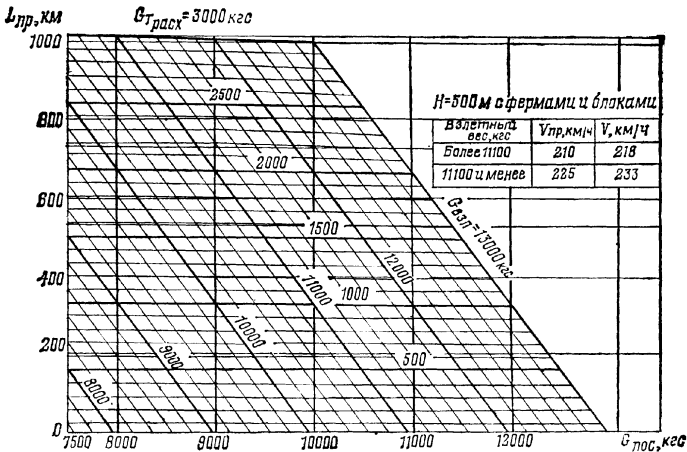


Рис. 1.19. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

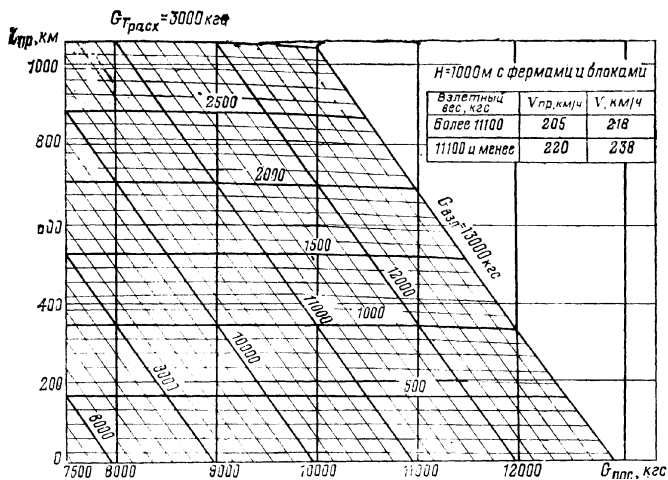


Рис. 1.20. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

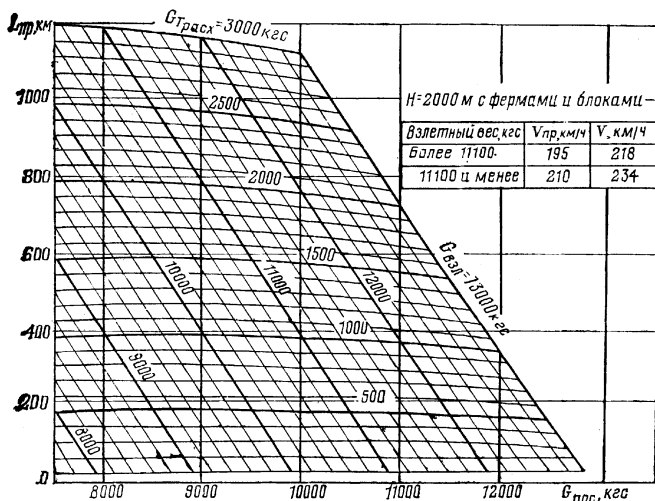


Рис. 1.21. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

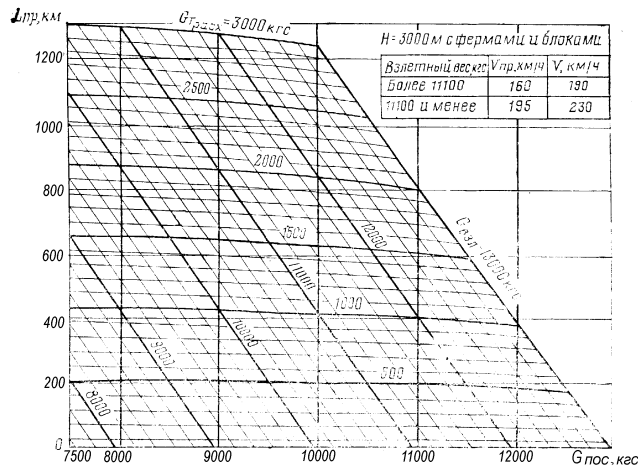


Рис. 1.22. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

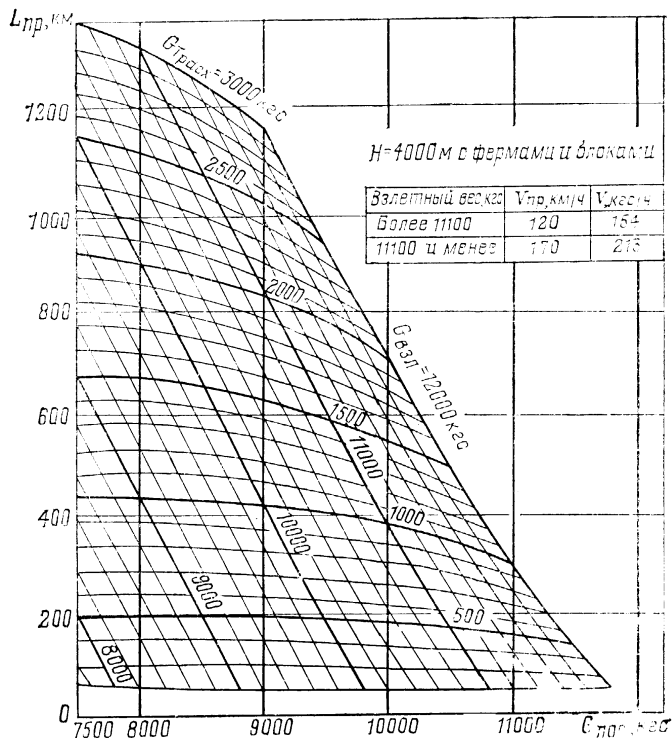


Рис. 1.23. Дальность полета на высоте 4000 и в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

Если запас топлива более чем на 50 кгс отличается от ранее полученного, то операции по определению взлетного веса и запаса топлива при взлете повторяются, пока разница между последовательно полученными значениями запаса топлива при взлете не станет меньше 50 кгс. После этого определяется полный запас топлива:

$$G_{\text{т полн}} = G_{\text{т расх}} + G_{\text{т з}} + G_{\text{т гар}} + G_{\text{т невыр.}}$$

в) Определение максимального веса перевозимого груза при перевозке его на заданную дальность.

В этом случае по максимальному взлетному весу и заданному расстоянию с помощью соответствующего графика на Рис. 1.6-1.23 определяется запас топлива при взлете и подсчитывается максимальный вес груза с учетом приспособлений для его перевозки:

$$G_{\text{нагр}} = G_{\text{взл}} - G_{\text{снар}} - G_{\text{т взл.}}$$

г) Определение максимального радиуса полета. Радиус полета рассчитывается по формуле: $R_{\text{макс}} = (L_1 + L_2) / 4 - \Delta R$,

где ΔR - поправка, учитывающая уменьшение радиуса полета за счет снижения и посадки, разгрузки или погрузки груза, взлета и набора высоты в конечном пункте радиуса (берется из табл. 1.9). В случае, когда полеты в конечный пункт радиуса и обратно выполняются на различных высотах, для ΔR берется среднее значение;

L_1 и L_2 - условные дальности полета, которые пролетел бы вертолет при израсходовании топлива $G_{\text{т расх}}$, соответственно на режимах полета из исходного пункта маршрута и из конечного (берется из графиков на Рис. 1.6-1.23, где дальность обозначена $L_{\text{пр}}$).

Для определения радиуса необходимо подсчитать взлетный вес вертолета $G_{\text{взл}_1}$, с грузом $G_{\text{нагр}_1}$, при полете в конечный пункт радиуса и взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$, с грузом $G_{\text{нагр}_2}$, при полете обратно в соответствии с весом перевозимого груза, имеющегося на борту вертолета оборудования и величиной принятого гарантийного, запаса топлива.

Таблица 1.9

Поправка к радиусу полета в зависимости от высоты при посадочном десантировании

Н, м	100	500	1000	2000	3000	4000
ΔR , км	10	15	15	20	25	30

При этом взлетный вес, не должен быть больше максимального или предельного веса, определенного для фактических условий взлета и посадки.

Если взлетный вес, получился больше 11100 кгс, то необходимо определить остаток топлива, при котором должна быть произведена смена режима полета.

Определить запас топлива при взлете для полета в конечный пункт радиуса:

$$G_{\text{т взл}} = G_{\text{взл}_1} - G_{\text{снар}} - G_{\text{нагр}_1}$$

и расходуемый запас топлива:

$$G_{\text{т расх}} = G_{\text{т взл}} - G_{\text{т гар}} - G_{\text{т невыр.}}$$

По величинам $G_{\text{взл}_1}$ и $G_{\text{т расх}_1}$ определяется дальность полета L_1 . Далее по взлетному весу $G_{\text{взл}_2}$, где $G_{\text{взл}_2} = G_{\text{взл}_1} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2}$, и

расходуемому запасу топлива $G_{\text{трасх}}$ на графике, соответствующем высоте, выбранной для полета в исходный пункт, определяется дальность полета L_2 .

Взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$, и запас топлива $G_{\text{трасх}_2}$ при вылете из конечного пункта радиуса определяются в следующем порядке.

По найденным $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл}_1}$ определяем $G_{\text{трасх}_1}$ и посадочный вес вертолета $G_{\text{пос}}$ в конечном пункте радиуса, после этого определяется взлетный вес $G_{\text{взл}_2} = G_{\text{пос}} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2} - G_{\text{т}_3}$.

По $G_{\text{взл}_2}$ и $R_{\text{макс}}$ на графике, соответствующем выбранной высоте полета из конечного пункта радиуса, определяется $G_{\text{трасх}_2}$.

При этом взлетный вес не должен превосходить максимального веса 13000 кгс или быть больше предельного веса, определенного для фактических условий взлета в конечном пункте радиуса.

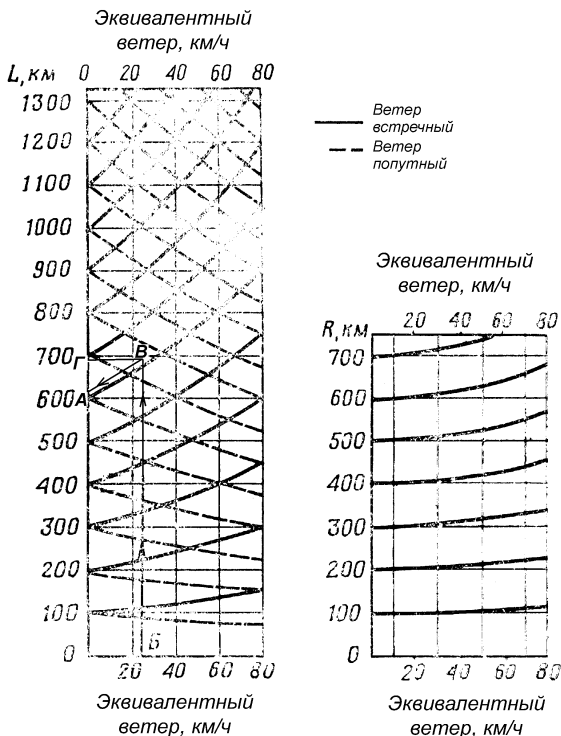


Рис. 1.24. График зависимости дальности и радиуса полета от эквивалентного ветра

Если же взлетный вес $G_{взл2}$ меньше 13000 кгс, но больше 11100 кгс, то необходимо определить остаток топлива, при котором производится смена режимов полета.

Радиус полета с учетом влияния ветра определяется по графику на Рис. 1.24, причем скорость эквивалентного ветра определяется по табл. 1.10. Расчет радиуса или дальности полета на высотах, не приведенных на графиках Рис. 1.6-1.23, производится в следующем порядке.

При наличии графика для высоты полета, которая отличается от заданной не более чем на 250 м, расчет производится по этому графику, при большем отклонении расчет производится для двух высот, между которыми заключена заданная высота и полученные результаты усредняются.

Таблица 1.10

Скорость эквивалентного ветра при скорости фактического ветра

Ветер	Угол ветра, градус		Скорость фактического ветра, км/ч							
	снос вправо	снос влево	10	20	30	40	50	60	70	80
			Скорость эквивалентного ветра, км/ч							
Попутный	0	360	10	20	30	40	50	60	70	80
	10	350	10	20	30	39	49	59	69	78
	20	340	9	19	28	37	46	55	64	73
	30	330	9	17	25	34	42	49	57	65
	40	320	8	15	22	29	35	42	49	54
	50	310	6	12	18	23	28	33	37	41
	60	300	5	9	13	17	20	22	24	26
	70	290	3	6	8	10	11	12	12	12
	80	280	1	2	3	2	1	1	1	3
	90	270	0	1	2	4	7	10	14	18
Встречный	100	260	2	4	7	11	15	20	25	31
	110	250	4	8	12	18	23	29	36	43
	120	240	5	11	17	23	30	37	45	54
	130	230	6	13	21	28	36	44	53	62
	140	220	8	16	24	32	41	50	59	68
	150	210	9	17	26	36	45	54	64	74
	160	200	9	19	28	38	47	57	67	77
	170	190	10	20	30	39	49	59	69	79
	180	180	10	20	30	40	50	60	70	80

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РАДИУСА И ДАЛЬНОСТИ ПРИ ПОЛЕТЕ В ГОРАХ

При полете в горах радиус и дальность полета должны быть рассчитаны с учетом дополнительного ограничения, связанного с условиями взлета с высокогорной площадки или посадки на нее. Чтобы убедиться, что это дополнительное ограничение выполнено, необходимо после обычного расчета радиуса или дальности полета по графикам на Рис. 1.6-1.23 проверить расчет веса вертолета при взлете с высокогорной площадки или посадке на нее.

Если взлетный или посадочный вес получится больше предельного, то необходимо найти новые уточненные величины радиуса и дальности полета из условия выполнения указанного ограничения.

Предельный вес $G_{пред}$ для различных способов взлета и посадки определяется по номограммам на Рис. 1.1-1.4.

В случае, когда на высокогорную площадку необходимо перевезти груз и без дозаправки топливом возвратиться в пункт вылета, производится проверочный расчет веса вертолета при посадке на высокогорную площадку.

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА

Пример 1. Определить максимальную дальность полета вертолета Ми-8МТВ-5-1 в транспортном варианте (без дополнительных топливных баков) на высоте 500 м с грузом весом 2000 кгс. Ветер 40 км/ч, угол ветра 120°. Гарантийный запас топлива 230 кг.

Решение. а) Так как заправляются только основные топливные баки, то максимальный запас топлива при взлете составляет 1997 кг.

Расход топлива за полет $G_{тр} = 1997 - 230 - 20 = 1747$ кг.

б) Находим посадочный вес вертолета

$$G_{пос} = 8194 + 230 + 20 + 2000 = 10444 \text{ кг,}$$

где 8194 кг - вес снаряженного вертолета;

2000 кг - вес груза со швартовкой;

20 кг - невырабатываемый остаток топлива.

в) По графику Рис. 1.7 (для высоты 500 м без ферм) определяем максимальную дальность полета для расходуемого топлива 1750 кг и посадочного веса вертолета 10444 кг. Из точки А, соответствующей посадочному весу 10444 кг, восстанавливаем перпендикуляр и находим точку пересечения его с линией, соответствующей располагаемому запасу топлива 1750 кг (точка Б). Максимальная дальность полета в безветрие составляет 650 км (точка В). При этом взлетный вес составляет 12180 кг.

Определяем остаток топлива, при котором необходимо произвести смену режима полета:

$$G_{т смен} = 1997 - (12180 - 11100) = 917 \text{ кг.}$$

Таким образом, при остатке топлива на борту вертолета больше 917 кг необходимо выдерживать приборную скорость полета 210 км/ч, а при остатке топлива, равном 917 кг и меньше, полет производить на приборной скорости 225 км/ч.

г) По табл. 1.10 находим скорость эквивалентного ветра 23 км/ч. Ветер встречный. На графике Рис. 1.24 из точки В пересечения линий ГВ и БВ, проведенных из точек, соответствующих дальности полета в безветрие 650 км и эквивалентному встречному ветру 23 км/ч, проводим линию ВА и находим дальность полета при ветре 580 км.

Пример 2. Определить максимальный радиус полета на высоте 100 м при боевом применении. На вертолете подвешены снаряженные Б8В20-А. Запас топлива при взлете 1997 кг. На цель выполняется два захода. Боевая нагрузка 2167 кг. Вес снаряженного вертолета 8222 кг.

Решение. а) Определяем расходуемое топливо за полет по маршруту: $G_{тр} = 1997 - (230 + 20 + 50) = 1697$ кг.

$$б) \text{ Взлетный вес вертолета } G_{взл} = 8222 + 1997 + 2167 = 12386 \text{ кг.}$$

в) По Рис. 1.18 определяем максимальную дальность полета вертолета, имеющего взлетный вес - 12386 кг и расходуемое топливо за полет 1697 кг. $L = 550$ км, $R = 550/2 = 275$ км.

г) Определяем общую продолжительность полета. Продолжительность полета состоит из времени набора высоты 100 м, продолжительности полета к цели, захода на цель, полета обратно, снижения и посадки: $t = 1,5 + 76 + 4 + 71 + 2 = 2 \text{ ч } 35 \text{ мин.}$

РАЗДЕЛ 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Оглавление

РАЗДЕЛ 2.	ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	2-1
2.1.	Ограничения по весам	2-3
2.2.	Ограничения по центровкам	2-3
2.3.	Ограничения по метеорологическим условиям	2-3
2.4.	Ограничения по летным данным	2-3
2.5.	Ограничения при полете с грузом на внешней подвеске	2-7
2.6.	Ограничения при десантировании с использованием спусковых устройств СУ-Р	2-7
2.7.	Ограничения по двигателям и редукторам	2-8
2.8.	Ограничения для вспомогательного газотурбинного двигателя АИ-9В	2-10
2.9.	Эксплуатационные ограничения при применении ОВН-1	2-10
2.10.	Прочие ограничения	2-10

2.1. Ограничения по весам

2.1.1. Нормальный взлетный вес вертолета 11100 кгс.

2.1.2. Максимальный взлетный вес вертолета 13000 кгс.

2.1.3. Максимальный вес перевозимого груза (при не полной заправке основных топливных баков) 4000 кгс.

2.1.4. Максимальный вес груза, транспортируемого на внешней подвеске, 4000 кгс.

Примечание. При полете в горах и в условиях высоких температур наружного воздуха максимальный взлетный вес определяется в зависимости от фактических условий на месте взлета по номограммам, помещенным в подразделе 1.4, но во всех случаях он должен быть не более 13 000 кгс.

2.2. Ограничения по центровкам

2.2.1. Предельно допустимая передняя центровка:

— для вертолетов без броневой защиты плюс 300 мм (впереди оси вращения несущего винта);

— для вертолетов с установленной броневой защитой плюс 330 мм.

В целях предотвращения выхода передней центровки вертолета с установленной броневой защитой за предельно допустимую величину плюс 330 мм во всех вариантах применения в полете необходимо иметь полный расходный бак.

При необходимости выработки топлива из расходного бака десантнику-стрелку кормовой пулеметной установки запрещается покидать свое рабочее место.

2.2.2. Предельно допустимая задняя центровка минус 95 мм (позади оси вращения несущего винта).

2.3. Ограничения по метеорологическим условиям

2.3.1. Эксплуатация вертолета разрешается до температуры наружного воздуха -50°C в условиях низких температур и до +50°C в условиях высоких температур.

2.3.2. Полеты в облаках разрешается выполнять до высоты 3500 м.

2.4. Ограничения по летным данным

2.4.1. Набор высоты и горизонтальный полет вертолета разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанном в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Допустимая скорость полета по прибору (км/ч) в зависимости от высоты полета

Высота, м	При взлетном весе, кгс			
	11100 и менее		Более 11100 до 13000	
	Максимальная	Минимальная	Максимальная	Минимальная
До 1000	250	60	230	60
2000	230	60	195	60
3000	210	60	160	60
4000	170	60	120	60
5000	130	60	-	-

Примечание. При полетном весе более нормального для вертолета с задней центровкой и углом установки стабилизатора минус 3° максимальная скорость полета в наборе высоты ограничивается до 220 км/ч.

2.4.2. Раскрутку и остановку несущего винта, а также висение, взлеты и посадки вертолета разрешается производить при скоростях ветра, указанных в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Допустимая скорость ветра, м/с

Направление ветра	При раскрутке и остановке несущего винта	При взлете и посадке
Встречный	20	20
Боковой справа	10	10
Боковой слева	15	10
Попутный	8	7(5)*

* Для вертолетов с установленной броневой защитой.

2.4.3. Висение на вертолете в целях повышения безопасности полета разрешается выполнять на высотах:

- до 10 м при взлетном весе 11100 кгс и менее;
- до 5 м при взлетном весе более 11100 кгс.

На высотах более указанных разрешается висеть при транспортировке груза на внешней подвеске при поисково-спасательных работах или по тактическим соображениям.

Висение в диапазоне высот от указанных до 110 м без особой надобности не производить.

2.4.4. Горизонтальный полет с нормальным и максимальным взлетными весами при наличии подвесок на спецфермах разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанных в табл. 2.1.

2.4.5. Максимально допустимые вертикальные скорости снижения при моторном планировании на скоростях полета менее 40 км/ч - не более 4 м/с, а при вертикальном снижении – не более 3м/с.

2.4.6. Полет над сильно пересеченной местностью разрешается производить на высотах не менее 20 м и на скоростях по прибору не менее 60 км/ч.

2.4.7. Полет на предельно малой высоте над ровной поверхностью разрешается выполнять днем на высотах не менее 15 м, ночью - на высотах не менее 150 м.

2.4.8. Развороты на висении выполнять с угловой скоростью не более 12°/с.

2.4.9. Время полной перекладки педалей при изменении направления вращения вертолета на висении не менее 3 с.

2.4.10. Развороты на 360° на висении у земли разрешается производить при скорости ветра не более 10 м/с на вертолетах с неустановленной броневой защитой и не более 5 м/с на вертолетах с установленной броневой защитой.

2.4.11. Руление на вертолете разрешается производить при скорости ветра не более 15 м/с.

2.4.12. Планирование вертолета с работающими двигателями и на режиме самовращения несущего винта разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанном в табл. 2.1.

2.4.13. Развороты на режиме самовращения несущего винта разрешается выполнять с креном не более 20°.

2.4.14. Максимально допустимые обороты несущего винта на время не более 20 с (по указателю):

- 110% - на режиме самовращения несущего винта (4 раза за ресурс);
- 101% - на режимах работы двигателей выше II крейсерского;
- 103% - на режимах работы двигателей ниже II крейсерского;
- 108% - на всех режимах (не более 2-х забросов за ресурс).

2.4.15. Во избежание провала оборотов несущего винта при выполнении различных эволюций, связанных с выводом двигателей на повышенный режим, перемещения рычага шаг-газ с режима малого газа до максимального производить за время не менее 5 с.

2.4.16. Минимально-допустимые обороты НВ:

– 75% - (по указателю) – на время не более 10с при отказе одного двигателя (4 раза за ресурс);

– 70% -на время не более 5 с при посадке “с подрывом” общего шага НВ при одном отказавшем двигателе (4 раза за ресурс).

Минимально допустимые обороты несущего винта (провал оборотов) в полете на переходных режимах на время не более 30 с, а также в полете на режиме самовращения несущего винта - 88% (по указателю). В полете на режиме самовращения несущего винта с полетным весом менее 10000 кгс при отрицательных температурах атмосферного воздуха минимальные обороты несущего винта должны быть не менее 82%.

2.4.17. Канал высоты автопилота АП-34Б разрешается включать в горизонтальном полете на высоте не ниже 50 м.

2.4.18. Развороты, виражи и спирали разрешается выполнять с углами крена, указанными в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Максимально допустимые углы крена в зависимости от высоты полета, градус

Высота, м	При весе вертолета 11100 кгс и менее	При весе вертолета более 11100 кгс
50 – 3000	30	20
Более 3000	15	15

Примечания: 1. Форсированные виражи и развороты на высотах 50 - 1000 м при нормальном взлетном весе и менее на скоростях полета 120 - 250 км/ч разрешается выполнять с кренами до 45°.

2. На высотах до 50 м над рельефом местности допускается угол крена, по величине численно равный высоте полета, но не больше значений, указанных в таблице.

2.4.19. Горки и пикирования разрешается выполнять при полетных весах 11100 кгс и менее.

2.4.20. Максимально допустимые скорости ввода в горку и в процессе вывода из пикирования приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Максимально допустимые скорости полета, км/ч

Высота, м	При вводе в горку с горизонтального полета	При выводе из пикирования
0 – 500	220	300
500 – 1000	200	300
1000 - 2000	180	250

Горки и пикирования выполнять при постоянном значении общего шага, соответствующем исходному значению в горизонтальном полете на данной скорости.

Пикирование в зависимости от высоты и исходной скорости горизонтального полета выполнять с изменением углов тангажа (от исходного, соответствующего горизонтальному полету на данной скорости), не превышающим значений, указанных в табл. 2.5.

Таблица 2.5

Максимальное изменение угла тангажа на пикировании, градус

Высота, м	При скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500 - 1000	20	20	15	-
1000 - 2000	20	10	-	-

2.4.21. Для вертолетов, оборудованных акселерометром АДП-4, максимально допустимые скорости ввода в горку и в процессе вывода из пикирования приведены в табл. 2.6.

Таблица 2.6

Максимально допустимые скорости полета, км/ч

Высота, м	При вводе в горку с горизонтального полета	При выводе из пикирования
0 - 500	250	300
500 - 1000	230	290
1000 - 2000	180	250

а максимальные перегрузки при выводе из пикирования и вводе в горку - в табл. 2.7.

Минимальная вертикальная перегрузка при выводе из горки и вводе в пикирование - не менее 0,6.

Таблица 2.7

Максимально допустимые вертикальные перегрузки при выводе из пикирования и при вводе в горку в зависимости от полетного веса, высоты и приборной скорости полета

Полетный вес, кгс	Высота полета, м	Скорость полета, км/ч				
		200	230	250	280	300
До 9000	0 - 500	1,5	1,5	1,5	1,5	1,4
	500 - 1000	1,5	1,5	1,5	1,4	-
	1000 - 2000	1,5	1,5	1,4	-	-
10000	0 - 500	1,5	1,5	1,5	1,4	1,3
	500 - 1000	1,5	1,5	1,4	1,3	-
	1000 - 2000	1,5	1,4	1,3	-	-
11100	0 - 500	1,5	1,5	1,4	1,3	1,2
	500 - 1000	1,5	1,4	1,3	1,2	-
	1000 - 2000	1,4	1,3	1,2	-	-

2.4.22. Максимальная скорость начала вывода из пикирования должна быть на 30 км/ч меньше допустимых скоростей, указанных в табл. 2.4, при изменении угла тангажа на 20° и на 15 км/ч меньше при изменении угла тангажа на 10°.

Максимальное изменение угла тангажа от исходного, соответствующего горизонтальному полету на данной скорости, при выполнении горок не должно превышать 20°.

Ввод в пикирование и вывод из горки за время менее 5-6 с запрещаются.

2.4.23. Для предотвращения раскрутки оборотов несущего винта выше предельно допустимых значений при выполнении переходных режимов полета уменьшение общего шага несущего винта с темпом $1^\circ/\text{с}$ и выше, кроме случаев отказа двигателей, и одновременное увеличение угла тангажа с темпом $1^\circ/\text{с}$ и выше запрещаются.

2.4.24. Для предотвращения возможного удара лопастями несущего винта о хвостовую балку **запрещаются**:

- изменение общего шага несущего винта в процессе выполнения горок и пикирований;
- энергичное уменьшение общего шага несущего винта с одновременной резкой отдачей и последующим взятием ручки управления на себя при выполнении переходных режимов полета.

2.4.25. Безопасное покидание вертолета с парашютом в воздухе при установленных спецфермах без подвесок вооружения обеспечено через блистеры кабины экипажа и проемы входных дверей в режиме горизонтального полета на приборных скоростях не более 250 км/ч .

Безопасное покидание вертолета с парашютом в воздухе при установленных спецфермах с подвесками вооружения обеспечено в режиме горизонтального полета из кабины экипажа на приборных скоростях не более 250 км/ч , а из проемов входных дверей грузовой кабины на приборных скоростях – не более 120 км/ч .

Минимальная безопасная высота полета, при которой обеспечивается спасение экипажа с парашютной системой С-4 при немедленном ручном раскрытии вытяжным кольцом составляет:

- при полете на скорости более 120 км/ч – 70 м ;
- на режиме висения – 200 м .

2.5. Ограничения при полете с грузом на внешней подвеске

2.5.1. Максимальный взлетный вес вертолета при транспортировке груза на внешней подвеске (включая вес груза) определяется для фактических условий взлета по номограммам, рис.1.1; 1.2 но во всех случаях не должен превышать 13000 кгс .

2.5.2. Максимально допустимая скорость полета вертолета при транспортировке груза на внешней подвеске должна определяться в каждом конкретном случае в зависимости от поведения груза (что определяется его аэродинамической формой), но не должна превышать скоростей, указанных в таблице 2.1 (в зависимости от взлетного веса), а при транспортировке груза весом более 3000 кг должно исключаться касание центрального троса о кромки люка внешней подвески и во всех случаях скорость должна быть не более 200 км/ч .

2.5.3. Максимальный угол крена при выполнении разворотов и виражей, в полете с грузом на внешней подвеске, должен быть не более 15° .

2.6. Ограничения при десантировании с использованием спусковых устройств СУ-Р

2.6.1. Максимальное количество десантников – не более 20 чел .

2.6.2. Вес спускаемого десантника или груза – не более 100 кгс .

2.6.3. Спуск десантников выполнять только в режиме висения, против ветра, на высоте не более 45м, при этом скорость ветра не должна превышать 10м/с.

2.6.4. При спуске десантников на лес, расстояние между вертолетом и верхушками деревьев должно быть не менее 10м.

2.7. Ограничения по двигателям и редукторам

2.7.1. Максимально допустимые параметры работы двигателей на всех высотах и скоростях полета должны быть не выше приведенных в табл. 2.8.

Таблица 2.8

Максимально допустимые параметры работы двигателей

Режим	Температура газов перед турбиной компрессора, °С, не более	Число оборотов турбины компрессора, %, не более
Чрезвычайный	990	101,0
Взлетный	990	101,0
Номинальный	955	99,0
I крейсерский	910	97,5
II крейсерский	870	95,5
Малый газ	780	См. рис.3.3.

2.7.2. Режимы и значения эксплуатационных параметров работы двигателей приведены в табл. 2.9

2.7.3. Минимально допустимое время между повторными выходами на чрезвычайный и взлетный или номинальный режим в случае полного использования разрешенного времени наработки двигателя на данном режиме 5 мин.

2.7.4. Максимально допустимая температура газов перед турбиной компрессора при запуске не выше указанной на рис. 3.3.

2.7.5. Надежный запуск двигателей обеспечивается до высоты 4000м. Запуск двигателя в полете разрешается производить при оборотах турбокомпрессора не выше 7%.

2.7.6. Время приемистости не более:

- 9с от малого газа до взлетного режима;
- 4с от I крейсерского до взлетного режима;
- 3 - 6с от малого газа до правой коррекции.

Примечания: 1. При прогреве двигателя на режиме малого газа допускается давление масла не более 4,8 кгс/см² при температуре масла ниже 90°С.

Режим работы двигателя определяется по указателю измерителя режимов ИР-117М по положению бокового индекса относительно центральных индексов "Н" и "К":

- взлетный режим - боковой индекс находится выше центрального индекса "Н";
- номинальный режим - боковой индекс находится выше центрального индекса "К" напротив индекса "Н";
- крейсерский режим - боковой индекс находится напротив или ниже центрального или индекса "К".

Определение режимов работы двигателей по измерителю режимов производить до высоты 2,5 км или до достижения максимально допустимых оборотов турбокомпрессора или температуры газов. В этом случае контроль режимов производить по параметру, первым достигшему максимально допустимого значения.

Эксплуатационные параметры работы двигателей

Режим	Число оборотов, %			Давление масла, кгс/см ²	Температура масла на выходе, °C				Время работы непрерывно, мин не более
	Турбо- компрессора	несущего винта			Максимальная	Рекомендуемая	Минимальная для длительной рабо- ты на режимах не ниже крейсерского	Минимальная для выхода на режим выше малого газа	
		При одном работающем двигателе	При двух работающих двигателях						
Малый газ	Согласно графику на рис 3.3.	40-50	55 ⁺¹⁵ -10	Не менее 2					20
I крейсерский	По указателю режимов ИР-117 М и согласно графику на рис. 3.6, но не более значений, приведенных в табл. 2.8.	95±2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	Не ограничено
II крейсерский		95±2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	
Номинальный		95±2		3,5±0,5	150	80-140	70	30	60
Взлетный		93±1		3,5±0,5	150	80-140	70	30	6 (см. п.1 примеча- ния)
Чрезвычайный		93±1	-	3,5±0,5	150	80-140	70	30	6 (см. п.2 примеча- ния)

Примечания:

1. В случае необходимости допускается непрерывная работа двигателя не взлетном и чрезвычайном режимах в течении 15 мин.

2. Чрезвычайный режим работы двигателя используется только в случае отказа одного из двигателей.

3. В случаях отказа одного из двигателей допускается одноразовая (за ресурс) непрерывная работа на чрезвычайном режиме в течение 60 мин., после чего двигатель подлежит замене.

4. Допускается колебание оборотов турбокомпрессора на установившихся режимах в пределах ±0.5%.

2.7.7. При температурах наружного воздуха ниже -40°C запуск двигателей разрешается только после их предварительного подогрева.

2.7.8. Допустимые значения эксплуатационных параметров работы главного редуктора следующие.

а) Давление масла:

- на режиме малого газа не менее 0,5 кгс/см²;
- при полетах со скольжением кратковременно (до 30 с) допускается падение до 2,5 кгс/см²;
- на остальных режимах 3,5±0,5 кгс/см².

б) Температура масла на входе в редуктор на всех режимах:

- максимальная не более 90°C;
- рекомендуемая 50 - 80°C;
- минимальная, допускающая выход с малого газа на режимную работу, -15°C;
- минимально допустимая при длительной работе +30°C;
- минимальная, при которой разрешается запуск двигателей без подогрева главного редуктора, -40°C.

Максимальная температура масла в хвостовом и промежуточном редукторах допускается не более 110°C.

2.8. Ограничения для вспомогательного газотурбинного двигателя АИ-9В

2.8.1. Максимальная высота эксплуатации двигателя АИ-9В (запуск двигателя, отбор воздуха для запуска двигателей ТВ3-117ВМ, работа в генераторном режиме) 4000 м.

2.8.2. Максимально допустимая температура газов за турбиной двигателя АИ-9В:

- при запуске 880°С;
- на режиме холостого хода 720°С;
- на режимах отбора воздуха и генераторном 750°С.

2.8.3. Максимальное время непрерывной работы на режиме отбора воздуха в генераторном режиме не более 30 мин.

2.9. Эксплуатационные ограничения при применении ОВН-1

2.9.1. Минимальная истинная высота полета ночью относительно рельефа местности и препятствий на ней- 50м.

2.9.2. Диапазон высот при выполнении подъема и опускания объектов спасания (грузов) на режиме висения с помощью бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-300:

с земной поверхности - 6-50 м, но не менее 5 м над окружающими препятствиями;

с водной поверхности:

25-50 м - при скорости ветра не менее 5 м/с;

20-50 м - при скорости ветра 5-12 м/с;

15-50 м - при скорости ветра более 12 м/с.

2.10. Прочие ограничения

2.10.1. Максимально допустимый вес груза
при подъеме (спуске) лебедкой ЛПГ-300, кг 300

2.10.2. Максимальное количество людей,
одновременно поднимаемых (спускаемых)
лебедкой ЛПГ-300 2

2.10.3. Максимальная скорость полета
с выпущенной аппарелью, зафиксированной
ограничительными тросами 200 км/ч

2.10.4. Максимальная величина крена при
полете вертолета с выпущенной аппарелью,
зафиксированной ограничительными тросами..... 30°

РАЗДЕЛ 3. ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ

Содержание

РАЗДЕЛ 3. ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ	3-1
3.1. Общие положения	3-3
3.2. Предполетный осмотр вертолета	3-3
3.3. Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа	3-7
3.4. Подготовка к запуску двигателя АИ-9В и двигателей ТВЗ-117ВМ	3-12
3.5. Запуск двигателя АИ-9В	3-14
3.6. Запуск двигателей ТВЗ-117ВМ	3-14
3.7. Прогрев силовой установки. Проверка работы органов управления и гидравлической системы	3-18
3.8. Опробование двигателей	3-20
3.9. Включение генераторов и проверка авиационного оборудования	3-26
3.10. Выключение двигателей	3-28
3.11. Осмотр вертолета после опробования двигателей	3-29
3.12. Экстренный останов двигателей	3-29
3.13. Холодная прокрутка двигателя ТВЗ-117ВМ	3-30
3.14. Ложный запуск двигателя	3-31
3.15. Проверка готовности вертолета и ОВН-1 к полету ночью	3-31

3.1. Общие положения

3.1.1. За полноту и качество подготовки вертолета к полетам отвечает бортовой техник.

3.1.2. Проверка готовности вертолета к полету бортовым техником производится в соответствии с требованиями НИАС, Инструкции по технической эксплуатации, Единого регламента и настоящей Инструкции.

3.2. Предполетный осмотр вертолета

3.2.1. Предполетный осмотр вертолета производится в целях определения готовности его к вылету.

Экипаж производит осмотр вертолета по маршруту, показанному на рис. 3.1.

3.2.2. В процессе предполетного осмотра бортовой техник обязан:

- осмотреть остекление носовой части кабины экипажа и сдвижные блистеры;
- осмотреть щетки стеклоочистителей и убедиться в исправности деталей крепления щеток и резиновых трубок;
- проверить надежность закрытия радиопрозрачного носового обтекателя;

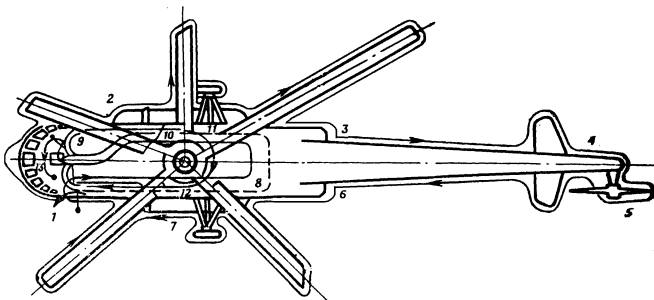


Рис. 3.1. Схема маршрута предполетного осмотра вертолета:

1-13 - последовательность осмотра;

— осмотр вертолета снаружи

- - - осмотр вертолета изнутри

— убедиться в правильности зарядки передней амортизационной стойки и пневматиков колес шасси; обжатие штока передней стойки (по шкале указателя) при различном сочетании веса и центровки вертолета не должно превышать 150 мм, обжатие пневматиков передних колес не должно превышать 43 мм;

— осмотреть правую сдвижную дверь, убедиться в надежности ее фиксации в закрытом положении;

— осмотреть заборник воздуха и капоты обогревателя КО-50;

— осмотреть правый бак, убедиться в отсутствии течи топлива, вмятин и других видимых дефектов;

– убедиться в правильности зарядки правой основной амортизационной стойки, нет ли течи жидкости по штоку, в правильности зарядки пневматика колеса шасси (выход штока амортизационной стойки по зеркалу штока в зависимости от веса вертолета должен быть: при отсутствии десантной нагрузки - 240 мм, при весе вертолета 11100 кгс - 90 ± 20 мм, при весе вертолета 13000 кгс - 68 ± 20 мм; обжатие пневматика не должно превышать 68 мм);

– осмотреть лопасти несущего винта и проверить, нет ли видимых повреждений, есть ли давление воздуха в лонжеронах лопастей (по отсутствию красного пояса чувствительного элемента сигнализатора);

– осмотреть рулевой винт и проверить, нет ли повреждений втулки и лопастей, в зимнее время проверить, нет ли на нем льда и снега; проверить уровень и цвет масла в контрольных стаканах осевых шарниров лопастей (уровень масла в контрольном стакане должен быть на уровне риски при положении лопасти вертикально вниз);

– проверить по масломерным стеклам уровень масла в промежуточном и хвостовом редукторах (между рисками на масломерных стеклах);

– проверить состояние фюзеляжа, хвостовой и концевой балок, стабилизатора, узлов крепления хвостовой опоры;

– проверить надежность закрытия аппарели и ее замков;

– осмотреть левый топливный бак и левую амортизационную стойку в том же порядке, как и правые;

– осмотреть левую сдвижную дверь, убедиться в надежной фиксации ее в закрытом положении;

– проверить наличие ручных огнетушителей в грузовой кабине;

– проверить уровень АМГ-10 по масломерному стеклу в баке гидросистемы аппарели. Уровень масла должен находиться между верхней и нижней рисками масломерного стекла;

– убедиться, что груз размещен в соответствии с центровочной разметкой, имеющейся на борту грузовой кабины, и проверить надежность швартовки груза;

– убедиться, что вес груза, дополнительного оборудования и заправленного в баки топлива соответствует полетному заданию;

– снять чехлы с входных устройств двигателей, заглушки вентилятора и выхлопных труб и убедиться, что в них нет повреждений и посторонних предметов;

– снять заглушки, осмотреть трубки ПВД, проверить их крепление и чистоту отверстий;

– открыть капоты двигателей, главного редуктора и двигателя АИ-9В и снять обтекатели ПЗУ;

– снять заглушки с входных устройств и выхлопных труб двигателя АИ-9В, проверить, нет ли там видимых повреждений и посторонних предметов;

– осмотреть входную часть, лопатки компрессора двигателя АИ-9В;

– установить обтекатели ПЗУ, проверив надежность их крепления и отбортовку электрожгута системы обогрева обтекателя;

– проверить уровень масла в баках двигателей по мерному стеклу (уровень масла должен быть между отметками ПОЛНО и ДОЛЕЙ, нормальная заправка бака каждого двигателя должна быть: максимальная- 11 л, минимальная - 8 л);

– проверять уровень масла в главном редукторе по мерному стеклу (уровень масла в главном редукторе должен находиться между рисками мерного стекла, нормальная заправка редуктора 39 л);

– проверить уровень масла в маслобаке двигателя АИ-9В по мерному стеклу (уровень масла должен находиться между рисками ПОЛНО и ДОЛЕЙ);

– проверить уровень АМГ-10 в баках гидросистемы (уровень масла должен находиться на верхней риске мерной линейки, полная заправка по 10 л в каждом баке);

– проверить по мерному стеклу уровень спирта в баке спиртовой системы перед полетом с применением ОБН;

– проверить уровень АМГ-10 в компенсационной бачке гидродемпферов (уровень масла должен быть между верхней и нижней рисками);

– убедиться по показаниям манометров, что давление в огнетушителях соответствует давлению, указанному для данной температуры наружного воздуха;

– закрыть все капоты на замки;

– закрыть замок люка выхода к двигателям;

– убедиться, что трос заземления уложен в свое гнездо - слить 1,5-2 л отстоя топлива через сливные краны топливных баков;

– осмотреть кабину экипажа и убедиться в отсутствии посторонних предметов в кабине;

– проверить, нет ли внешних повреждений приборов, табло, рычагов, переключателей;

– проверить плавность перемещения рычагов управления двигателями;

– убедиться в легкости хода и надежности закрытия сдвижных блистеров;

– проверить зарядку воздушной системы (давление в системе должно быть 40-50 кгс/см²) и работу тормозной системы колес шасси (после растормаживания не должно быть остаточного давления в тормозах колес).

Примечание. В зимних условиях после снятия обтекателей ПЗУ убедиться в том, что нет льда на поверхности входных каналов двигателей, и проверить, нет ли примерзания лопаток компрессора (турбины компрессора), осторожно, не применяя больших усилий, повернуть ротор турбокомпрессора ключом ручной прокрутки. В случае примерзания лопаток компрессора или при наличии льда на деталях двигателя произвести его прогрев подачей горячего воздуха в газозооушный тракт.

3.2.3. После осмотра вертолета и выполнения всех подготовительных работ бортовой техник обязан доложить командиру экипажа о готовности вертолета к полету согласно заданию, о количестве заправленного топлива, о соответствии загрузки и центровки вертолета предстоящему летному

заданию, об устранении недостатков в работе агрегатов и систем вертолета, выявленных в предыдущий летный день.

3.2.4. Перед осмотром командир экипажа обязан принять доклад от бортового техника о готовности вертолета к полету, убедиться, что вблизи вертолета на стоянке имеются противопожарные средства и нет посторонних предметов, которые могут быть задеты лопастями винтов или попасть в двигатели (при запуске вне аэродрома также убедиться в наличии бортовых средств пожаротушения).

При внешнем осмотре проверить:

- несущий винт - состояние лопастей (нет ли на них вмятин, пробоин, прогаров на обогреваемых поверхностях, вспучиваний резинового покрытия, льда или примерзшего снега), состояние пластин триммеров и стекол контурных огней;

- положение сигнализаторов повреждения лонжеронов лопастей. В случае обнаружения красного пояска на колпачке сигнализации повреждения лонжерона несущего винта выполнять полет на вертолете **категорически запрещается**;

- фюзеляж, хвостовую и концевую балки – состояние обшивки и остекления кабины (нет ли на них снега и льда), состояние и крепление антенн и приемников воздушного давления, закрыты ли лючки, капоты и трапы двигателей и редуктора;

- нет ли чехлов на трубках ПВД, колпачка на датчике сигнализатора обледенения и указателе обледенения;

- нет ли заглушек, снега и льда во входных устройствах ПЗУ двигателей, двигателя АИ-9В, вентилятора и в выхлопных трубах двигателей;

- нет ли течи топлива, масла и других жидкостей;

- снят ли предохранительный колпак с датчика курсовых углов астрокомпас (на вертолете, оборудованном астрокомпасом);

- целостность стекол на АНО;

- целостность колпаков на датчике курсовых углов астрокомпас (на вертолете, оборудованном астрокомпасом) и светового маяка;

- стабилизатор - состояние обшивки (нет ли на ее поверхности льда и снега);

- рулевой винт - состояние лопастей (нет ли механических повреждений лопастей, прогаров на обогреваемых поверхностях, вспучивания резинового покрытия, льда или примерзшего снега), нет ли течи смазки, а также нет ли льда или снега на втулке;

- нет ли повреждений проводов противообледенительной системы;

- шасси - состояние амортизационных стоек (не загрязнены ли штоки, нет ли подтекания рабочей жидкости);

- правильность зарядки амортизационных стоек, состояние и обжатие пневматиков колес;

- подвесные топливные баки - нет ли течи топлива, надежность закрытия крышек заливных горловин, состояние крепления баков.

Для осмотра высоко расположенных агрегатов и узлов вертолета при необходимости использовать стремянки.

3.2.5. Произвести осмотр грузовой кабины и проверить:

- нет ли повреждений и деформаций пола;
- нет ли повреждений окон и обшивки кабины;
- нет ли течи масла АМГ-10;
- состояние крепления дополнительных топливных баков (если они установлены) и нет ли течи топлива;
- надежность закрытия аппарели и ее замков.
- оборудование для десантирования людей с использованием спусковых устройств СУ-Р (проверяется перед полетами, в которых предусмотрено использование СУ-Р).

3.2.6. Проинструктировать личный состав, сопровождающий перевозимый груз, о поведении во время полета, о сигналах и порядке вынужденного покидания вертолета, проверить знание им основных правил пользования парашютами и аварийным сбросом входных дверей и люка и назначить старшего группы. По указанию командира экипажа эти обязанности может выполнять летчик-штурман.

3.2.7. Летчику-штурману в процессе предполетного осмотра проверить:

- соответствие загрузки вертолета полетному заданию и открытому листу на перевозимый груз;
- правильность размещения груза с учетом допустимых центровок и нагрузок на пол грузовой кабины;
- правильность размещения десантников и знание ими команд и сигналов, подаваемых в полете;
- знание пользования средствами спасения в аварийной обстановке (при необходимости проинструктировать);
- правильность размещения раненых.

После окончания предполетного осмотра летчик-штурман обязан доложить командиру экипажа о результатах осмотра.

3.3. Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа

3.3.1. Командиру экипажа при осмотре кабины проверить:

- нет ли в кабине посторонних предметов;
- надежность закрытия верхнего люка;
- состояние и контровку ручек аварийного сброса блистеров;
- целостность и чистоту остекления кабины;
- положение и исправность всех органов управления (все автоматы защиты и выключатели должны быть в положении ВЫКЛЮЧЕНО, кроме выключателя дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР., который должен находиться в положении ВКЛ., закрыт предохранительным колпаком и опломбирован, краны - в положении ЗАКРЫТО, кнопки, имеющие предохранительные колпаки, должны быть закрыты ими, рычаги отдельного

управления двигателями - в нейтральном положении на защелках, ручка управления - в нейтральном положении);

– затяжку фрикциона рукоятки коррекции. При необходимости отрегулировать затяжку фрикциона так, чтобы во время перемещения рычага (рычагов) раздельного управления двигателями, примерно на 2/3 полного хода, рукоятка коррекции оставалась неподвижной. При дальнейшем перемещении рычагов управления двигателями вверх, рукоятка коррекции поворачивается влево независимо от степени затяжки фрикциона. После чего рычаги раздельного управления двигателями установить в среднее положение на защелку, рукоятку коррекции – в положение, соответствующее малому газу (крайнее левое);

– исправность привязных ремней и регулировку сидения.

3.3.2. После окончания осмотра подать команду экипажу занять рабочие места, надеть парашют, сесть в кресло и выполнить следующие операции:

– подогнать и застегнуть привязные ремни;

– присоединить карабин фала гибкой шпильки прибора ППК-У (КАП-ЗМ) к кольцу на сиденье;

– подогнать по росту сиденье и педали ножного управления;

– убедиться в герметичности и 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);

– соединить разъемы кабеля СПУ и шлемофона;

– проверить надежность открытия и закрытия сдвижного блистера;

– проверить исправность приборов по их внешнему виду и положению стрелок;

– установить стрелки барометрического высотомера на 0 и проверить соответствие показания шкалы барометрического давления фактическому давлению на аэродроме (отличие показаний шкалы барометрического давления от фактического не должно превышать $\pm 1,5$ мм рт. ст.). Устранять разницу показаний высотомера и фактического давления с помощью кремальеры **запрещается**;

– убедиться в исправности рычагов раздельного управления двигателями и плавности их хода;

– подать команду о подсоединении источника наземного питания или о включении бортовых аккумуляторов;

– после доклада бортового техника о том, что напряжение в сети проверено, проверить связь по СПУ со всеми членами экипажа;

– при температуре наружного воздуха +5° и ниже убедиться в исправности сигнализации обогрева ПВД;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВРЕМЯ ПРОВЕРКИ ОБОГРЕВА ПВД НА ЗЕМЛЕ ПРИ НЕРАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ НЕ БОЛЕЕ 1 мин.

– проверить работу стеклоочистителя (по сухому остеклению кратковременным включением до страгивания с места стеклоочистителя);

- перед полетом с применением ОВН проверить работоспособность спиртовой системы омыва стекол

- убедиться, что выключатель СПУУ-52 находится в положении ОТКЛ., при этом горит кнопка-табло на центральном пульте.

3.3.3. При подготовке к полету ночью, кроме того, необходимо выполнить следующее:

- включить аэронавигационные огни и маяк МСП-3;

- проверить работоспособность фар и прожектора.

Примечание. Включать фару ФР-100 при проверке рекомендуется от наземного источника питания или генератора ВСУ, а при проверке от бортовых аккумуляторов включать на время не более 30с.

Перед запуском двигателей:

- установить переключатели ПЛАФОН на левом и правом щитках электропульта в положение ВКЛ;

- отрегулировать необходимую яркость зеленого подсвета приборов и пультов реостатами на левой и правой боковых панелях электропульта;

- после запуска двигателей выключить плафоны белого света и отрегулировать реостатом ТАБЛО НОЧЬ-ДЕНЬ на правой боковой панели электропульта необходимую яркость свечения табло.

3.3.4. Командиру экипажа дать команду бортовому технику:

При отсутствии наземного источника питания

- включить бортовые аккумуляторы и проверить исправность противопожарной системы;

- запустить ВСУ, включить и проверить напряжение ее генератора;

При наличии наземного источника питания

- подсоединить наземный источник питания к вертолету;

- проверить исправность противопожарной системы.

3.3.5. Бортовому технику по команде командира экипажа:

При отсутствии наземного источника питания

- включить и проверить состояние бортовых аккумуляторов (см. 7.7.1);

- после проверки противопожарной системы (см.3.3.7) запустить ВСУ (см. 7.8);

- включить и проверить напряжение стартер генератора (см. 7.7.3);

- включить и проверить потребители электроэнергии, нуждающиеся в проверке (см. 3.3.6).

Примечание. При запущенном ВСУ возможна проверка оборудования за исключением ПОС НВ и РВ, ПОС ПЗУ и стекол, контурных огней, правого авиагоризонта, ГМК-1А, АП-34Б, ДИСС-15, АРК-УД, СПУУ-52.

Ввиду ограниченной мощности (3 кВт) стартер-генератора СТГ-3 проверку оборудования от него можно производить только поочередно. Величина тока СТГ-3 при включении оборудования не должна превышать 100 А.

Для проверки оборудования выключатели РЕЗЕРВН.ГЕНЕР. и ПРОВЕРКА ОБОРУД. последовательно поставить в положение ВКЛ. Переключатели ПТС и ТР-Р36В поставить в положение РУЧНОЕ.

При наличии наземного источника питания

- подсоединить наземный источник питания к вертолету;
- проверить наземный источник питания (см. 7.7.2);
- проверить исправность противопожарной системы (см. 3.3.7);
- включить и проверить потребители электроэнергии, нуждающиеся в проверке (см. 3.3.6).

3.3.6. Бортовому технику после подсоединения и проверки наземного источника или бортовых аккумуляторов необходимо включить и проверить:

- количество топлива по указателю топливомера;
- поочередным включением проверить работоспособность подкачивающих и перекачивающих насосов, контролируя их работу по погасанию табло;

– в холодное время года проверить работу обогревателя КО-50 (включение КО-50 производить согласно Инструкции по эксплуатации обогревателя);

– при температуре наружного воздуха ниже +10°C прогреть систему САРПП-12Д, для чего, убедившись, что АЗС гидросистемы ОСНОВН. и ДУБЛИР. установлены в положение ОТКЛ., установить переключатель на щитке САРПП - в положение АВТОМ. При отрицательной температуре наружного воздуха время прогрева должно быть не менее 15 мин.

3.3.7. Бортовому технику по команде командира экипажа проверить исправность пиропатронов огнетушителей и систему сигнализации о пожаре ССП-ФК, для чего:

- выключить командную радиостанцию;
- включить АЗС ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА;
- поочередно поставить переключатель КОНТРОЛЬ ПИРОПАТРОНОВ в положение I и II, убедиться в исправности электрических цепей пиропатронов (желтые лампы на табло сигнализации срабатывания огнетушителей не должны гореть);

– установить переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ - ОГНЕТУШЕНИЕ в положение КОНТРОЛЬ, при этом должна загореться сигнальная лампа табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ;

– произвести галетным переключателем переключение по всем шести каналам. При установке переключателя в положения 1 и 2 должны гореть лампы-табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ., ПОЖАР ПРАВ. ДВ., ПОЖАР КО-50, ПОЖАР РЕД. ВСУ. При установке переключателя в положение 3 лампа-табло, сигнализирующая о пожаре в отсеке КО-50, должна погаснуть. При установке переключателя в положения 4, 5 и затем 6 должна гореть лампа-табло, сигнализирующая ПОЖАР РЕД. ВСУ, остальные табло должны погаснуть;

– установить галетный переключатель в положение ВЫК.

Примечание. Положение КОНТРОЛЬ на галетном переключателе не задействовано.

- выключить АЗС ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ СРАБАТЫВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ (АВТОМАТИЧЕСКОЙ) ОЧЕРЕДИ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОВОРАЧИВАТЬ РУЧКУ ГАЛЕТНОГО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ С ОТМЕТКИ ВЫКЛ. ПРИ НАХОЖДЕНИИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ - ОГНЕТУШЕНИЕ В ПОЛОЖЕНИИ ОГНЕТУШЕНИЕ И УСТАНОВЛИВАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ - ОГНЕТУШЕНИЕ В ПОЛОЖЕНИЕ ОГНЕТУШЕНИЕ ДО УСТАНОВКИ ГАЛЕТНОГО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ ВЫК.

3.3.8. При подготовке к полету, в котором предполагается транспортировка груза на внешней подвеске, бортовому технику произвести осмотр и проверить работоспособность системы внешней подвески. Порядок осмотра и проверки указан в разделе 5.4.

3.3.9. При подготовке к полету, в котором предполагается подъем грузов или людей на борт вертолета с помощью бортовой стрелы, бортовому технику произвести осмотр и проверить работоспособность СЛГ-300. Порядок осмотра и проверки указан в разделе 5.10.

3.3.10. Бортовому технику доложить командиру экипажа о выполненных проверках и по его команде надеть парашют, сесть в сиденье и выполнить следующие операции:

- подогнать и застегнуть привязные ремни;
- подсоединить фал парашютного прибора к кольцу на сиденье;
- соединить разъемы кабеля СПУ и шлемофона;
- включить выключатель ПРОВЕРКА ЛАМП и убедиться в исправности всех сигнальных табло.

3.3.11. Летчику-штурману по команде командира экипажа надеть парашют, сесть в кресло и выполнить следующие операции:

- подогнать и застегнуть привязные ремни;
- присоединить фал парашютного прибора к кольцу на сиденье.
- подогнать по росту сиденье и педали ножного управления;
- проверить, установлено ли точное время и заведены ли бортовые часы;
- проверить заправку топлива по топливомеру, после проверки переключатель поставить в положение РАСХ.;
- соединить разъемы кабеля СПУ и шлемофона;
- проверить надежность открытия и закрытия сдвижного блистера;
- подготовить к пользованию необходимую навигационно-штурманскую документацию и снаряжение;
- проверить исправность приборов по их внешнему виду и расположению стрелок;
- проверить установку переключателя рода работы на пульте контроля ДИСС-15. Переключатель должен стоять в положении РАБОТА.

3.4. Подготовка к запуску двигателя АИ-9В и двигателей ТВЗ-117ВМ

3.4.1. Командиру экипажа подать команду членам экипажа "Приступить к подготовке к запуску". В процессе подготовки к запуску выполнить следующее:

- растормозить несущий винт, опустив рычаг тормоза полностью вниз;
- убедиться, что рычаг шаг-газ находится на нижнем упоре, а рукоятка коррекции повернута полностью влево, рычаги раздельного управления двигателями находятся в нейтральном положении на защелках, ручка управления находится в положении, близком к нейтральному, рычаги управления кранами останова находятся в заднем положении (закрыты);
- дать команду бортовому технику 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, электромукфы, ВК-53РШ АГБ-ЗК, ГМК-1А, автопилота, СПУУ-52, П-503Б, маяка МСЛ-З, САС-4), и убедиться в их включении;
- убедиться, что выключатели генераторов переменного тока находятся в выключенном положении;
- установить переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ - ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ;
- дать команду бортовому технику или проверить самому работоспособность аппаратуры контроля вибраций, нажав кнопку КОНТРОЛЬ ИВ-500В, при этом должны загореться табло ЛЕВ. ДВ. ВИБР. ПОВ., ПРАВ. ДВ. ВИБР. ПОВ., ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ. ДВ., ВЫКЛЮЧИ ПРАВ. ДВ. и поступить речевое сообщение "Опасная вибрация левого двигателя", "Опасная вибрация правого двигателя";
- дать команду бортовому технику или проверить самому сигнализатор максимальной температуры газов 2АИ-6, нажав кнопку КОНТРОЛЬ 2АИ-6-ЗЕМЛЯ, при этом стрелки указателя должны показать температуру выше максимально допустимой и загореться табло ЛЕВ. ДВ. ВЗЛ. РЕЖ., ПРАВ. ДВ. ВЗЛ. РЕЖ. (временно табло отключены);

– получив доклад от борттехника и летчика-штурмана о готовности к запуску, убедиться, что подкачивающие и перекачивающие насосы топливных баков включены, перекрывные краны открыты; АЗС и выключатели гидросистем включены, при этом выключатель дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. должен находиться в положении ВКЛ., закрыт предохранительным колпаком и опломбирован.

Примечание. На вертолетах с доработанной системой сигнализации отказа подкачивающего и перекачивающего насосов топливной системы, после включения подкачивающего и перекачивающего насосов, желтое табло в мигающем режиме РАСХОД НЕ РАБОТАЕТ, ЛЕВЫЙ НЕ РАБОТ., ПРАВЫЙ НЕ РАБОТ. должны погаснуть.

– включить командную радиостанцию и запросить разрешение на запуск двигателей.

3.4.2. Бортовой техник при подготовке двигателей к запуску обязан:

- убедиться, что около вертолета нет посторонних предметов;

— по команде командира экипажа включить все АЗС и выключатели, необходимые для запуска и опробования двигателей и трансмиссии, систем запуска двигателей и двигателя АИ-9В, приборов контроля и указателей, пожарных кранов, основной и дублирующей гидросистем, противопожарной системы, автопилота и электромуфт, насосов топливных баков и топливомера, маяка МСЛ-3 и ПОС двигателей;

— путем опроса наземного персонала или личного наблюдения проконтролировать исправность лампы проблескового маяка;

— переключатель на щитке САРПП-12 установить в положение РУЧН. и по миганию сигнальной лампы убедиться в работоспособности лентопотяжного механизма.

Запуск двигателей и вылет вертолета с неисправной САРПП-12 **не разрешается**;

— убедиться, что переключатель контроля датчиков системы пожаротушения установлен в положение ОГНЕТУШЕНИЕ, табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ не должно гореть;

— проверить положение рычагов кранов останова, рычаги должны быть в заднем положении (ОСТАНОВ ДВИГ ЛЕВ. ПРАВ.);

— убедиться, что переключатели гидросистемы находятся в положении ВКЛ., при этом выключатель дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. должен находиться в положении ВКЛ., закрыт предохранительным колпаком и опломбирован;

— убедиться, что выключатели генераторов переменного тока находятся в положении ВЫКЛ., а переключатель трансформаторов ДИМ - в положении ОСНОВ.;

— включить подкачивающие насосы расходного бака и перекачивающие насосы основных баков;

— открыть пожарные краны.

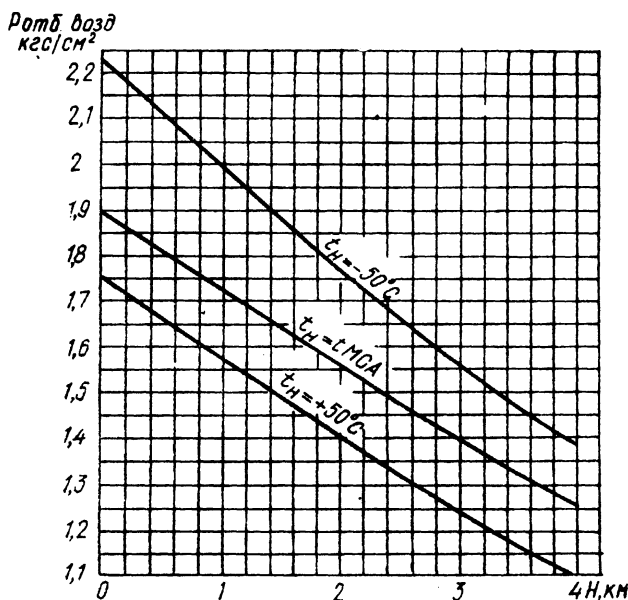


Рис. 3.2. Зависимость давления воздуха в магистрали отбора от АИ-9В (без отбора на потребители) от температуры наружного воздуха и высоты расположения аэродрома над уровнем моря

3.5. Запуск двигателя АИ-9В

Доложить командиру экипажа о готовности к запуску АИ-9В и двигателей ТВЗ-117ВМ. Получив разрешение командира экипажа, произвести запуск двигателя АИ-9В (если он не был запущен) в соответствии с указаниями раздела 7.

Если запуск двигателя ТВЗ-117ВМ производится при отсутствии наземного источника питания, то перед запуском двигателей необходимо выключить выключатели РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. и ПРОВЕРКА ОБОРУД.

3.6. Запуск двигателей ТВЗ-117ВМ

3.6.1. Запуск и останов двигателей разрешается производить командиру экипажа или по его команде бортовому технику, при этом командир экипажа должен находиться на своем рабочем месте. Прогрев и опробование силовой установки разрешается производить только летчику.

3.6.2. Очередность запуска двигателей определяется в зависимости от направления ветра и равномерности выработки ресурса двигателями. Первым запускается двигатель с подветренной стороны.

3.6.3. Перед запуском подать команду "От винтов" и поставить переключатель рода работ в положение ЗАПУСК, а переключатель ЛЕВ. - ПРАВ. - на запускаемый двигатель. Убедиться, что пожарные перекрывные краны находятся в положении ОТКРЫТО.

3.6.4. Получив доклад "Есть от винтов", нажать пусковую кнопку на 2-3 с, после чего перевести рычаг крана останова запускаемого двигателя в 3-14

положение ОТКРЫТО. Двигатель должен выйти на обороты малого газа за время не более 60 с. В процессе запуска должны гореть табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН и СТАРТЕР РАБОТАЕТ. По окончании цикла работы панели табло должны погаснуть (табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН - через 30 с, табло СТАРТЕР РАБОТАЕТ - при достижении оборотов турбокомпрессора 66-67%).

В процессе выхода двигателей на малый газ и раскрутки несущего винта при появлении стуков от ударов центробежных ограничителей свеса лопастей по упорам командир экипажа небольшими перемещениями ручки управления добиться такого положения, чтобы стуки исчезли.

3.6.5. В процессе запуска бортовому технику необходимо следить:

- за напряжением аэродромного (бортового) источника питания;
- за нарастанием давления масла в двигателе и в главном редукторе.

Примечание. При оборотах турбокомпрессора более 45% давление масла в двигателе должно быть не менее 1 кгс/см²;

- за оборотами турбокомпрессора;
- за нарастанием температуры газов перед турбиной;
- за давлением в гидросистеме;
- за температурой газов двигателя АИ-9В;
- за давлением воздуха в магистрали запуска;
- за устойчивой работой сигнальных табло ДАВЛ. МАСЛА НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА, СТАРТЕР РАБОТАЕТ;
- за отключением воздушного стартера при оборотах турбокомпрессора 66-67% по погасанию сигнального табло СТАРТЕР РАБОТАЕТ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ОТКЛЮЧЕНИЯ СТАРТЕРА НЕ ПРОИЗОЙДЕТ АВТОМАТИЧЕСКИ ДО ОБОРОТОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА 66⁺¹%, ОТКЛЮЧИТЬ СТАРТЕР НАЖАТИЕМ КНОПКИ ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА. ЕСЛИ ТАБЛО СТАРТЕР РАБОТАЕТ ПРОДОЛЖАЕТ ГОРЕТЬ, ЗАКРЫТЬ СТОП-КРАН ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ И ВЫКЛЮЧИТЬ АИ-9В НАЖАТИЕМ КНОПКИ ВЫКЛ. АИ-9В.

При обнаружении ненормальных показаний приборов или получении команды наблюдающего доложить командиру экипажа и выключить двигатель (закрыть кран останова и нажать кнопку ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА).

3.6.6. После выхода запускаемого двигателя на режим малого газа бортовому технику проверить параметры его работы, которые должны быть:

- обороты турбокомпрессора и температура газов перед турбиной согласно графику на рис. 3.3;
- давление масла в двигателе не менее 2 кгс/см²;
- давление масла в главном редукторе не менее 0,5 кгс/см².

3.6.7. Установить переключатель ЛЕВ.-ПРАВ. в положение запуска второго двигателя и произвести его запуск в аналогичном порядке.

После запуска двух двигателей и выхода их на режим малого газа обороты несущего винта должны быть в пределах 45-70%.

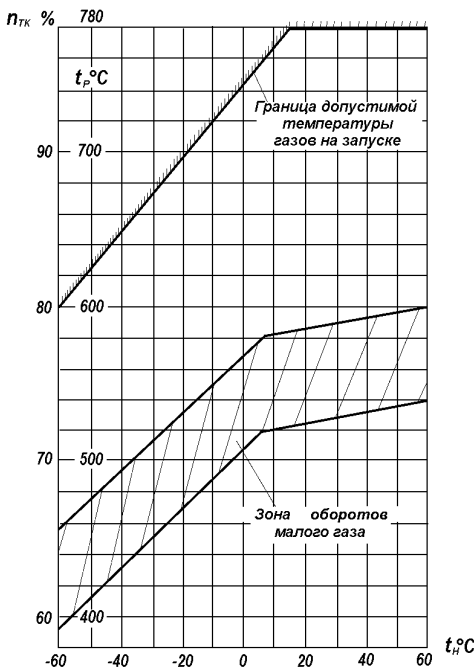


Рис. 3.3. Зависимость оборотов турбокомпрессора на режиме малого газа и максимально допустимой температуры газов на запуске от температуры наружного воздуха

Включить ПЗУ (при их установке на вертолет), для чего переключатели ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВ. и ПРАВ. на правой боковой панели электропульты летчиков установить в положение ВКЛ. и проконтролировать загорание сигнальных табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН, ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН. Включение ПЗУ сопровождается повышением температуры газов перед турбиной на 10-15°C, возможно также увеличение оборотов турбокомпрессоров не более чем на 0,5%.

3.6.8. После запуска двигателей ТВ3-117ВМ выключить двигатель АИ-9В, предварительно охладив его на режиме холостого хода в течение 0,5-1,0 мин.

Примечание. Если запуск двигателей производится при отсутствии наземного источника питания, то АИ-9В не выключать до окончания прогрева двигателей и выхода их на повышенный режим (до оборотов несущего винта выше 88%). Для питания необходимых потребителей электроэнергии на режиме малого газа включить генератор СТГ-3, установив выключатели РЕЗЕРВН. ГЕНЕР. и ПРОВЕРКА ОБОРУД. в положение ВКЛ.

3.6.9. Во время работы двигателей ТВ3-117ВМ следить за сигнальным табло ИВ-500Е измерителя вибраций.

3.6.10. В зимних условиях при температуре масла в двигателях ниже -40°C двигатели и редуктор перед запуском необходимо подогреть горячим воздухом с температурой не выше +80°C. Время подогрева должно быть равно времени, необходимому для подогрева масла в поддоне редуктора до температуры -15°C, но не должно составлять менее 20 мин.

В зимних условиях при температуре масла в двигателях минус 30 – 40°C, перед запуском необходимо произвести две холодные прокрутки двигателей с интервалом 3 мин. (см. п. 3.13.).

3.6.11. Запуск двигателя необходимо прекратить нажатием кнопки ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА и закрытием крана останова, если происходит следующее:

- загораются табло ЗАСОР ТФ ПРАВ.ДВ. (ЗАСОР ТФ ЛЕВ.ДВ.);
- температура газов перед турбиной компрессора возрастает выше указанной на графике рис. 3.3;
- в процессе выхода на режим малого газа прекращается нарастание оборотов турбокомпрессора (зависание) на время более 3 с;
- отсутствует давление масла в двигателе или в главном редукторе, а также если давление масла в двигателе менее 1 кгс/см² при оборотах турбокомпрессора более 45%;
- отсутствует давление в гидравлической системе и рычаг шаг-газ произвольно перемещается вверх;
- не происходит воспламенения топлива (отсутствует нарастание температуры газов перед турбиной);
- появляется течь масла или топлива;
- напряжение в бортсети падает в начале запуска ниже 16 В на время более 1 с;
- из выхлопной трубы выбрасываются языки пламени;
- при оборотах турбокомпрессора запускаемого двигателя 66-67% не произошло отключения воздушного стартера (табло СТАРТЕР РАБОТАЕТ продолжает гореть);
- двигатель не выходит на обороты малого газа за время 60 с;
- нет раскрутки несущего винта при достижении оборотов турбокомпрессора двигателя 20-25%;
- ударное включение муфты свободного хода (МСХ), сопровождающееся резким звуком в районе главного редуктора и встряской вертолета;
- давление масла на входе в двигатель при выходе его на режим малого газа менее 2 кгс/см² или в главном редукторе менее 0,5 кгс/см²;
- возникла необходимость выключения двигателя АИ-9В в процессе запуска;
- подана команда наблюдающего о прекращении запуска.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ЗАПУСКАТЬ И ОСТАНАВЛИВАТЬ ДВИГАТЕЛИ МОЖНО ТОЛЬКО ПРИ СКОРОСТИ ВЕТРА, НЕ ПРЕВЫШАЮЩЕЙ ВЕЛИЧИН, УКАЗАННЫХ В ТАБЛ. 2.2.
2. ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ ТУРБОКОМПРЕССОРА ДВИГАТЕЛЯ, А В СЛУЧАЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ЗАПУСКА ИЗ-ЗА НЕВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВА ИЛИ ИЗ-ЗА ПОВЫШЕННОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ - ПОСЛЕ ХОЛОДНОЙ ПРОКРУТКИ.
3. ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ С НЕИСПРАВНЫМИ ПРИБОРАМИ КОНТРОЛЯ ЕГО РАБОТЫ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.
4. ПОВТОРНЫЕ ЗАПУСКИ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫЯВЛЕНИЯ И УСТРАНЕНИЯ ПРИЧИН НЕНОРМАЛЬНОГО ЗАПУСКА, ПРИ ЭТОМ

ПЕРЕД ПОСЛЕДУЮЩИМ ЗАПУСКОМ СДЕЛАТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ (ПРОДУВКУ).

5. КОЛИЧЕСТВО ВЫПОЛНЯЕМЫХ ПОДРЯД ПОВТОРНЫХ ЗАПУСКОВ ДВИГАТЕЛЯ И ВРЕМЯ МЕЖДУ НИМИ НЕ ДОЛЖНЫ ПРЕВЫШАТЬ УКАЗАННЫХ В СТ. 7.8.

6. ПРИ НАЛИЧИИ ЛЬДА НА ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВАХ ПЗУ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЛОПАСТЯХ НЕСУЩЕГО И ХВОСТОВОГО ВИНТОВ ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛИ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

7. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА +5°C И НИЖЕ ОБОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПЗУ ВКЛЮЧАТЬ ВРУЧНУЮ СРАЗУ ПОСЛЕ ЗАПУСКА КАЖДОГО ДВИГАТЕЛЯ.

8. В УСЛОВИЯХ СИЛЬНОГО ПОРЫВИСТОГО ВЕТРА СО СКОРОСТЬЮ 15-20 М/С НАИБОЛЬШИЙ ЗАЗОР МЕЖДУ РАСКРУЧИВАЮЩЕЙСЯ ЛОПАСТЬЮ НЕСУЩЕГО ВИНТА И ХВОСТОВОЙ БАЛКОЙ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ ПРИ УСТАНОВКЕ ВЕРТОЛЕТА ТАКИМ ОБРАЗОМ, ЧТОБЫ ОН ОБДУВАЛСЯ ВЕТРОМ СПЕРЕДИ СЛЕВА ПОД УГЛОМ 45°.

9. В СЛУЧАЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ С ЗАКРЫТЫМИ ПОЖАРНЫМИ КРАНАМИ ДАЛЬНЕЙШАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАСОСА-РЕГУЛЯТОРА **НЕ РАЗРЕШАЕТСЯ**.

10. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ДО ВЫХОДА ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОБОРОТЫ МАЛОГО ГАЗА ПЕРЕВОДИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛОЖЕНИЕ ЗАПУСК ДРУГОГО ДВИГАТЕЛЯ.

11. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА +5°C И НИЖЕ ПРОКРУТИТЬ РОТОРЫ КОМПРЕССОРА И СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВРУЧНУЮ, НЕ ПРИМЕНЯЯ БОЛЬШИХ УСИЛИЙ.

В СЛУЧАЕ ПРИМЕРЗАНИЯ ЛОПАТОК РОТОРА КОМПРЕССОРА ИЛИ ПРИ НАЛИЧИИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА ДЕТАЛЯХ ДВИГАТЕЛЯ НЕОБХОДИМО ПРОГРЕТЬ ДВИГАТЕЛЬ ГОРЯЧИМ ВОЗДУХОМ С ТЕМПЕРАТУРОЙ НЕ ВЫШЕ +80°C, ИСПОЛЬЗУЯ ПРИ ЭТОМ НАЗЕМНЫЕ ПОДОГРЕВАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА. ГОРЯЧИЙ ВОЗДУХ ПОДВОДИТЬ В ГАЗОВОЗДУШНЫЙ ТРАКТ ДВИГАТЕЛЯ. ПОСЛЕ ПРОГРЕВА УБЕДИТЬСЯ В ЛЕГКОСТИ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ И ОТСУТСТВИИ ЛЬДА.

3.7. Прогрев силовой установки. Проверка работы органов управления и гидравлической системы

3.7.1. Прогрев силовой установки производить на режиме малого газа (установить рычаг шаг-газ на нижний упор, рукоятку коррекции - полностью влево, рычаги раздельного управления - в нейтральное положение на защелку).

3.7.2. В процессе прогрева силовой установки следить за показаниями приборов контроля работы силовой установки, которые должны соответствовать данным, указанным в разделе 2. Время прогрева во всех случаях должно быть не менее 1 мин.

3.7.3. 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.

3.7.4. В процессе прогрева двигателей включить командную радиостанцию.

3.7.5. Проверить работу органов управления и гидросистем на режиме малого газа в следующем порядке:

— поочередно отклоняя ручку управления и педали, убедиться в плавности (без рывков и заеданий) отклонений органов управления. При температуре

наружного воздуха ниже -30°C небольшими движениями ручки управления обеспечить прокачку гидравлической жидкости АМГ-10 в целях ее прогрева;

– убедиться, что при движении органов управления давление в основной гидросистеме изменяется в пределах от 45 ± 3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см², давления в дублирующей системе нет (по манометру около 5 кгс/см²), горит табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА; на вертолетах с доработанной гидросистемой в процессе запуска двигателей при включенном выключателе ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВН. возможно вступление в работу не основной, а дублирующей гидросистемы. В этом случае перед проверкой исправности основной гидросистемы необходимо нажать кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР. на средней панели электропульты летчиков и удерживать ее до загорания табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА и погасания табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА. На вертолетах с доработанной электросхемой по автоматическому включению в работу основной гидросистемы в процессе запуска двигателей основная гидросистема вступает в работу без нажатия на кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР.

– выключатель ОСНОВН. ГИДРОСИСТЕМА перевести в положение ВЫК. и убедиться, что загорается табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА и гаснет табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА, быстро нарастает давление в дублирующей системе и при отклонении органов управления изменяется в пределах от 45 ± 3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см², давление в основной системе постоянно и сохраняется в пределах от 45 ± 3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см²;

– включить основную гидросистему и убедиться, что загорается табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА, давление в ней сохраняется в указанных выше пределах, табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА гаснет, давление в дублирующей системе падает до 5 кгс/см².

На вертолетах с доработанной гидросистемой после включения выключателя ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВН. перевод гидросистемы на основную производить нажатием кнопки ОТКЛ. ДУБЛИР. Переход гидросистемы на основную без нажатия кнопки является признаком неисправности электрической автоматики отключения основной гидросистемы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СРЫВАТЬ ПЛОМБИРОВКУ С ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОГО КОЛПАКА ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ ДУБЛИРУЮЩЕЙ ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. И УСТАНОВЛИВАТЬ ЕГО В ПОЛОЖЕНИЕ ВЫК. - **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Для вертолетов с выполненной доработкой разделения газовых полостей спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы в процессе проверки работоспособности гидросистемы необходимо:

– обратить внимание на частоту перемещения стрелки указателя манометра основной гидросистемы с 45 ± 3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см² и обратно. Если нарастание и падение давления в основной гидросистеме происходит практически мгновенно, то это будет свидетельствовать о возможном разрушении диафрагмы одного из гидроаккумуляторов этой системы (или об утечке газа). В этом случае выключить двигатели и командира экипажа дать команду бортовому технику проверить давление азота в обоих гидроаккумуляторах основной гидросистемы.

3.7.6. При подключенном аэродромном источнике переменного тока включить и проверить авиационное оборудование. При отсутствии аэродромного источника указанные проверки производить либо от преобразователей ~115 В (при запущенном двигателе АИ-9), либо после включения генераторов переменного тока (см. 3.9).

3.7.7. Бортовому технику после прогрева силовой установки доложить командиру экипажа о готовности к опробованию.

3.8. Опробование двигателей

3.8.1. Для проверки работоспособности установлены следующие виды опробований двигателей и их систем:

- совместное опробование двигателей с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета;
- раздельное опробование двигателей с выходом на взлетный (чрезвычайный) режим, при этом неопробуемый двигатель должен быть выключен;
- проверка работы двигателей на висении.

3.8.2. Первый вид опробования применяется при проверке работоспособности двигателей и их систем в начале летного дня (ночи).

Второй вид опробования производится после замены или регулировки агрегатов силовой установки, несущего, рулевого винтов, после выполнения регламентных работ, а также после устранения неисправности, появившейся в полете.

Третий вид опробования производится в целях проверки совместной работы двигателей, а также для проверки исправности и работоспособности силовой установки перед каждым полетом (подраздел 4.2).

3.8.3. Для совместного опробования двигателей с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета, необходимо выполнить следующее:

а) Убедиться, что двигатели и главный редуктор прогреты (температура масла в двигателях не ниже +30°C, а в главном редукторе не ниже -15° С)

б) Проверить исправность контуров СТ ЭРД-ЗВМ, для чего:

- открыть предохранительную крышку пульта ЭРД;
- установить выключатели ЭРД ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ (на пульте управления ЭРД) в положение ВКЛ.;

– установить переключатели КОНТРОЛЬ СТ1-РАБОТА-КОНТРОЛЬ СТ2 в положение КОНТРОЛЬ СТ1;

– плавно повернуть рукоятку коррекции вправо, после чего при минимальном шаге несущего винта рычагами раздельного управления двигателями увеличить обороты несущего винта до момента загорания табло желтого цвета ПРЕВ.н_{СТ} ЛЕВ.ДВ. и ПРЕВ.н_{СТ} ПРАВ.ДВ., расположенных на левой приборной доске. Загорание табло должно происходить при $n_{нв}=91\pm 2\%$;

– плавно уменьшить обороты несущего винта на 5-7% (но не менее 88%), при этом табло ПРЕВ.н_{СТ} ЛЕВ.ДВ. (ПРАВ.ДВ.) должны гореть;

- установить переключатели КОНТРОЛЬ СТ1-РАБОТА-КОНТРОЛЬ СТ2 в положение РАБОТА. Табло ПРЕВ.п_{СТ} ЛЕВ.ДВ.(ПРАВ.ДВ.) должны погаснуть;
- установить переключатели КОНТРОЛЬ СТ1-РАБОТА-КОНТРОЛЬ СТ2 в положение КОНТРОЛЬ СТ2 и произвести проверку аналогично проверке в положении КОНТРОЛЬ СТ1.

После окончания проверки ЭРД по контуру СТ установить переключатели СТ1, СТ2 в положение РАБОТА. Убедиться, что РРУД находится в среднем положении на защелке, выключатели ЧР ПРАВЫЙ и ЧР ЛЕВЫЙ на пульте ЭРД включены. Пульт управления закрыть предохранительной крышкой.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ПРОВЕРКЕ ИСПРАВНОСТИ КОНТУРА СТ ЭРД, КОГДА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ КОНТРОЛЬ СТ1-РАБОТА-КОНТРОЛЬ СТ2 УСТАНОВЛЕННЫ В ПОЛОЖЕНИЕ КОНТРОЛЬ СТ1 ИЛИ КОНТРОЛЬ СТ2 И ПРИ ДОСТИЖЕНИИ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА $91 \pm 2\%$ ТАБЛО ПРЕВ.п_{СТ} ЛЕВ.ДВ. (ПРАВ.ДВ.) НЕ ЗАГОРИТСЯ ИЛИ ГОРИТ НЕУСТОЙЧИВО (МИГАЕТ), ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ С ЭРД ДО ВЫЯСНЕНИЯ ПРИЧИНЫ И УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

Проверить диапазон перенастройки оборотов несущего винта, для чего:

- установить рычагом шаг-газ по УШВ 3° и убедиться в том, что рукоятка коррекции находится в крайнем правом положении, а температура масла в главном редукторе не менее 30°C ;
- отклонить переключатель перенастройки на рычаге шаг-газ вниз и после прекращения изменения оборотов несущего винта по указателю проверить их величину, обороты должны составлять $91 \pm 2\%$;
- отклонить переключатель вверх и убедиться, что обороты несущего винта составляют $97^{+2}_{-1}\%$.

Если верхний предел оборотов несущего винта ($97^{+2}_{-1}\%$) не будет достигнут, необходимо прогреть масло в главном редукторе до температуры $40-60^\circ\text{C}$ и повторить проверку. После проверки диапазона перенастройки установить переключателем перенастройки обороты несущего винта 95% и отклонить рычаг шаг-газ вниз до упора.

в) Увеличить мощность двигателей до режима, при котором исключается отрыв вертолета, путем перемещения рычага общего шага вверх; убедиться в плавном перемещении рычага общего шага и в исправной работе гидравлической муфты его расстопоривания.

г) Убедиться, что при перемещении рычага общего шага вверх происходит увеличение режима работы двигателей.

д) Установить рычаг общего шага вниз до упора. Убедиться, что режим работы двигателей установился, проработать на этом режиме 1 мин, запомнить значение числа оборотов двигателей на этом режиме и повернуть рукоятку коррекции в крайнее левое положение, соответствующее режиму работы двигателей на малом газе.

е) Проконтролировать параметры работы силовой установки, которые должны соответствовать значениям, указанным в табл. 2.9.

ж) Произвести проверку частичной приемистости двигателей. Частичная приемистость двигателей проверяется с режима малого газа до оборотов турбокомпрессора на $1-1,5\%$ ниже оборотов правой коррекции, для чего:

– плавным переводом двигателей на режим, соответствующий правой коррекции, зафиксировать обороты турбокомпрессора на правой коррекции;

– перевести двигатели на режим малого газа и вновь ввести правую коррекцию за время 1-2 с, замерив время с момента перемещения коррекции вправо до достижения оборотов турбокомпрессора на 1-1,5% ниже оборотов правой коррекции, при этом температура газов не должна превышать значений, указанных на графике рис. 3.4.

Время частичной приемистости должно находиться в пределах 3-6 с.

Загорание светового табло ОГРп, Тг ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) свидетельствует о выходе двигателя на режим ограничения по температуре выходящих газов или по оборотам турбокомпрессора.

График совместного опробования двигателей показан на рис. 3.5.

Примечание. При опробовании двигателей все члены экипажа должны иметь связь по СПУ.

3.8.4. Для раздельного опробования двигателей с выходом на взлетный (чрезвычайный) режим вертолет загрузить до веса не менее 13500 кгс.

Раздельное опробование двигателя с выходом на взлетный (чрезвычайный) режим производить согласно инструкции по его эксплуатации.

В процессе опробования двигателей произвести проверку правильности показаний измерителя режимов ИР-117М, для чего:

– установить номинальный режим работы двигателя, соответствующий числу оборотов турбокомпрессора на 0,5% выше значений, приведенных на графике "С" в формуляре двигателя для соответствующей температуры атмосферного воздуха с учетом поправки $\Delta n_{\text{тк}}$ из графика рис. 3.7 на высоту расположения площадки для взлетного режима;

– убедиться, что боковой индекс измерителя проверяемого двигателя находится в верхней половине центрального индекса "Н".

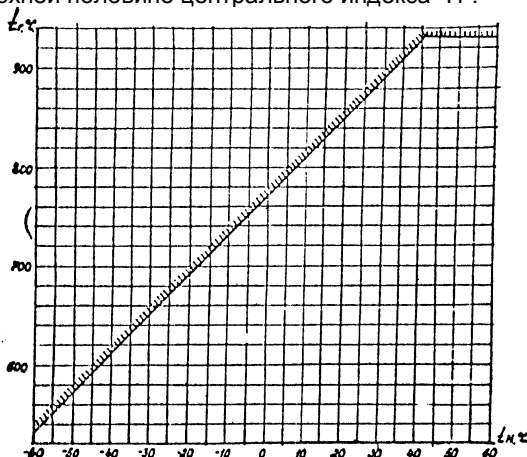


Рис. 3.4. Зависимость максимально допустимой температуры газов от температуры наружного воздуха при проверке частичной приемистости (по термопарам Т-102)

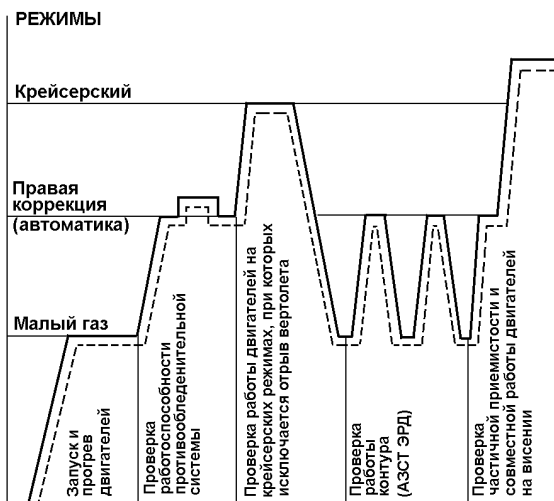


Рис. 3.5. График совместного опробования двигателей при проведении предполетной подготовки

Примечание. Заданный режим по числу оборотов турбокомпрессора из графика "С" формуляра определяет бортовой техник.

3.8.5. Контроль режимов двигателей производить по указателю измерителя режимов УР-117М, на режимах **НОМИНАЛЬНЫЙ**, **КРЕЙСЕРСКИЙ** боковой индекс указателя режимов должен находиться против центрального индекса "Н", "К" соответственно, при этом превышение оборотов турбокомпрессора и температуры газов перед турбиной выше максимально допустимых для данного режима, указанных в табл. 2.8, не допускается. Сверить показания УР-117М с графиком рис. 3.6.

Установку и контроль режимов работы двигателей осуществлять по числу оборотов турбокомпрессора, руководствуясь графиком рис. 3.6.

3.8.6. При опробовании двигателей особое внимание обращать на поведение вертолета и отклонением органов управления удерживать его на месте.

3.8.7. Проверить при необходимости отрегулировать усилия, создаваемые фрикционом рычага ШАГ-ГАЗ и рукоятки коррекции.

Примечание. Нормальная затяжка фрикциона маховичком должна быть такой, чтобы без нажатия на кнопку выключения фрикциона рычаг ШАГ-ГАЗ можно было перемещать при усиллии 20-25 кг.

3.8.8. При опробовании двигателей на земле в условиях обледенения необходимо после выхода на малый газ вручную включить противообледенительную систему двигателей.

После прогрева двигателей до температуры масла на выходе из двигателей не ниже +30°C и температуры масла на входе в редуктор не ниже -15°C дальнейшую работу производить на оборотах ротора турбокомпрессора не ниже 80%.

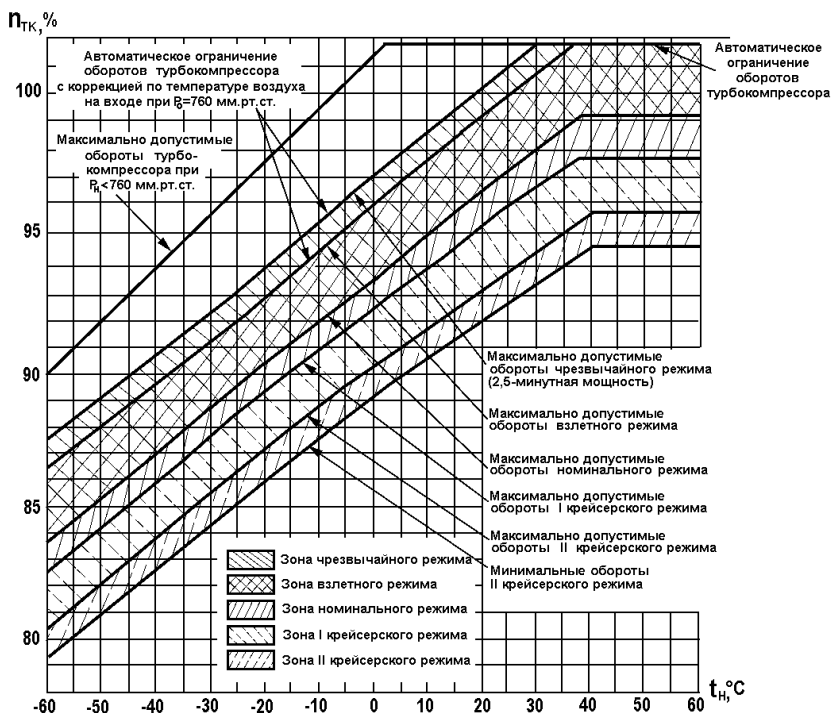


Рис. 3.6. График зависимости оборотов ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в двигатель ($H=0$, $V=0$, $P_0=760$ мм.рт.ст.) и максимально допустимых оборотов ротора турбокомпрессора при $P_0 < 760$ мм.рт.ст. с отбором воздуха на эжектор ПЗУ

- Примечания:** 1. Зона взлетного и чрезвычайного режимов охватывает все семейство двигателей ТВЗ-117ВМ. Обороты ротора ТК на взлетном режиме для каждого конкретного двигателя определяются по графику "Аэрд", приложенному к формуляру двигателя.
2. При полетах с высокогорных площадок максимально допустимые обороты ротора ТК на взлетном и чрезвычайных режимах определяются в зависимости от фактической температуры наружного воздуха по графику "Аэрд", приложенному к формуляру двигателя, с учетом поправки на давление наружного воздуха (см. Рис.3.7 или Рис. 3.8). В этом случае обороты ротора ТК не должны превышать предельных значений, указанных на Рис.3.6.
3. При полетах с высокогорных площадок обороты ротора ТК на номинальном и крейсерском режимах, определенные по графику Рис.3.6, должны быть увеличены на $1,3 H$, где H – барометрическая высота в км, при условии отсутствия ограничений по максимально допустимым температуре газов и оборотам ТК.

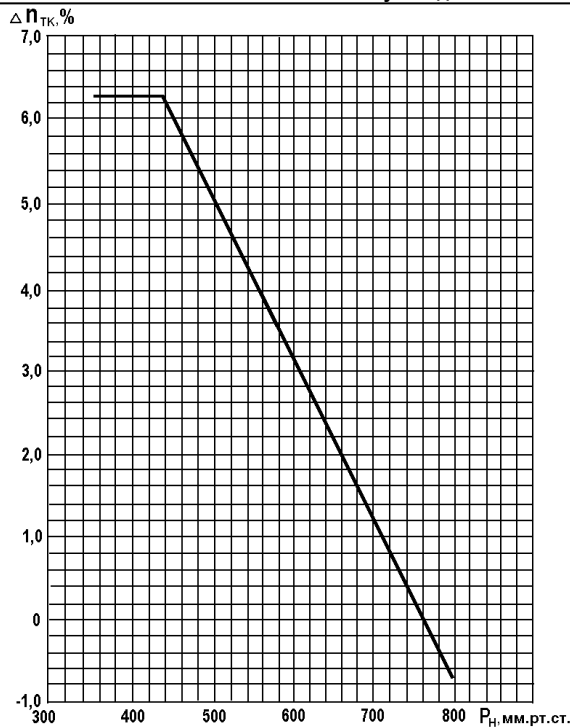


Рис. 3.7. Изменение оборотов турбокомпрессора на взлетном режиме от давления воздуха

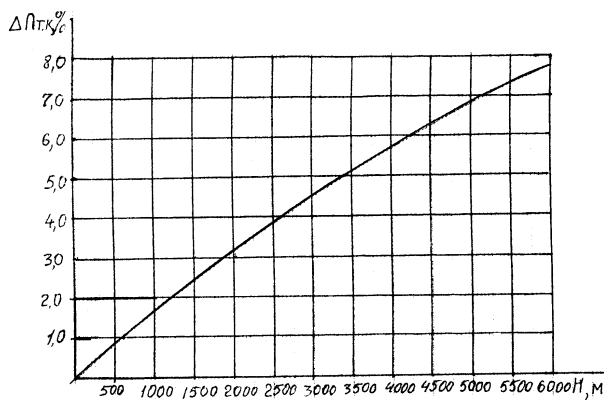


Рис. 3.8. Изменение оборотов турбокомпрессора на взлетном режиме от барометрической высоты, определенной по высотомеру, установленному на давление 760 мм рт.ст.

3.8.9. При проверке синхронности работы турбокомпрессора обоих двигателей и перед полетом независимо от метеоусловий АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА должен быть включен. При этом заслонки 1919Т должны находиться в положении ЗАКРЫТО.

3.8.10. Бортовому технику в процессе опробования двигателей следить за показаниями приборов контроля работы силовой установки, которые должны соответствовать данным, указанным в эксплуатационных ограничениях данного РЛЭ, в случае каких-либо отклонений немедленно докладывать об этом командиру экипажа.

3.8.11. В этом случае, когда раздельное опробование двигателей на земле с выходом на чрезвычайный режим невозможно, проверку чрезвычайного режима выполнить в полете в соответствии с рекомендациями подраздела 4.29.

3.8.12. В процессе опробования, при загорании светового табло ЗАСОР ТФ ЛЕВ.ДВ. (ЗАСОР ТФ ПРАВ.ДВ.) опробование прекратить и выключить двигатель.

3.9. Включение генераторов и проверка авиационного оборудования

3.9.1. Командиру экипажа ввести правую коррекцию и после проверки и включения систем переменного и постоянного тока подать команду "Отключить наземный источник питания".

Примечание. При отсутствии наземного источника питания дать команду "Отключить генератор ВСУ". Бортовому технику по этой команде выключить выключатели РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. и ПРОВЕРКА ОБОРУД.

3.9.2. Бортовому технику по команде командира экипажа выполнить включение и проверку генераторов переменного тока и выпрямителей (см. 7.7.4) при оборотах несущего винта не менее 88%.

3.9.3. Командиру экипажа включить все пилотажно-навигационное и радиоэлектронное оборудование, необходимое для предстоящего полета, и проверить его работу (перед включением выключателя АВИАГОРИЗ., предварительно нажать кнопку арретира АГБ-3К).

3.9.4. Произвести проверку СПУУ-52, для чего поставить выключатель СПУУ-52 на левом щитке электропульты в положение ВКЛ. и убедиться в работоспособности системы СПУУ-52 по погасанию кнопки-табло ОТКЛ. с красным светофильтром на лицевой панели блока БУ-32 и по установке подвижного индекса нулевого индикатора в положение, соответствующее плотности воздуха.

На высотах, близких к уровню моря, средних и низких температурах наружного воздуха (большая плотность) стрелка нулевого индикатора перемещается вправо от крайнего левого положения. При малых значениях плотности стрелка может остаться в крайнем левом или близком к нему положении.

3.9.5. Произвести проверку работоспособности автопилота в такой последовательности:

– нажать кнопки-лампы ВКЛ. на пульте управления автопилота по всем каналам; все лампы должны загореться; стрелки на индикаторе ИН-4 при нейтральном положении органов управления вертолетом должны находиться в среднем положении с допуском не более чем на толщину

стрелки; отклонением ручки управления вертолетом убедиться, что стрелки К и Т на индикаторе ИН-4 реагируют на отклонение ручки (отклонения стрелок должны соответствовать отклонениям педалей и ручки); проверить, гаснут ли все лампы (отключается автопилот) при нажатии на кнопку ВЫКЛ. АП на ручке управления вертолетом;

- проверить включение канала высоты нажатием кнопки-лампы ВКЛ. ВЫСОТА; кратковременно нажать вверх переключатель КОНТРОЛЬ, при этом стрелка В индикатора должна перемещаться вверх; переместить рычаг шаг-газ с нижнего упора на 1° вверх и кратковременно нажать переключатель КОНТРОЛЬ вниз, стрелка В при этом должна перемещаться тоже вниз; проверить отключение канала высоты при нажатии кнопки ФРИКЦИОН на рычаге шаг-газ;

- проверить канал направления автопилота; при нейтральном положении педалей и снятых с педалей ногам при нажатии кнопки-лампы ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ она должна загореться, при этом стрелка Н на индикаторе должна быть в среднем положении; при повороте шкалы НАПРАВЛЕНИЕ не более чем на 1,5 оборота вправо или влево педаль должна перемещаться соответственно вправо или влево; при постановке педалей нейтрально стрелка Н на индикаторе и шкала НАПРАВЛЕНИЕ на пульте должны возвращаться в исходное положение;

- нажать на пульте управления кнопку ОТКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ, при этом лампа ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ должна погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОВЕРКЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АУТОПИЛОТА НА ЗЕМЛЕ НЕ ДОПУСКАТЬ СТРАГИВАНИЯ ИЛИ РАЗВОРОТА ВЕРТОЛЕТА. ВО ИЗБЕЖАНИЕ СТРАГИВАНИЯ ИЛИ РАЗВОРОТА ВЕРТОЛЕТА ОТКЛОНЕНИЕ ПЕДАЛЕЙ И РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЬ ПЛАВНО НА ВЕЛИЧИНУ НЕ БОЛЕЕ ± 50 мм ОТ НЕЙТРАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ.

3.9.6. Летчику-штурману:

- включить авиагоризонт и проверить его работу (см. 8.23);
- проверить исправность обогрева ПВД;
- включить АРК и настроить его на необходимую приводную радиостанцию (порядок настройки указан в разделе 7);
- включить и проверить ДИСС-15 (см. 7.5);

- проверить работоспособность курсовой системы, для чего переключатель рода работ установить в положение МК, переключатель 0-КОНТРОЛЬ-300 на пульте курсовой системы поставить в положение 0 или 300. При этом коррекционный механизм и указатели должны отработать курс $0 \pm 10^\circ$ или $300 \pm 10^\circ$ и должна гореть контрольная лампа ЗАВАЛ ГА;

- переключатель 0-КОНТР-300 установить в среднее положение. При этом КМ-8 должен отработать угол рассогласования и показать магнитный стояночный курс вертолета. Переключатель ЗК установить в любое крайнее положение. Указатель УГР-4УК должен отработать угол рассогласования и показать магнитный стояночный курс вертолета. Переключатель рода работы установить в положение ГПК;

- по команде командира экипажа проверить работоспособность автопилота по каналу НАПРАВЛЕНИЕ, для чего нажать кнопки-лампы ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ, КРЕН, ТАНГАЖ, ВЫСОТА на пульте управления

автопилотом. Нажимной переключатель ЗК кратковременно нажать влево и снять ноги с надпедальников. При этом шкала НАПРАВЛЕНИЕ на пульте управления должна вращаться влево. Повторить проверку при нажатии переключателя ЗК вправо;

- по команде командира экипажа проверить надежность отключения автопилота при нажатии кнопки ВЫКЛ. АП на ручке управления вертолетом и надежность отключения отдельно канала высоты при нажатии кнопки ФРИКЦИОН на рычаге общего шага;

- перед ночными полетами проверить работу кабинного плафона и фары.

О проведенных проверках доложить командиру экипажа.

3.9.7. Проверить работоспособность индуктивных манометров на центральном пульте от резервного трансформатора ДИМ. При установке переключателя трансформаторов ДИМ положение ЗАПАСН. указатели индуктивных манометров должны обеспечивать нормальную выдачу показаний.

3.9.8. Если в предстоящем полете возможно обледенение, командиру экипажа дать команду бортовому технику проверить работоспособность противообледенительной системы. Проверку осуществлять, как указано в разделе 7.

3.9.9. Проверить работоспособность бортовой стрелы с лебедкой СЛГ-300, если в предстоящем полете предусмотрено ее использование (см. п. 5.10)

3.9.10. Проверить работоспособность поискового прожектора SX-16 перед выполнением поиско-спасательных работ ночью (см. п. 8.21).

3.10 Выключение двигателей

3.10.1. Если предстоящий полет не связан с выполнением срочного задания, после опробования двигателей перед установкой командиром экипажа режима малого газа бортовому технику по команде командира выключить ПЗУ, все потребители электроэнергии, кроме приборов, контролирующих работу силовой установки, убрать коррекцию полностью влево, охладить двигатели на режиме малого газа в течение 1-2 мин летом и 2-3 мин зимой. Перед выключением двигателей командиру экипажа ручку управления вертолетом установить примерно на 1/3 хода на себя. После охлаждения двигателей дать команду бортовому технику "Выключить двигатели".

3.10.2. Бортовому технику:

- выключить выпрямители постоянного тока, переключатель ПО-500А поставить в положение РУЧНОЕ, выключить генераторы переменного тока, доложить об этом командиру экипажа;

- после охлаждения двигателей на оборотах малого газа остановить двигатели переводом рычагов кранов останова в положение ОСТАНОВ. ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ.;

- при остановке двигателей прослушать, нет ли в них посторонних шумов, и убедиться, что время выбега ротора турбокомпрессора не менее 50 с;

- затормозить несущий винт, чтобы ни одна из лопастей не находилась над хвостовой балкой и стабилизатором;

- после полной остановки двигателей закрыть топливные пожарные краны;
- выключить топливные подкачивающие и перекачивающие насосы;
- выключить все АЗС и выключатели, кроме выключателя дублирующей гидросистемы, который должен находиться под колпаком в положении ВКЛ. и опломбирован;
- выключить аккумуляторы;
- переключатель на левой боковой панели САРПП-12 установить в положение АВТОМ.

3.11. Осмотр вертолета после опробования двигателей

3.11.1. После опробования и выключения двигателей бортовому технику произвести осмотр вертолета в такой последовательности.

Открыть крышки капотов двигателей и главного редуктора. Проверить герметичность топливной, масляной и гидравлической систем. Осмотреть и проверить:

- втулку несущего винта и автомат перекося, нет ли подтекания масла и выбивания смазки из шарниров втулки и гидродемпферов;
- лопасти несущего винта, нет ли видимых повреждений;
- рулевой винт, нет ли подтекания масла и выбивания смазки из шарниров;
- нижнюю часть обшивки фюзеляжа, нет ли подтекания масла и топлива. Слить топливо из дренажного бачка.

3.11.2. По окончании осмотра бортовой техник обязан:

- проверить надежность закрытия заливных горловин всех систем, сливных кранов, мерных линеек уровня масла, лючков;
- закрыть крышки капотов двигателей и главного редуктора;
- проверить, нет ли на вертолете посторонних предметов;
- снять резиновый предохранительный колпачок с визуального датчика обледенения;
- проверить загрузку вертолета и крепление груза;
- заполнить контрольный лист подготовки к полету;
- доложить командиру экипажа о готовности вертолета к полету согласно заданию.

3.11.3. После доклада бортового техника о готовности к полету произвести запуск двигателя АИ-9В, двигателей ТВЗ-117ВМ в соответствии с указаниями разд. 7 и подразд. 3.6.

3.12. Экстренный останов двигателей

3.12.1. Экстренный останов двигателей при их опробовании производить в таких случаях:

- при резком падении (ниже минимальных значений) давления масла в двигателях и в главном редукторе;

- при резком повышении температуры газов перед турбиной компрессора выше допустимой;
- при появлении течи топлива или масла;
- при появлении значительной вибрации двигателей или посторонних шумов;
- при резком падении или увеличении оборотов компрессора;
- по команде наблюдающего за запуском;
- при возникновении пожара;
- при сильном выбивании пламени из выхлопного патрубка;
- при одновременном отказе основной и дублирующей гидросистем, сопровождающемся перемещением рычага шаг-газ вверх или сильным "вождением" ручки управления.

Экстренный (аварийный) останов двигателей производится переводом рычагов управления кранов останова в положение ОСТАНОВ. ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ.

При отказе в работе стоп-крана останов двигателя производить закрытием пожарного крана.

Экстренный останов двигателей может быть произведен с любого режима их работы.

Если необходимость экстренного останова двигателя возникла при его опробовании на режиме висения, то двигатель выключить после приземления вертолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДАЛЬНЕЙШАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ, К КОТОРОМУ БЫЛ ПРИМЕНЕН АВАРИЙНЫЙ ОСТАНОВ, РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ПОСЛЕ УСТАНОВЛЕНИЯ ПРИЧИН, ПРИВЕДШИХ К ЕГО ЭКСТРЕННОМУ ВЫКЛЮЧЕНИЮ.

3.13. Холодная прокрутка двигателя ТВЗ-117ВМ

3.13.1. Холодная прокрутка двигателя производится в целях продувки камеры сгорания от скопившегося в ней топлива при неудавшемся запуске, для определения оборотов раскрутки турбокомпрессора от воздушного стартера и проверки времени цикла работы пусковой панели.

3.13.2. Для выполнения холодной прокрутки включите подкачивающие насосы, поставьте переключатели ЗАПУСК-ПРОКРУТ в положение ПРОКРУТ, а переключатель ЗАПУСК ЛЕВ. - ПРАВ, в положение проверяемого двигателя. Открыть пожарный кран и нажать пусковую кнопку на 1-2 с. Кран останова двигателя закрыт.

Проконтролировать раскрутку турбокомпрессора от воздушного стартера (до оборотов 20-26%) и проверить продолжительность цикла работы пусковой панели (продолжительность цикла должна составлять 51-59 с).

3.13.3. При выполнении холодной прокрутки необходимо осуществлять контроль за давлением масла в двигателе, которое должно быть не менее 0,5 кгс/см².

3.14. Ложный запуск двигателя

3.14.1. Ложный запуск производится при необходимости проверки работы систем, участвующих в запуске, а также при консервации и расконсервации топливной системы двигателя.

3.14.2. Ложный запуск двигателя производится аналогично холодной прокрутке, но с открытым краном останова двигателя (без поджига топлива).

Для выполнения ложного запуска необходимо:

- поставить переключатель рода работ в положение ПРОКРУТКА, а переключатель ЛЕВ.-ПРАВ. - на проверяемый двигатель;

- включить подкачивающий топливный насос расходного бака и открыть пожарные краны;

- нажать на 1-2 с пусковую кнопку и перевести кран останова проверяемого двигателя в положение ОТКРЫТО.

Продолжительность цикла работы пусковой панели при ложном запуске та же, что и при холодной прокрутке (51-59 с).

Обороты турбокомпрессора при ложном запуске должны быть не менее 20%.

При выполнении ложного запуска необходимо осуществлять контроль за давлением масла в двигателе, которое должно быть не менее $0,5 \text{ кгс/см}^2$, и убедиться в вытекании топлива из выхлопного патрубка.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОСЛЕ ПРОВЕДЕНИЯ ЛОЖНОГО ЗАПУСКА ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ НЕОБХОДИМО ПРОИЗВЕСТИ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ.

3.15. Проверка готовности вертолета и ОВН-1 к полету ночью

3.15.1. При подготовке к полету ночью, в котором предполагается применение экипажем очков ночного видения, бортовому технику, дополнительно к рекомендациям, приведенным в разд. 3 и подраздел. 4.17, необходимо:

- проверить уровень спирта в баке системы омыва лобовых стекол кабины экипажа;

- осмотреть внешнее состояние агрегатов и трубопроводов системы омыва;

- проверить отсутствие подтекания спирта;

- проверить чистоту остекления кабины экипажа и отверстий в распылителях;

- зафиксировать в рабочем положении противобликовые козырьки на приборных досках и центральном пульте;

- проверить установку рулевой фары ФР-100 на угол $30-40^\circ$ вниз.

3.15.2. Бортовому технику проверить работоспособность системы омыва стекол, для чего:

- включить АЗС-ы ОМЫВ СТЕКОЛ на правой боковой панели электропульты и СТЕКЛООЧИСТИТ. ЛЕВЫЙ - ПРАВЫЙ на правой панели АЗС;

- открыть левый и правый перекрывные краны, установленные в правом нижнем углу правой приборной доски;

– установить переключатели СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ на левом и правом щитках электропульты, в положение ПУСК и нажать кнопку ОМЫВ СТЕКОЛ на центральном пульте. Проконтролировать подачу спирта на оба стекла и автоматическое отключение насоса через 10 с;

– выключить стеклоочистители и закрыть перекрывные краны.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ДОПУСКАТЬ РАБОТЫ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ ПО СУХИМ СТЕКЛАМ.

3.15.3. Всем членам экипажа:

Произвести индивидуальную подгонку очков ночного видения(с помощью другого члена экипажа или наземного специалиста) и проверить их работоспособность в соответствии с указаниями п.п. 8.31.3.

Отрегулировать необходимую яркость подсвета приборных досок и электропультов на своих рабочих местах реостатами ПОДСВЕТ ГРУППА 1, 2, установленными соответственно на левой и правой боковых панелях электропульты и в проеме входной двери в кабину экипажа, справа.

3.15.4. Летчику- штурману:

– включить подсвет компаса КИ - 13 выключателем ПОДСВЕТ КИ - 13 на правой боковой панели электропульты;

– отрегулировать яркость свечения светосигнальных табло реостатом ТАБЛО НОЧЬ- ДЕНЬ, на правой боковой панели электропульты.

3.15.5. Бортовому технику:

– оказать помощь летчикам (при необходимости) в подгонке и подключении к бортовому электропитанию очков ОВН-1;

– зафиксировать в рабочем положении противобликовые козырьки на приборных досках и центральном пульте.

Примечания: 1. Очки ОВН-1 устанавливать на ЗШ-7В после подготовки их к работе согласно " Техническому описанию и инструкции по эксплуатации изделия ОВН-1".

2. Технология выполнения индивидуальной подгонки и установки на ЗШ очков ОВН-1 приведена в "Руководстве по технической эксплуатации защитных шлемов ЗШ-7В, ЗШ-7Б, ЗШ-7ВС".

3. Установка и индивидуальная подгонка очков может проводиться в помещении до полета или на борту вертолета перед полетом.

РАЗДЕЛ 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

Содержание

РАЗДЕЛ 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА.....	4-1
4.1. Подготовка к рулению и руление	4-3
4.2. Висение.....	4-4
4.3. Перемещения и подлеты на малой высоте	4-6
4.4. Взлет	4-6
4.5. Набор высоты.....	4-9
4.6. Горизонтальный полет.....	4-10
4.7. Переходные режимы полета	4-12
4.8. Снижение	4-13
4.9. Снижение на режиме самовращения несущего винта	4-14
4.10. Посадка	4-15
4.11. Уход на второй круг	4-17
4.12. Посадка с одним работающим двигателем	4-18
4.13. Полет с автопилотом.....	4-21
4.14. Окончание полета	4-23
4.15. Полет на поиск потерпевших бедствие	4-23
4.16. Полет (висение) над безориентирной местностью с использованием доплеровской аппаратуры ДИСС-15	4-25
4.17. Полет ночью в простых метеорологических условиях	4-26
4.18. Полет в сложных метеорологических условиях днем и ночью ..	4-27
4.19. Заход и расчет на посадку методом большой коробочки.....	4-31
4.20. Заход и расчет на посадку с прямой методом отворота на расчетный угол	4-34
4.21. Заход и расчет на посадку с помощью автоматического радиопеленгатора	4-36
4.22. Заход и расчет на посадку по большой коробочке с использованием ОПРС с РСР днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях.....	4-39
4.23. Полеты в условиях обледенения	4-39
4.24. Полеты в горах	4-41
4.25. Особенности эксплуатации вертолета на площадках со снежным (пыльным) покровом.....	4-48
4.26. Вертолетовождение	4-50
4.27. Выполнение пилотажа	4-63
4.28. Полеты в условиях атмосферной турбулентности	4-68
4.29. Проверка чрезвычайного режима работы двигателя ТВЗ-117ВМ в полете.....	4-69
4.30. Выполнение полета с применением ОВН-1	4-69

Перед выполнением каждого полета производить расчеты возможности взлета и посадки путем определения и сравнения фактического полетного веса вертолета с предельно-допустимым в данных условиях, для чего на каждом вертолете иметь соответствующие графики и справочные данные.

4.1. Подготовка к рулению и руление

4.1.1. Бортовому технику перед выруливанием убедиться в следующем:

- жгуты аэродромного источника электроэнергии отсоединены;
- трос заземления уложен в гнездо;
- бортовая стремянка убрана в вертолет и закрыты двери грузовой кабины;
- насосы топливных баков включены (по положению выключателей и световому табло).

После такой проверки доложить командиру экипажа: "К выруливанию готов, топливные насосы включены".

4.1.2. Получив доклад от членов экипажа о готовности к выруливанию, командир экипажа должен проверить, включены ли все АЗС, убедиться, что показания всех приборов нормальные и на пути руления нет препятствий, после чего необходимо:

- рукоятку коррекции газа перевести в крайнее правое положение;
- включить ПЗУ при их установке на вертолете (независимо от подготовленности площадки базирования или аэродрома);
- убедиться, что обороты несущего винта составляют $95\pm 2\%$;
- связаться по радио с командным пунктом и получить разрешение на выруливание;
- растормозить основные колеса;
- проверить готовность экипажа к рулению по контрольной карте (приложение 1).

Увеличением общего шага несущего винта до $1-2^\circ$ и плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет на поступательное движение.

4.1.3. Руление на вертолете разрешается выполнять по твердой и ровной поверхности грунта при включенных ПЗУ двигателей, не допуская взвешенного состояния вертолета. В тех случаях, когда по состоянию грунта невозможно выполнять руление, необходимо производить подлеты на малой высоте.

4.1.4. Скорость руления не должна превышать 15-20 км/ч. В зависимости от окружающей обстановки и состояния грунта скорость руления регулировать соответствующими отклонениями органов управления вертолетом и тормозами колес, имея в виду большую эффективность тормозов.

Развороты на рулении выполнять плавным отклонением педалей, не допуская при этом полной разгрузки амортизационной стойки носового колеса.

4.1.5. Руление выполнять при скорости ветра не более 15 м/с. При рулении с боковым ветром вертолет имеет тенденцию к развороту против ветра.

Разворот парировать соответствующим отклонением педалей, а кренение - отклонением ручки управления.

При необходимости взлета при скорости ветра более 15 м/с вертолет буксируется наземными средствами к месту взлета и устанавливается против ветра.

4.1.6. При отсутствии видимости впереди вертолета из-за сильной пыли или снежного вихря, поднимаемого несущим винтом, необходимо остановить вертолет.

Для остановки вертолета на рулении установить ручку управления в положение, близкое к нейтральному, и при необходимости использовать тормоза. Убедившись, что впереди нет препятствий, можно продолжать руление.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. ПРИ ПОЯВЛЕНИИ НА РУЛЕНИИ НАРАСТАЮЩИХ КОЛЕБАНИЙ ВЕРТОЛЕТА НЕМЕДЛЕННО УМЕНЬШИТЬ ОБЩИЙ ШАГ НЕСУЩЕГО ВИНТА ДО МИНИМАЛЬНОГО И УБРАТЬ КОРРЕКЦИЮ. ЕСЛИ КОЛЕБАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НЕ ПРЕКРАЩАЮТСЯ ИЛИ УСИЛИВАЮТСЯ, НЕМЕДЛЕННО ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛИ И ОСТАНОВИТЬ ВЕРТОЛЕТ.

2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ТОРМОЖЕНИЕ НЕСУЩИМ ВИНТОМ (ВЗЯТИЕМ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ НА СЕБЯ).

3. РУКОЯТКУ КОРРЕКЦИИ ГАЗА НА РУЛЕНИИ ВЛЕВО НЕ УБИРАТЬ, ТАК КАК ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К УМЕНЬШЕНИЮ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА МЕНЕЕ 88%, ПРИ КОТОРЫХ ВОЗМОЖНО ОТКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА.

4.1.7. Летчику-штурману на рулении просматривать пространство впереди и справа от вертолета и докладывать командиру экипажа о появлении препятствий.

После выруливания к месту взлета проверить, что питание на авиагоризонт подано (флажка на фоне шкалы АГБ-ЗК нет) и радиокompас АРК-15 правильно показывает направление на приводную радиостанцию, курсовая система согласована и ее показания соответствуют курсу взлета. Включить ВРЕМЯ ПОЛЕТА на бортовых часах.

4.1.8. Бортовому технику на рулении следить за работой силовой установки, гидравлической системы, генераторов.

4.2. Висение

4.2.1. Висение у земли выполнять в таких случаях:

- перед каждым полетом с новым вариантом загрузки;
- при необходимости в опробовании систем вертолета;
- при проверке работы силовой установки и управления вертолетом.

4.2.2. Висение на вертолете разрешается на высотах, указанных в ст. 2.4.3, в зависимости от полетного веса. Выше высот, указанных в ст. 2.4.3, разрешается висеть при транспортировке грузов на внешней подвеске или по тактическим соображениям.

Примечания: 1. Висение в диапазоне высот от указанных в ст. 2.4.3 до 110 м без особой необходимости не выполнять, так как в этом диапазоне высот висения не обеспечена полная безопасность посадки в случае отказа двигателя (двигателей) из-за возможной потери оборотов несущего винта.

2. При перемещениях и неустойчивом висении вертолета возможно мигание табло ОСТАЛОСЬ 270 Л, а в СПУ включении звукового сигнала "Зуммер".

4.2.3. Развороты на висении разрешается выполнять с угловой скоростью не более 12°/с.

При изменении направления вращения не допускать полной перекладки педалей менее чем за 3 с.

4.2.4. На вертолетах с установленной броневой защитой развороты на 360° на висении у земли разрешается выполнять при скорости ветра до 10 м/с.

На вертолетах с установленной броневой защитой развороты на 360° на висении у земли разрешается выполнять при скорости ветра до 5 м/с. При скорости ветра до 10 м/с разрешается выполнять висение при ветре сбоку, а также развороты на 90° от направления встречного ветра.

4.2.5. Для выполнения висения необходимо:

- установить вертолет с учетом ограничений скорости и направления ветра (по возможности против ветра);

- убедиться, что показания приборов нормальные, а 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПЕРЕНАСТРОЙКУ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА В ПОЛЕТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

- включить автопилот нажатием лампы-кнопки КРЕН-ТАНГАЖ и НАПРАВЛЕНИЕ, при этом должны загореться зеленые лампы ВКЛ. КРЕН-ТАНГАЖ, ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ;

- проверить готовность экипажа к висению (взлету) по контрольной карте (приложение 1);

- запросить по радио разрешение на выполнение висения;

- плавным движением рычага шаг-газ вверх отделить вертолет от земли и набрать заданную высоту висения.

4.2.6. 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%.

Получение взлетной мощности двигателей летчик определяет по уменьшению оборотов несущего винта (при отклонении рычага шаг-газ вверх) до 92-94% и по оборотам турбокомпрессоров двигателей, соответствующих взлетному режиму при данной температуре наружного воздуха.

4.2.7. При отрыве от земли вертолет имеет стремление к смещению вперед и влево, что необходимо парировать соответствующими отклонениями органов управления, а возникающие при этом небольшие усилия на органах управления снять путем коротких нажатий кнопки снятия усилий ЭМТ-2.

4.2.8. 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ОТРЫВОМ ДЛЯ ЗАВИСАНИЯ В СЛУЧАЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ СТРЕМЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА К РАЗВОРОТУ ВЛЕВО, КОТОРОЕ НЕ УСТРАНЯЕТСЯ ОТКЛОНЕНИЕМ ВПЕРЕД ПРАВОЙ ПЕДАЛИ, УМЕНЬШИТЬ ОБЩИЙ ШАГ НВ ДО МИНИМАЛЬНОГО И ОТРЫВ НЕ ПРОИЗВОДИТЬ. УТОЧНИТЬ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ВЕРТОЛЕТА, ИСХОДЯ ИЗ ФАКТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ.

4.3. Перемещения и подлеты на малой высоте

4.3.1. Перемещения и подлеты на малой высоте разрешается выполнять в целях обучения, при производстве специальных работ, а также в тех случаях, когда состояние грунта не позволяет выполнять руление.

4.3.2. Перемещения влево, вправо и назад разрешается выполнять со скоростью не более 10 км/ч, ориентируясь при этом по земле, предварительно убедившись в отсутствии препятствий в направлении перемещения.

4.3.3. 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 этом необходимо учитывать скорость и направление ветра у земли. При скорости ветра до 10 м/с подлеты необходимо производить против ветра и под 90° к направлению ветра, а при скорости более 10 м/с - только против ветра.

4.3.4. Подлеты у земли на высотах и скоростях, соответствующих заштрихованному диапазону высот и скоростей на графике рис. 9.6, без особой необходимости не выполнять, так как в этом диапазоне высот не обеспечена полная безопасность посадки в случае отказа двигателя (двигателей).

4.3.5. Полеты на малой высоте над сильно пересеченной местностью (овраги, балки, обрывы) производить на высотах не менее 20 м над рельефом местности и на скоростях по прибору не менее 60 км/ч.

4.4. Взлет

4.4.1. Взлет производится одним из следующих 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;
- по-самолетному с разбегом на носовом колесе.

Для выполнения взлетов и посадок на высотах до 1500 м минимальные размеры рабочей площадки должны быть следующие:

- 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.

Линия возвышения препятствий на подходе к площадке должна иметь наклон по отношению к горизонту не более 1:15 ($3^{\circ}47'$).

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли

4.4.2. Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния земли разрешается производить, когда вертолет может висеть на высоте не менее 3 м над землей на взлетном режиме работы двигателей.

Предельный полетный вес для взлета и разгона в зоне влияния земли определяется по номограмме, как указано в подразд. 1.4.

4.4.3. Для взлета установить вертолет по возможности против ветра, отделить его от земли и выполнить контрольное висение. Убедившись, что показания приборов нормальные, а высота висения достаточная для взлета по-вертолетному, снизиться до высоты 0,5-1 м 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 с таким расчетом, чтобы на высоте 10 м приборная скорость составляла 50 км/ч. Дальнейший набор высоты выполнять с одновременным увеличением скорости так, чтобы величина скорости была равна численному значению текущей высоты плюс 40 до достижения скорости 120 км/ч.

4.4.4. При взлете с боковым ветром необходимо парировать тенденцию сноса отклонением ручки управления против ветра. Взлет с боковым ветром справа более сложен, чем с боковым ветром слева, и требует повышенного внимания.

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли

4.4.5. Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния земли производится, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, взлетный вес вертолета обеспечивает висение вне зоны влияния земли, а также в учебных целях и при выполнении полетов с внешней подвеской.

Предельный полетный вес для взлета и разгона вне зоны влияния земли определяется по номограмме, как указано в подразд. 1.4.

4.4.6. Для взлета установить вертолет по возможности против ветра, отделить его от земли и строго вертикально набрать высоту, обеспечивающую безопасный проход над препятствиями с превышениями не менее 10 м. В процессе увеличения общего шага следить за величиной оборотов несущего винта, не допуская уменьшения их ниже 92%.

Плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет в разгон без изменения высоты до скорости, величина которой равна

численному значению высоты плюс 40, после чего перейти в набор высоты с одновременным увеличением скорости до 120 км/ч.

Взлет по-самолетному

4.4.7. Взлет по-самолетному разрешается производить, если вертолет при взлетном режиме работы двигателей может висеть на высоте не менее 1 м над землей. При выполнении взлета по-самолетному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота. Предельный взлетный вес для взлета по-самолетному определяется в соответствии с указаниями подразд. 1.4.

4.4.8. 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, а показания приборов нормальные и коррекция введена полностью вправо, отклонением ручки управления от себя и плавным увеличением общего шага перевести вертолет в разбег до скорости 20 -50 км/ч. Дальнейшим увеличением общего шага несущего винта (вплоть до взлетного режима работы двигателей) отделить вертолет от земли.

При разбеге вертолет стремится к отрыву сначала с основных колес, затем с носового колеса. Это стремление нужно парировать в момент отрыва соответствующим движением ручки управления на себя.

4.4.9. После отрыва вертолета с плавным уходом от земли довести скорость до 120 км/ч и перевести вертолет в набор высоты. Взлетная дистанция при этом составляет 250-300 м.

4.4.10. При взлете с площадок ограниченных размеров, окруженных препятствий, для уменьшения взлетной дистанции высоту следует набирать на скорости 50-60 км/ч.

Взлет по самолетному с разбегом на носовом колесе

4.4.11. 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.

4.4.12. Произвести контрольное висение, приземлить вертолет 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 условию отсутствия ударов лопастей по упорам горизонтальных шарниров.

При таком порядке включения автопилота и снятия усилий с ручки управления автопилот помогает летчику в пилотировании при энергичном изменении балансировки в процессе разбега с отданной от себя ручкой. Кроме того, уменьшаются усилия на ручке в момент отрыва вертолета от земли.

4.4.13. 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 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. Летчик-штурман в процессе разбега контролирует изменение угла тангажа по авиагоризонту и докладывает командиру экипажа при приближении угла тангажа к заданному значению. В процессе разбега режим работы двигателей плавно увеличить до взлетного.

4.4.14. При разбеге на скорости 40 км/ч вертолет 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.

4.4.15. Отрыв вертолета 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 производить на скорости 120 км/ч.

4.4.16. Потребная длина бетонированной ВПП для взлета с предельным взлетным весом 13000 кгс составляет 150 м, а потребная длина рабочей площадки – 340 м. При центровках вертолета, близких к предельно задней, длина разбега, потребные длина ВПП и взлетная дистанция возрастают в 1,5 раза.

4.4.17. 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.

4.5. Набор высоты

4.5.1. Набор высоты разрешается производить в диапазоне приборных скоростей, указанных в таблице 2.1. Наивыгоднейшая скорость набора высоты на высотах от земли до 2000 м - 120 км/ч, от 2000 м до 4000 м - 110 км/ч, от 4000 м до 5000 м - 100 км/ч, от 5000 м до 6000 м - 90 км/ч.

После взлета установить необходимый режим набора высоты, выключить ПЗУ.

Набор высоты, как правило, производится на номинальном режиме работы двигателей. При необходимости набор высоты можно производить на крейсерском и взлетном режимах.

4.5.2. Режим работы двигателей устанавливается летчиком по указателю режимов УР-117М до температуры наружного воздуха плюс 30°C и определяется положением бокового индекса относительно центральных индексов О, Н и К, а именно:

- взлетный режим – боковой индекс находится против центрального индекса О или 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.

4.5.3. При наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей режим двигателей устанавливать и контролировать по УР-117М до достижения (в зависимости от температуры наружного воздуха) максимально допустимых значений оборотов ротора ТК 99% или температуры газов 955°C.

В условиях температур наружного воздуха ниже МСА и на высотах выше 4000-4700 м при уменьшении оборотов НВ номинальный режим выдерживать поддержанием оборотов НВ 93+1%.

При достижении максимально допустимых оборотов ТК и температуры газов при температурах наружного воздуха выше МСА номинальный режим выдерживать поддержанием значения максимально достигнутого параметра плавным изменением общего шага НВ.

4.5.4. При наборе высоты на крейсерском режиме работы двигателей режим контролировать по УР-117М аналогично, как и номинальный. При этом предельные значения параметров достигают на больших высотах.

Взлетный режим работы двигателей при наборе высоты устанавливать и контролировать поддержанием оборотов НВ 93+1%.

4.5.5. В полете допускается разница в показаниях чисел оборотов левого и правого турбокомпрессоров. На рабочих режимах работы двигателей разница в оборотах турбокомпрессоров не должна превышать 2%.

В случае появления разницы в оборотах турбокомпрессоров двигателей более 2%, а при срабатывании ограничителя температуры газов более 3%, небольшими плавными изменениями общего шага перейти на другой режим работы двигателей, при котором разница не превышает указанной величины. Если разницу в значении оборотов устранить не удалось, действовать в соответствии с указаниями п. 6.5.2 разд. 6.

4.5.6. В процессе установившегося режима набора высоты систематически контролировать работу силовой установки, трансмиссии, систем и агрегатов вертолета по показаниям приборов.

4.5.7. При достижении заданной высоты перевести вертолет в горизонтальный полет.

4.5.8. При выполнении полета на высоту более 3000 м кислородную маску надеть на земле. Правила эксплуатации кислородного оборудования указаны в разд. 7.

4.6. Горизонтальный полет

4.6.1. Горизонтальный полет в зависимости от его высоты и взлетного веса вертолета разрешается производить в диапазоне скоростей (по прибору), указанных в табл. 2.1.

4.6.2. Длительные полеты по маршруту выполнять на скоростях, приведенных в табл. 1.2.

4.6.3. Рекомендуемая скорость горизонтального полета при выполнении полетов по кругу 160 км/ч.

4.6.4. Полеты в неспокойной атмосфере (при наличии значительной болтанки) выполнять на скоростях по прибору, указанных в подразд. 4.28.

4.6.5. Развороты и виражи разрешается выполнять с креном до 30° с нормальным взлетным весом и с креном до 20° с максимальным взлетным весом в зависимости от высоты полета в соответствии с табл. 2.3.

4.6.6. Продолжительные полеты на скоростях от 20 до 50 км/ч, сопровождающиеся повышенной вибрацией конструкции вертолета, не производить.

4.6.7. Летчик-штурман в полете обязан:

- на взлете и посадке мягко держаться за управление;
- уточнять расчетные данные;
- вести наблюдение за пилотажно-навигационными приборами;
- вести визуальную ориентировку, быстро и точно производить навигационные расчеты;
- перестраивать радиосредства для решения задач выхода в заданный район, захода и расчета на посадку;
- периодически (через каждые 10-15 мин полета) проверять расход и оставшийся запас топлива; после проверки переключатель топливомера ставить в положение РАСХ.;
- всегда знать продолжительность полета до посадки;
- уметь восстанавливать ориентировку в полете;
- руководствоваться указаниями командира экипажа.

4.6.8. Во время взлета, полета и посадки бортовой техник обязан:

- следить за показаниями приборов, контролирующих работу силовой установки;
- следить за правильностью распределения нагрузки между генераторами и в случае необходимости производить подрегулировку их;
- следить за работой гидравлической системы;
- включать обогрев или вентиляцию кабин по команде командира экипажа (при включенном обогревателе КО-50 обогрев аккумуляторов должен быть выключен);
- с разрешения командира экипажа периодически выходить в грузовую кабину и проверять, нет ли течи в топливной, масляной и гидравлической системах, а также надежность крепления грузов.

Примечание. При необходимости выхода бортового техника в грузовую кабину контроль за сигнализацией и показаниями приборов, а также другие функциональные обязанности бортового техника выполняет командир экипажа или по его указанию правый летчик;

– немедленно докладывать командиру экипажа обо всех обнаруженных неисправностях;

– контролировать работу системы автоматической регистрации параметров полета САРПП-12 по миганию табло САРПП РАБОТАЕТ (переключатель САРПП-12 в полете должен находиться в положении РУЧН.);

– если в полете возможно обледенение или наблюдается сильный снегопад, периодически наблюдать за состоянием воздухозаборников двигателей через смотровые окна в крышке люка выхода к силовой

установке и при появлении признаков обледенения немедленно докладывать об этом командиру экипажа.

4.7. Переходные режимы полета

4.7.1. Для перехода с 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.

4.7.2. Для перехода с 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.

4.7.3. Для перехода с режима висения на режим горизонтального полета ручку управления отклонить вперед для перевода вертолета на разгон. Одновременно рычагом шаг-газ удерживать вертолет на постоянной высоте, стремление к разворотам и сносу устранять соответствующими отклонениями ручки управления и педалей. После достижения заданной скорости полета взятием ручки управления на себя прекратить разгон.

4.7.4. Для перехода с 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 у вертолета появляется тряска, проходящая при дальнейшем уменьшении скорости. При уменьшении скорости полета менее 40-20 км/ч у вертолета появляется стремление к развороту влево.

Ручкой управления необходимо своевременно удерживать вертолет от кренов, одновременно соответствующим отклонением правой педали удерживать вертолет от разворота.

4.7.5. Для перехода с режима горизонтального полета на режим планирования с работающими двигателями уменьшить общий шаг несущего винта и ручкой управления установить нужную скорость планирования.

4.7.6. Для перехода с 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.

4.7.7. При выполнении переходных режимов полета автоматическое сохранение оборотов несущего винта в диапазоне $95 \pm 2\%$ обеспечивается только при определенном темпе перемещения рычага шаг-газ, а именно:

- вверх по времени не менее 5 с от значения общего шага $1-3^\circ$ до шага, соответствующего взлетному режиму работы двигателей;

- вниз не быстрее $1^\circ/\text{с}$ при любом исходном значении общего шага.

При более быстром перемещении рычага шаг-газ вверх может произойти уменьшение оборотов несущего винта ниже минимально допустимых (88%), вниз - раскрутка оборотов выше максимально допустимых (103%).

При выходе оборотов несущего винта за пределы $95\pm 2\%$ необходимо соответствующим перемещением рычага шаг-газ удерживать их в допустимых пределах.

Энергичное отклонение ручки управления в продольном отношении при разгоне вертолета приводит к уменьшению оборотов несущего винта, при торможении - к их росту. Чем выше темп отклонения ручки управления, тем интенсивнее изменение оборотов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. УМЕНЬШЕНИЕ ОБЩЕГО ШАГА С ТЕМПОМ $1^\circ/\text{С}$ И ВЫШЕ И ОДНОВРЕМЕННОЕ УВЕЛИЧЕНИЕ УГЛА ТАНГАЖА С ТЕМПОМ $1^\circ/\text{С}$ И ВЫШЕ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ИЗ-ЗА ВОЗМОЖНОГО ЗАБРОСА ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ЗА ПРЕДЕЛЫ ДОПУСТИМЫХ ЗНАЧЕНИЙ.

2. АВТОМАТИЧЕСКОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ СИСТЕМОЙ ЗАЩИТЫ ТУРБИНЫ ВИНТА (ПО КОНТУРУ СТ ЭРД) ПРОИСХОДИТ ПРИ ОБОРОТАХ НЕСУЩЕГО ВИНТА $118\pm 3\%$.

4.7.8. Снимать возникающие на переходных режимах усилия с органов управления следует короткими нажатиями кнопки снятия усилий (ЭМТ-2) после небольших отклонений органов управления.

Примечания: 1. Перед нажатием кнопки не следует прикладывать больших усилий на ручку управления или педаль, так как при нажатии кнопки практически мгновенно растормаживается ЭМТ-2 и под действием усилий руки или ноги возникает излишнее отклонение органов управления, что может привести к раскачке вертолета.

2. Выполнять переходные режимы с нажатой кнопкой снятия усилий не рекомендуется, так как возможна чрезмерная раскачка вертолета.

4.8. Снижение

4.8.1. 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

4.8.2. 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 поступательных скоростей, указанных в табл. 2.1.

4.8.3. 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, не допуская перетяжеления несущего винта. Если при этом 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.

Вертикальное снижение в непосредственной близости земли выполнять по возможности против ветра. Вертикальность снижения вертолета определять по земным ориентирам и показаниям ДИСС-15.

ПЛАНИРОВАНИЕ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

4.8.4. На планировании поддерживать обороты несущего винта в допустимых пределах 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 в допустимом диапазоне.

Рекомендуемые обороты несущего винта $(95 \pm 2)\%$.

Рекомендуемая скорость планирования на высотах менее 2000 м 120-180 км/ч, вертикальная скорость при этом будет 3-5 м/с. Допустимые скорости планирования указаны в табл. 2.1.

Примечание. В случае возникновения колебаний оборотов турбокомпрессора на режимах, при которых возможно срабатывание клапана перепуска воздуха (КПВ), необходимо изменить (увеличить или уменьшить) режим работы двигателей с целью прекращения периодического открытия-закрытия клапанов.

4.9. Снижение на режиме самовращения несущего винта

4.9.1. Снижение на режиме самовращения несущего винта выполнять при отказе в полете двух двигателей, а также с учебной целью. Для перехода на режим самовращения в учебных целях 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 соответствующим 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.

4.9.2. Снижение на режиме самовращения несущего винта с работающими двигателями выполнять на приборных скоростях:

- на высоте 2000 м и более - 100-120 км/ч;
- на высоте менее 2000 м - 120-190 км/ч.

Наивыгоднейшая скорость, соответствующая максимальной дальности планирования на высотах менее 2000 м, - 180 км/ч.

4.9.3. Вертикальная скорость снижения зависит от выбранной скорости планирования и равна 10-12 м/с.

Наименьшая вертикальная скорость соответствует скорости планирования 110-120 км/ч и равна 10 м/с.

4.9.4. Развороты на снижении на режиме самовращения несущего винта выполнять с креном не более 20° .

4.9.5. Вывод вертолета из режима снижения на самовращении несущего винта с работающими двигателями производить в такой последовательности:

- плавно перевести рукоятку коррекции вправо, наблюдая за увеличением оборотов турбокомпрессоров и несущего винта;

- на высотах более 1500 м стремление к выходу оборотов несущего винта за максимальные пределы парировать своевременным увеличением общего шага до 3-4° по УШВ;

- на высотах менее 1500 м увеличение общего шага производить после перевода коррекции полностью вправо. Темп перемещения рычага шаг-газ вверх должен быть таким, чтобы обороты несущего винта не упали менее 92%.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СВЯЗИ С ПОВЫШЕННЫМИ НАГРУЗКАМИ НА МУФТУ СВОБОДНОГО ХОДА ПРИ ПЕРЕВОДЕ КОРРЕКЦИИ В ПРАВОЕ ПОЛОЖЕНИЕ (В МОМЕНТ ВКЛЮЧЕНИЯ МУФТЫ) ЧАСТОЕ ПРИМЕНЕНИЕ РЕЖИМА САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА **НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.**

4.9.6. С остановленными двигателями снижение на режиме самовращения несущего винта производить в соответствии с указаниями, изложенными в подразд. 6.2.

4.10. Посадка

На вертолете разрешаются 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 (только при особых случаях в полете).

Все посадки по возможности выполнять против ветра. Перед выполнением посадок с поступательной скоростью, в том числе и на режиме самовращения несущего винта, каналы направления и высоты автопилота необходимо выключить.

Перед выполнением посадки необходимо убедиться в работоспособности системы подвижных упоров по положению подвижного индекса нулевого индикатора на пульте подвижных упоров. Подвижный индекс должен быть левее нейтрального (чем больше высота и температура наружного воздуха, тем ближе к крайнему левому положению). Если положение подвижного индекса не соответствует указанному, посадку произвести в соответствии с указаниями, изложенными в подразд. 6.35. Включить ПЗУ.

Перед посадкой необходимо проверить готовность экипажа к ней по контрольной карте (приложение 1).

4.10.1. Посадку по-вертолетному с зависанием в зоне влияния земли производить таким образом:

- 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 движениям ручки управления на себя и увеличением общего шага до необходимой величины выполнить зависание вертолета на высоте 2-3 м;

- в процессе торможения и выполнения зависания нагрузки с органов управления необходимо снимать короткими нажатиями кнопки снятия усилий.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УВЕЛИЧЕНИЕ МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ТОРМОЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА НАЧИНАТЬ ЗАБЛАГОВРЕМЕННО, РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РЫЧАГОМ ШАГ-ГАЗ УВЕЛИЧИВАТЬ ПЛАВНО, СОХРАНЯЯ ОБОРОТЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА В ДОПУСТИМЫХ ПРЕДЕЛАХ. ЗАПАЗДЫВАНИЕ В УВЕЛИЧЕНИИ МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ И РЕЗКОЕ УВЕЛИЧЕНИЕ РЕЖИМА ИХ РАБОТЫ НЕПОСРЕДСТВЕННО ПЕРЕД ЗАВИСАНИЕМ МОГУТ ПРИВЕСТИ К ПЕРЕТЯЖЕЛЕНИЮ НЕСУЩЕГО ВИНТА И ГРУБОЙ ПОСАДКЕ;

- после зависания вертолета плавным уменьшением общего шага выполнить вертикальное снижение с постепенным уменьшением вертикальной скорости с таким расчетом, чтобы к моменту приземления она была не более 0,2 м/с;

- перед приземлением не допускать боковых перемещений вертолета. Уменьшать общий шаг несущего винта до минимального можно лишь при полной уверенности, что вертолет устойчиво стоит колесами на твердом грунте;

- при посадке с боковым ветром удерживать вертолет отклонением ручки управления в сторону против ветра до полного приземления и устойчивой стоянки вертолета на грунте.

4.10.2. Посадку по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния земли производить в том случае, когда препятствия на подходах к площадке не позволяют выполнить зависание вблизи земли.

Порядок выполнения посадки с зависанием вне зоны влияния земли не отличается от порядка 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.

В тех случаях, когда летчик не смог плавно уменьшить скорость полета при подлете к ограниченной площадке, необходимо прекратить дальнейшее снижение и уменьшение скорости, уйти на второй круг и выполнить повторный заход на посадку с учетом исправления допущенных ошибок.

В процессе снижения всем членам экипажа следить за препятствиями, окружающими площадку, и своевременно докладывать командиру экипажа о приближении вертолета к ним.

4.10.3. Посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью (по-самолетному) производится в случаях невозможности выполнить зависание из-за недостатка располагаемой мощности двигателей (высокогорные аэродромы, высокие температуры наружного воздуха) и в учебных целях.

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 следует осуществлять с постоянным уменьшением скорости полета и вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы на высоте 1-0,5 м скорость полета была 50-40 км/ч, а вертикальная скорость снижения - 0,1-0,2 м/с.

Плавное 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 при этом 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 длиной 20-30 м, а ее выполнение необходимо, то посадку произвести с укороченным пробегом.

Порядок выполнения посадки с укороченным пробегом:

- на высоте 40-50 м относительно посадочной площадки начать плавное уменьшение поступательной и вертикальной скоростей за счет увеличения общего шага и угла тангажа, сохраняя обороты несущего винта в допустимом диапазоне;

- 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 вертолета 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. К ВЫПОЛНЕНИЮ ПОСАДОК С УКОРОЧЕННЫМ ПРОБЕГОМ НА ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ ОГРАНИЧЕННЫХ РАЗМЕРОВ ДОПУСКАЮТСЯ ЛЕТЧИКИ, ОСВОИВШИЕ ЭТИ ПОСАДКИ В УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПОЛЕТАХ.

2. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРЕДПОСАДОЧНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ОСОБОЕ ВНИМАНИЕ ОБРАЩАТЬ НА СОХРАНЕНИЕ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА В ДОПУСТИМОМ ДИАПАЗОНЕ.

4.11. Уход на второй круг

При невозможности выполнения посадки на выбранную площадку или место приземления уйти на второй круг, для чего на высоте не менее 15 м

плавным отклонением рычага общего шага вверх увеличить мощность двигателей до взлетного режима, одновременно ручкой управления перевести вертолет в разгон с таким расчетом, чтобы на траектории набора величина скорости полета была равна численному значению текущей высоты плюс 40 до достижения скорости 120 км/ч.

4.12. Посадка с одним работающим двигателем

4.12.1. Посадку вертолета с одним работающим двигателем в учебных целях производить на ровную проверенную площадку, имеющую безопасные подходы, или на аэродром. Вес вертолета при выполнении посадки не должен быть выше 10000 кгс.

4.12.2. Заход на посадку с одним работающим двигателем в учебных целях выполнять против ветра или с боковым ветром не более 5 м/с.

4.12.3. На высоте 300 м перед запуском ВСУ выключить ПОС двигателей и ПЗУ, если они были включены. Запустить ВСУ. По показаниям приборов контроля и высвечиванию надписей на табло ДАВЛ. МАСЛА НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА убедиться в нормальной работе ВСУ.

4.12.4. Выключение одного двигателя в учебных целях на большой скорости полета производить в такой последовательности:

- командиру экипажа на высоте 300 м над аэродромом установить скорость горизонтального полета 180-200 км/ч и подать команду "Приготовиться к выключению левого (правого) двигателя". По этой команде бортовому технику приготовиться к выключению указанного двигателя, летчику-штурману усилить контроль по приборам за работой силовой установки и за сохранением оборотов несущего винта;

- перевести рычаг раздельного управления выключаемого двигателя вниз до упора, при этом второй двигатель должен автоматически выйти на повышенный режим при положении рычага раздельного управления этим двигателем в среднем положении на защелке: Должно загореться табло ЧР.ЛЕВ ДВ. (ЧР.ПРАВ.ДВ.)

- летчику-штурману засечь время;

- отклонением рычага шаг-газ выдерживать обороты несущего винта в пределах $95 \pm 2\%$;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ПЕРЕВОДЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА ВТОРОЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ ВЫШЕЛ НА ПОВЫШЕННЫЙ РЕЖИМ ИЛИ НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ С ОДНИМ ДВИГАТЕЛЕМ, РАБОТАЮЩЕМ НА ЧРЕЗВЫЧАЙНОМ РЕЖИМЕ, ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО ПЕРЕЙТИ НА ПОЛЕТ С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ, ДЛЯ ЧЕГО УСТАНОВИТЬ РРУ ДВИГАТЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕГО НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА, В СРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ НА ЗАЩЕЛКУ, А ЗАТЕМ ВТОРОГО ДВИГАТЕЛЯ И ПРОВЕРИТЬ ПОЛОЖЕНИЕ РУКОЯТКИ КОРРЕКЦИИ (ДОВЕРНУТЬ ВПРАВО ДО УПОРА).

- через 1 мин после перевода РРУ выключаемого двигателя убедиться в том, что бортовой техник взялся за рычаг крана останова двигателя,

переведенного на режим малого газа, подать команду бортовому технику "Выключить двигатель", одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот. Разбалансировка вертолета при выключении одного двигателя невелика и легко парируется органами управления;

- отклонением ручки управления на себя произвести торможение вертолета до скорости 120-130 км/ч;

- рычагом шаг-газ установить режим работающего двигателя, при котором вертолет летит без снижения;

- на установившейся скорости продолжить полет в течение 2-3 мин, после чего запустить остановленный двигатель.

4.12.5. Выключение двигателя с учебной целью на малой скорости производить в такой последовательности:

- командиру экипажа на высоте 300 м над аэродромом установить скорость горизонтального полета 70 км/ч и подать команду "Приготовиться к выключению левого (правого) двигателя". По этой команде бортовому технику приготовиться к выключению указанного двигателя, летчику-штурману усилить контроль по приборам за работой силовой установки и за сохранением оборотов несущего винта;

- перевести рычаг раздельного управления выключаемого двигателя вниз до упора, при этом второй двигатель должен автоматически выйти на повышенный режим при положении рычага раздельного управления этим двигателем в среднем положении на защелке: Должно загореться табло ЧР.ЛЕВ.ДВ.(ЧР.ПРАВ.ДВ.)

- летчику-штурману засечь время;

- отклонением рычага шаг-газ выдерживать обороты несущего винта в пределах $95 \pm 2\%$;

- через 1 мин после перевода РПУ выключаемого двигателя убедиться в том, что бортовой техник взялся за рычаг крана останова двигателя, переведенного на режим малого газа, подать команду бортовому технику "Выключить двигатель". Разбалансировка вертолета при выключении одного двигателя невелика и легко парируется органами управления;

- произвести разгон вертолета путем плавной отдачи ручки управления от себя до скорости 120-130 км/ч;

- рычагом шаг-газ установить двигателю мощность, при которой вертолет летит без снижения;

- продолжить полет на установившейся скорости в течение 2-3 мин и запустить остановленный двигатель.

4.12.6. Запуск двигателя в полете с учебной целью разрешается производить до высот не более 4000 м.

Перед запуском необходимо:

- убедиться в нормальной работе ВСУ;

- убедиться, что рычаг раздельного управления запускаемого двигателя находится на нижнем упоре;

- установить скорость полета 120 км/ч;

– убедиться, что компрессор запускаемого двигателя вращается (авторотирует) и обороты авторотации не превышают 7%;

– убедившись, что переключатель РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТОР находится в положении ВЫК., произвести запуск двигателя обычным порядком.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ СТРЕЛКА УКАЗАТЕЛЯ ОБОРОТОВ ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ СТОИТ НА ОТМЕТКЕ 0 (КОМПРЕССОР НЕ АВТОРОТИРУЕТ), НЕОБХОДИМО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАПУСК-ПРОКРУТКА УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ ПРОКРУТКА И НАЖАТЬ ПУСКОВУЮ КНОПКУ (2-3 с).

УБЕДИВШИСЬ, ЧТО СТРЕЛКА УКАЗАТЕЛЯ ОБОРОТОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА СТРОНУЛАСЬ С ОТМЕТКИ 0, НАЖАТЬ КНОПКУ ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА. УСТАНОВИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАПУСК-ПРОКРУТКА В ПОЛОЖЕНИЕ ЗАПУСК И ПРОИЗВЕСТИ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.

ЕСЛИ СТРЕЛКА УКАЗАТЕЛЯ ОБОРОТОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА НЕ СТРАГИВАЕТСЯ С ОТМЕТКИ 0 В ТЕЧЕНИЕ 5 с С МОМЕНТА НАЖАТИЯ ПУСКОВОЙ КНОПКИ, НЕОБХОДИМО НАЖАТЬ КНОПКУ ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА, ОХЛАДИТЬ ДВИГАТЕЛЬ В ТЕЧЕНИЕ 2 мин И ПОВТОРИТЬ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ.

ЕСЛИ ПРИ ПОВТОРНОЙ ПРОКРУТКЕ ДВИГАТЕЛЯ СТРЕЛКА УКАЗАТЕЛЯ ОБОРОТОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА НЕ СТРОНУЛАСЬ С ОТМЕТКИ 0, ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ НЕ ПРОИЗВОДИТЬ, ПРОДОЛЖИТЬ ПОЛЕТ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ;

– после выхода запускаемого двигателя на установившийся режим малого газа установить рычаг раздельного управления двигателя в среднее положение на защелку;

– проверить положение рукоятки коррекции (довернуть вправо до упора);

– проверить обороты несущего винта, которые должны быть $(95 \pm 2)\%$;

– установить заданный режим полета;

– выключить двигатель АИ-9В.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. НЕПРЕРЫВНЫЙ ПОЛЕТ НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ, РАБОТАЮЩЕМ НА РЕЖИМЕ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО, НЕ ДОЛЖЕН ПРЕВЫШАТЬ 6 мин.

2. НАРАБОТКА ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА ОТ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 10% РЕСУРСА (ПО 5% ОТ КАЖДОГО ДВИГАТЕЛЯ).

3. В УЧЕБНЫХ ПОЛЕТАХ В СЛУЧАЕ СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ НИЖЕ $+30^{\circ}\text{C}$ НЕОБХОДИМО ПОСЛЕ ЗАПУСКА ПРОГРЕТЬ ЕГО ДО ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА $+30^{\circ}\text{C}$, ПОСЛЕ ЧЕГО РЫЧАГ РАЗДЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ УСТАНОВИТЬ В СРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ НА ЗАЩЕЛКУ.

4.12.7. Посадку вертолета с одним работающим двигателем с учебной целью производить с приземлением вертолета на скорости 10-20 км/ч и 50 км/ч (по решению командира) в такой последовательности:

- на высоте 200 м после четвертого разворота на скорости 120 км/ч выключить двигатель, как указано в ст. 4.12.4;

- отклонением рычага шаг-газ выдерживать обороты несущего винта в пределах $(95 \pm 2)\%$;

- проверить включение чрезвычайного 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 произвести уменьшение вертикальной скорости до момента приземления путем увеличения общего шага несущего винта. 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 88%;

- после приземления установить общий шаг винта $4-5^\circ$ 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 плавно отклонить ручку управления от себя на $1/3-1/4$ хода от нейтрального положения и применить тормоза колес.

При таком методе посадки 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 полета 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, как указано выше, при этом длина пробега составляет 80-100 м.

4.13. Полет с автопилотом

4.13.1. Пилотирование вертолета Ми-8МТВ-5-1 с включенным автопилотом является основным методом пилотирования.

Все полеты до посадки выполняются, как правило, с включенными каналами КРЕН-ТАНГАЖ и НАПРАВЛЕНИЕ.

4.13.2. В случае отключения автопилота в полете (при нормальной его работе) повторное включение разрешается на любом установившемся режиме полета.

4.13.3. Включение автопилота выполнять перед взлетом нажатием кнопок-ламп соответствующих каналов и контролировать его работу по загоранию зеленых ламп включенных каналов.

4.13.4. Выполнение взлета и полета с включенным автопилотом проще, чем без автопилота, и не требует двойных движений ручкой управления.

На висении автопилот стабилизирует вертолет по углам крена и тангажа, а при освобожденных педалях - и по курсу, что существенно облегчает технику пилотирования.

4.13.5. Работа автопилота проверяется на висении (по индикаторам на пульте автопилота).

Нормальная работа автопилота характеризуется небольшими колебаниями стрелок К и Н индикатора около нейтрального положения.

Примечания: 1. Стрелка Н индикатора должна колебаться только при освобожденных педалях. Если ноги летчика стоят на педалях и гашетки нажаты, то канал направления находится в режиме согласования и стрелка Н должна находиться в нейтральном положении.

2. В случае если стрелка Т или К на режиме висения находится вблизи упоров, летчик-штурман по команде командира экипажа обязан поставить ее в нейтральное положение ручками центровки Т или К на пульте автопилота или выключить автопилот и повторно его включить.

4.13.6. На установившихся режимах горизонтального полета, набора высоты или снижения вертолет при полете с полностью освобожденным управлением сохраняет свое пространственное положение, медленно уходя с заданной скорости, так как автопилот стабилизирует не скорость полета, а угол тангажа. Поэтому при выполнении длительного полета с освобожденным управлением необходимо периодически восстанавливать заданный режим полета отклонением ручки управления и педалей. Освобождать управление при полете на высоте менее 50м не рекомендуется.

4.13.7. Развороты необходимо выполнять только при поставленных на педали ногах и нажатых гашетках.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СНИМАТЬ НОГИ С ПЕДАЛЕЙ ВО ВРЕМЯ РАЗВОРОТА **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**, ТАК КАК ЭТО ВЫЗЫВАЕТ СИЛЬНОЕ СКОЛЬЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ИЗ-ЗА СТРЕМЛЕНИЯ АВТОПИЛОТА УДЕРЖАТЬ ВЕРТОЛЕТ НА ТОМ КУРСЕ, НА КОТОРОМ ОН БЫЛ В МОМЕНТ ОСВОБОЖДЕНИЯ ПЕДАЛЕЙ.

4.13.8. Канал высоты предназначен для поддержания заданной барометрической высоты установившегося горизонтального полета. Включать его разрешается после балансировки вертолета в режиме горизонтального полета на высоте не менее 50м. Контроль работы канала высоты производится по колебаниям стрелки В индикатора, а также по изменению величины общего шага несущего винта по указателю и характерному подрагиванию вертолета при парировании каналом высоты вертикальных перемещений.

Нормальная работа канала высоты характеризуется выдерживанием высоты полета с точностью ± 10 м и колебаниями стрелки В индикатора около нейтрального положения.

4.13.9. Заход на посадку, торможение и выполнение посадки следует осуществлять обычным способом с включенным автопилотом, держа ноги на педалях.

После заруливания выключить автопилот нажатием кнопки ВЫКЛ. АП.

4.13.10. При обнаружении в полете ненормальностей в работе автопилота или при полном его отказе автопилот выключить нажатием кнопки ВЫКЛ. АП. Полет продолжать, пилотировать вертолет без автопилота, при этом отклонения органов управления должны быть более плавными и мелкими, особенно при посадке.

Примечания: 1. Взлет по-самолетному, посадку по-самолетному с одним и двумя работающими двигателями, а также посадку на режиме самовращения несущего винта производить с выключенными каналами высоты и направления.

2. В момент отключения канала направления в полете или при проверке работоспособности автопилота на земле возможны рывки педалей ножного управления вследствие возвращения штока рулевого агрегата в нейтральное положение. Это явление обусловлено конструкцией рулевого агрегата и не является дефектом.

3. При нажатии на кнопку фрикциона рычага общего шага при включенном канале высоты возможен незначительный рывок рычага общего шага.

4.14. Окончание полета

4.14.1. После заруливания на стоянку поставить вертолёт на стояночный тормоз и выключить ПЗУ, все потребители электроэнергии, кроме приборов, контролирующих работу силовой установки; убрать коррекцию полностью влево, охладить двигатели на режиме малого газа в течение 1-2 мин летом и 2-3 мин зимой.

4.14.2. После охлаждения дать команду бортовому технику выключить двигатели.

Перед выключением двигателей ручку управления вертолетом установить примерно на 1/3 хода на себя.

4.14.3. Бортовому технику по команде командира экипажа выключить двигатели, как указано в подразд. 3.10.

После остановки турбин выключить все оставшиеся включенными потребители электроэнергии и аккумуляторы.

4.14.4. При выполнении полетов вне основного аэродрома или при перелетах с посадками на другие аэродромы бортовой техник обязан своевременно менять и сдавать на обработку пленки САРПП-12Д и совместно с командиром экипажа анализировать по ним состояние вертолета и его систем.

4.15. Полет на поиск потерпевших бедствие

ПОЛЕТ НА ПОИСК

4.15.1. Перед выполнением поиска необходимо:

- включить автомат защиты сети РАДИОКОМПАС УКВ на верхнем электропульте;

- 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, при этом регулятор громкости на абонентском аппарате СПУ должен находиться в положении максимальной громкости;

- 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 соответствующая лампа-сигнализатор.

4.15.2. После обнаружения и опознания маяка (радиостанции) произвести поиск его местонахождения, 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 так, чтобы стрелка указателя курса установилась в положение 0, и пилотировать в дальнейшем по нулевому положению стрелки. На больших удалениях начинать привод в режиме УП, по мере увеличения громкости сигнала в телефонах перейти в режим ШП, так как надежность работы АРК-УД в этом режиме выше.

При пролете аварийной радиостанции показания указателя курса изменяются на 180°.

Примечания: 1. При больших удалениях вертолета от потерпевших бедствие переключатель Б-М на пульте управления АРК-УД должен быть установлен в положение Б (большая чувствительность). Для уменьшения колебаний стрелки указателя курса на близких удалениях вертолета от потерпевших бедствие указанный переключатель установить в положение М (малая чувствительность).

2. При работе на передачу радиостанций Р-863, "Ядро-1А" возможно их влияние на работу АРК-УД. В этом случае необходимо выключатель БЛОКИРОВ.-АРК-УД установить в положение ВКЛ.

3. При выполнении поисково-спасательных работ ночью использовать прожектор SX-16.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОИСКА И СПАСАТЕЛЬНЫХ РАБОТ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОЖЕКТОРА SX-16.

Прожектор SX-16 позволяет визуально обнаруживать объекты поиска, обозначенные УКВ (ДЦВ) радиомаяками после выхода на них с помощью АРК-УД, выполнить эвакуацию обнаруженных объектов спасения, как с посадкой, так и с режима висения.

Решение на способ эвакуации принимает командир экипажа в соответствии с поставленной задачей, условиями полета, характером местности и подстилающей поверхностью, наличием спасателей в составе экипажа, комплектацией подъемными устройствами, состоянием пострадавших.

Полет на поиск выполнять на скоростях 80-120 км/ч и высотах 150-300 м.

При полете к району нахождения объекта поиска всеми возможными методами определить направление и скорость ветра, используя ДИСС-15, дымовые шашки и другие средства.

После прохода УКВ радиомаяка летчику-штурману по команде командира экипажа включить управление прожектором (см.7.9.)

До четкой видимости подстилающей поверхности пилотирование выполнять по приборам. При освещении поверхности луч прожектора фокусировать до появления темного круга в центре светового пятна.

Величина фокуса при этом зависит от высоты полета и наклонной дальности. Яркость светового пятна с увеличением фокуса уменьшается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПРОЖЕКТОРОМ ПРИ ПОЛЕТЕ В ТУМАНЕ И В УСЛОВИЯХ СИЛЬНЫХ ЛИВНЕВЫХ ОСАДКОВ.

ЭВАКУАЦИЯ ОБЪЕКТОВ СПАСЕНИЯ.

После выхода на объект спасения (определяется по изменению значения курса АРК-УД на 180 градусов) выполнить снижение до высоты 120-150 м на скорости 60-80 км/ч.

Управление прожектором для визуального обнаружения объекта осуществляет командир экипажа.

После обнаружения объекта поиска заход на зависание выполнять двумя разворотами на 180 градусов, не превышая ограничений по крену, выдерживая на прямой захода КУР=0 град. С высоты 50-70 м включить посадочные фары. Зависание выполнять на высоте 30-50 м против ветра так, чтобы освещенный лучом прожектора объект находился впереди слева в поле зрения командира экипажа.

Примечания: 1. При наличии осадков в виде снега дальность обнаружения уменьшается на 30-40%.

2. Наиболее лучшие условия для просмотра подстилающей поверхности с Н=150-300 м при положении фокуса "средний луч", до появления в центре луча темного пятна.

Подход к объекту и центрирование над ним выполнять по командам бортового техника.

В процессе висения пилотировать вертолет необходимо более плавно, особое внимание уделять пространственной ориентировке и показаниям радиовысотомера. Для определения пространственного положения вертолета взгляд направить под углом 15-30 градусов влево от продольной оси на расстоянии 50-100 м.

Подрегулировку лучей фар после зависания производить поочередно, сначала не отвлекаясь от пилотирования, выполняет командир экипажа, а затем летчик-штурман.

Спасатель должен иметь при себе радиостанцию для связи с экипажем и электрический фонарь для обозначения себя на земле.

По визуальной оценке состояния выбранной площадки принять решение о способе спасения, с режима висения или с посадкой на площадку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПРОЖЕКТОРА ИЗБЕГАТЬ РАСКАЧКИ СПАСАТЕЛЯ (ГРУЗА) ПРИ ПОДЪЕМЕ СИСТЕМОЙ СЛГ-300.

4.16. Полет (висение) над безориентирной местностью с использованием доплеровской аппаратуры ДИСС-15

4.16.1. 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.

4.16.2. 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, для чего установить АЗС ДИСС на верхнем пульте летчиков и выключатель ДИСС на правой боковой панели летчиков в положение ВКЛ.

При выполнении контрольного висения выставить на авиагоризонте значение угла тангажа, соответствующее фактическому.

4.16.3. 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 кольце в центре индикатора, 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 включится табло ВЫКЛ. на индикаторе висения, что свидетельствует об отключении индикатора висения.

4.17. Полет ночью в простых метеорологических условиях

4.17.1. 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 электропульта включить АЗС ФАРЫ, АНО, СТРОЕВ. ОГНИ, выключатели ПЛАФОН на левом и правом щитках электропульта поставить в положение ВКЛ. Вывести реостаты подсвета на правой и левой боковых панелях электропульта и над проемом двери кабины летчиков. Включить рулежную фару ФР-100.

4.17.2. После запуска двигателей и отключения аэродромного источника электропитания выключить плафоны, переключатель ТАБЛО. ДЕНЬ-НОЧЬ поставить в положение НОЧЬ, включить выключатели ПРОБЛЕСК МАЯК, КОНТУР, ОГНИ. Переключатели аэронавигационных и строевых огней установить в зависимости от естественной освещенности в положение ЯРКО (в светлую ночь) или ТУСКЛО (в темную ночь).

Руление выполнять с включенной рулежной фарой ФР-100. Фары ФПП-7 включать при необходимости для более тщательного просмотра переднего пространства, а также перед разворотами. Режим работы поисково-посадочных фар ФПП-7: горение 5 мин, перерыв 5 мин.

4.17.3. Взлет производить с включенными фарами ФПП-7, ФР-100, направление лучей фар необходимо уточнить на висении на высоте 3-5 м с помощью переключателей, расположенных на рычаге шаг-газ. Взлет ночью практически не отличается от взлёта днем. При отделении вертолета от земли направление выдерживать по стартовым огням и по перемещению поверхности полосы, освещенной лучом фары.

4.17.4. Разгон и набор высоты до 50 м производить более плавно, чем днем, на высоте 30-50 м необходимо полностью перейти на пилотирование по приборам, после чего выключить фары. Скорости набора высоты,

горизонтального полета и планирования выдерживать такими, как и при полетах днем. Развороты следует выполнять с креном не более 15°.

4.17.5. При полетах ночью пилотирование вертолета должно осуществляться в основном по приборам с периодическим просмотром воздушного пространства.

Непреднамеренный вход в облака необходимо контролировать по световому экрану от БАНО, МСП и исчезновению земных световых ориентиров.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ПОПАДАНИЯ В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ (ПРИ ЗАГОРАНИИ ТАБЛО ОБЛЕД. ИЛИ ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ЛЬДА НА ПЕРЕДНИХ СТЕКЛАХ И БОКОВЫХ БЛИСТЕРАХ) ВКЛЮЧИТЬ ВРУЧНУЮ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО И РУЛЕВОГО ВИНТОВ, ОБОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПЗУ, ПЕРЕДНИХ СТЕКОЛ КАБИНЫ ЭКИПАЖА И ТРУБОК ПВД; ДОЛОЖИТЬ РУКОВОДИТЕЛЮ ПОЛЕТОВ И ПРИНЯТЬ МЕРЫ К ВЫХОДУ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

Летчику-штурману при полетах ночью руководствоваться указаниями ст. 4.18.13.

4.17.6. 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 экран, 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 указателю радиовысотомера с контролем по освещенным участкам земли и световым ориентирам.

В случае недостаточного освещения поверхности земли при использовании фар ФПП-7 или при выходе их из строя включить рулежную фару. Произвести посадку с включенной рулежной фарой.

4.17.7. После приземления уменьшать общий шаг несущего винта нужно очень плавно и только при полной уверенности, что вертолет устойчиво стоит на земле, заруливание на стоянку производить с включенной рулежной фарой.

4.18. Полет в сложных метеорологических условиях днем и ночью

4.18.1. Перед выполнением полетов в сложных метеорологических условиях необходимо тщательно изучить погоду района предстоящих полетов; при изучении особое внимание обратить на наличие и интенсивность обледенения, скорость и направление ветра. Полеты в облаках разрешается выполнять до высоты 3500 м.

4.18.2. Перед выруливанием проверить, включены ли все необходимые для выполнения полета АЗС и выключатели, убедиться в нормальной работе автопилота, авиагоризонтов, указателя поворота, радиоконпасов (АРК-15М и АРК-УД), курсовой системы, радиовысотомера, стеклоочистителей, проверить часы (заведены ли и правильно ли установлено время), работу измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-15. Давление на

барометрическом высотомере при установленных стрелках на ноль должно соответствовать фактическому давлению на уровне аэродрома. Летчику-штурману 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.

Примечание: Гироскопические приборы должны быть включены не позднее чем за 3-5 мин до взлета.

4.18.3. При температуре наружного воздуха +5°C и ниже обогрев ПВД включать перед выруливанием и выключать после заруливания вертолета на стоянку независимо от того, имеются условия обледенения или нет.

При наличии снежного покрова, а также при полетах в сложных метеорологических условиях (при температуре наружного воздуха +5°C и ниже) обогрев ПВД включать после запуска двигателей.

При отрицательных температурах наружного воздуха во избежание запотевания и обмерзания стекол кабины перед выруливанием необходимо включить систему обогрева кабины, обогрев передних стекол и часов, а также при необходимости включить стеклоочистители.

Перед выруливанием при температуре наружного воздуха +5°C и ниже во избежание обледенения входных устройств и сброса льда в двигатели противообледенительную систему двигателей включить ручную, для чего выключатель ОБОГРЕВ. ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ПРАВ - в положение РУЧНОЕ.

4.18.4. Летчику-штурману 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.

4.18.5. После выруливания к месту взлета согласовать курсовую систему и установить курсозадатчик УГР-4УК на магнитный курс взлета, а также убедиться в следующем:

- радиовысотомер включен и индекс опасной высоты установлен на заданное значение;
- питание на авиагоризонт подано (флажка на фоне шкалы АГБ-3К нет);
- радиокompас АРК-15М правильно показывает направление на приводную радиостанцию.

4.18.6. Летчику-штурману проверить пилотажно-навигационное оборудование в таком же объеме.

4.18.7. После оценки воздушной обстановки по радиообмену и осмотра каждым летчиком своего участка воздушного пространства командира экипажа запросить у руководителя полетов разрешение на взлет; получив разрешение, произвести взлет. Висение выполнять при визуальном наблюдении за землей.

4.18.8. После взлета до входа в облака установить режим набора высоты на скорости 150 км/ч по прибору с вертикальной скоростью набора 3-4 м/с. Снять нагрузки с органов управления, убедиться в правильности показаний авиагоризонта, указателя поворота, радиокompаса и указателя курсовой системы. Правильность показаний авиагоризонта и указателя поворота провернется при установлении заданного режима набора высоты путем сопоставления с фактическим положением вертолета относительно естественного горизонта и сравнением показаний авиагоризонта при

изменении крена и тангажа на угол $\pm 5^\circ$. Расхождения в показаниях левого и правого авиагоризонтов на величину более 2° свидетельствуют о неисправности одного из них. В этом случае произвести посадку на площадку взлета. Правильность показаний указателя курсовой системы и радиоконパス проверяется путем сопоставления с фактическим положением вертолета относительно оси взлетно-посадочной полосы и приводной радиостанции (без учета угла сноса).

В тех случаях, когда естественный горизонт не просматривается, исправность авиагоризонта проверить по сочетанию его показаний с показаниями указателя курса и вариометра: при отсутствии кренов курс полета будет сохраняться постоянным, при отсутствии набора или снижения вертолета показания вариометра будут равны нулю.

За 25-30 м до входа в облака полностью перейти на пилотирование по приборам.

После входа в облака проверить наличие обледенения по загоранию табло и визуальному датчику обледенения, при его наличии выйти из зоны обледенения.

4.18.9. При проходе исходного пункта маршрута (ИПМ) - летчику-штурману по команде командира экипажа включить индикатор координат ДИСС-15 нажатием кнопки ВКЛ. на пульте. На высотах более 3000 м пользоваться ДИСС-15 не рекомендуется.

4.18.10. Полеты в облаках рекомендуется выполнять на следующих режимах:

- скорость набора высоты 150 км/ч по прибору, вертикальная скорость 3-4 м/с;
- скорость снижения 120-200 км/ч по прибору, вертикальная скорость 3-4 м/с;
- скорость горизонтального полета при заходе на посадку по системе ОСП 160-180 км/ч.

Длительные полеты по маршруту выполнять (на высотах до 1000 м) на скоростях по прибору:

- с нормальным взлетным весом – 220 км/ч;
- с максимальным взлетным весом – 200 км/ч.

Минимальная скорость горизонтального полета в облаках 100 км/ч. Виражи и развороты при пилотировании вертолета по приборам выполнять с креном не более 15° .

4.18.11. При полете по приборам в болтанку курс необходимо исправлять координированными отклонениями ручки управления и педалей. Исправление курса только отклонением педалей может привести к раскачиванию вертолета по курсу. Скорость полета при наличии болтанки установить в соответствии с рекомендациями подраздела 4.28.

Пилотирование вертолета в облаках осуществлять по авиагоризонту и указателю курсовой системы с периодическим контролем по указателю скорости, вариометру, высотомеру и указателю скольжения.

В том случае, если световой экран, возникающий от БАНО при входе в облака, отвлекает от пилотирования по приборам, необходимо переключатель АНО ТУСКЛО-ЯРКО перевести в положение ТУСКЛО.

При пилотировании вертолета в облаках необходимо постоянно контролировать и сравнивать показания пилотажных приборов для своевременного определения возможных отказов их в работе.

Отказ авиагоризонта может быть обнаружен по появлению флажка на фоне шкалы (из-за прекращения питания переменным током), по показаниям авиагоризонта у летчика-штурмана, а также по показаниям указателя скорости, вариометра и указателя курсовой системы. Отказ барометрических приборов можно обнаруживать сопоставлением их показаний с показаниями авиагоризонта и с показаниями приборов у летчика-штурмана.

При обнаружении отказа одного или нескольких приборов перейти к пилотированию по дублирующим приборам, доложить об этом руководителю полетов и действовать по его указаниям.

При полете по приборам необходимо чаще контролировать курс, так как даже при небольшом крене, практически незаметном по авиагоризонту, вертолет уходит с курса.

4.18.12. Распределение внимания летчика при полете по приборам должно быть примерно таким:

а) в наборе высоты: авиагоризонт - вариометр, авиагоризонт - указатель курсовой системы - высотомер, авиагоризонт - указатель скорости и далее в том же порядке; периодически наблюдать за режимом работы двигателей;

б) в горизонтальном полете: авиагоризонт-вариометр, авиагоризонт - указатель курсовой системы - высотомер, авиагоризонт - указатель скорости и далее в том же порядке; периодически наблюдать за режимом работы двигателей;

в) при выполнении виражей и разворотов: авиагоризонт (силуэт самолета - шарик) - вариометр, авиагоризонт - указатель скорости, авиагоризонт - указатель курсовой системы - вариометр и далее в том же порядке;

г) на планировании при заходе на посадку после четвертого разворота: авиагоризонт-указатель курсовой системы - вариометр, авиагоризонт - указатель курсовой системы - высотомер - указатель скорости и далее в том же порядке;

д) по дублирующим приборам (отказ авиагоризонта): указатель поворота и скольжения - указатель курсовой системы, указатель поворота и скольжения - вариометр, указатель поворота и скольжения - указатель скорости - высотомер.

4.18.13. Летчику-штурману в полете следить за выдерживанием заданного режима полета и расчетных данных выполняемого маневра по времени, курсу, высоте, скорости и курсовым углом радиокompаса, особенно за высотой при снижении после четвертого разворота; сообщить командиру экипажа время начала разворота при выполнении маневра захода на посадку, быть готовым в любой момент к пилотированию вертолетом.

4.18.14. Заход на посадку по приборам в облаках или в закрытой кабине, как правило, производится с помощью радиокompаса по приводным радиостанциям, установленным на посадочном курсе одним из способов, указанных в подразделах 4.19, 4.20, 4.21, 4.22. В каждом конкретном случае способ захода на посадку определяется в зависимости от воздушной обстановки, характера выполняемых полетов и установленной для аэродрома схемы снижения, захода на посадку.

4.19. Заход и расчет на посадку методом большой коробочки

4.19.1. Заход и расчет на посадку по приборам в облаках и в закрытой кабине выполнять по ближней приводной радиостанции, установленной на удалении 1300 м от места приземления. При подготовке к полету по коробочке необходимо рассчитать по известному ветру магнитные курсы, путевое время для каждого участка маневра, курсовые углы и магнитные пеленги радиостанции всех разворотов и траверза с учетом угла сноса. Полученные данные свести в таблицу и использовать при выполнении полета. Рекомендуемая высота полета по коробочке 300 м, скорость горизонтального полета по коробочке 160 км/ч, по прибору крены при разворотах выдерживать 10° . Схема захода на посадку по большой коробочке показана на рис. 4.1.

4.19.2. После взлета установить режим набора высоты на скорости 150 км/ч с вертикальной скоростью 3-4 м/с.

Перед входом в облака убедиться в правильности показаний авиагоризонта и перейти к пилотированию по приборам.

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.

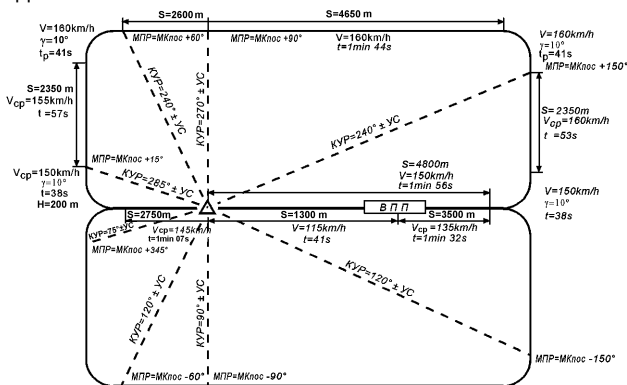


Рис. 4.1. Схема захода на посадку по большой коробочке.

Второй разворот выполнять при $\text{КУР} = 240^\circ \pm \text{УС}$ ($\text{КУР} = 120^\circ \pm \text{УС}$ - при правой коробочке) или на расчетном МПР через 3 мин 27 с после взлета.

Третий разворот выполнять при $\text{КУР} = 240^\circ \pm \text{УС}$ ($\text{КУР} = 120^\circ \pm \text{УС}$ - 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.

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

4.19.3. Начало всех разворотов и траверза контролировать по заранее рассчитанному времени и докладывать руководителю полетов. В момент ввода в четвертый разворот острый конец стрелки радиокompаса подойдет к верхнему обрезу планки курсозадатчика, угол между ними будет равен примерно 15° (рис. 4.2). При правильном выполнении разворота примерно за 30° до выхода на посадочный курс обе стрелки должны совместиться (рис. 4.3).

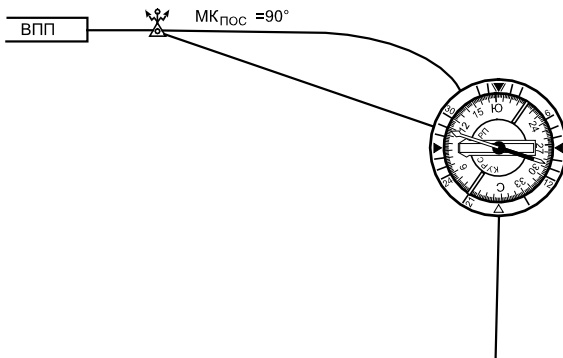


Рис. 4.2. Показания УГР-4УК перед началом выполнения четвертого разворота

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° . Вывод из разворота при отсутствии сноса выполнять так, чтобы совмещенные стрелки радиокompаса и курсозадатчика установились под отсчетным индексом УГР-4УК. При наличии сноса совмещенные стрелки установить с учетом угла сноса, выдерживая курс с упреждением на снос.

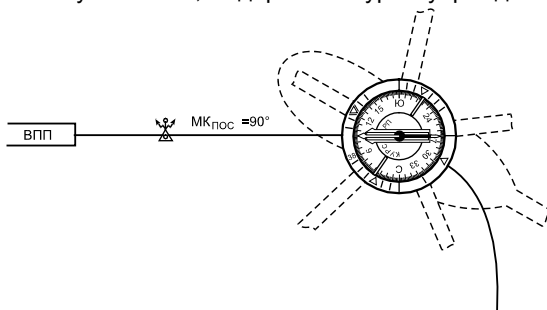


Рис. 4.3. Показания УГР-4УК. на посадочном курсе

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.

4.19.4. 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.

4.19.5. После пролета ближней ПРС выдерживать подобранный посадочный курс.

Днем после выхода из облаков визуально уточнить расчет на посадку по земным ориентирам и стартовым знакам. В ночных полетах момент выхода из облаков после пролета ПРС определять по появлению видимости стартовых огней и других ориентиров.

4.19.6. При заходе на посадку методом большой коробочки после возвращения с задания и пролета ближней ПРС взять посадочный курс и по истечении расчетного времени (для штилевых условий 2 мин) выполнить первый разворот и далее совершить полет по коробочке.

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° .

4.19.7. В тех 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, если это предусмотрено схемой аэродрома (с разрешения руководителя полетов).

При заходе на посадку методом малой коробочки (рис. 4.4) 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. Полет по малой коробочке выполнять с соблюдением ранее изложенных рекомендаций.

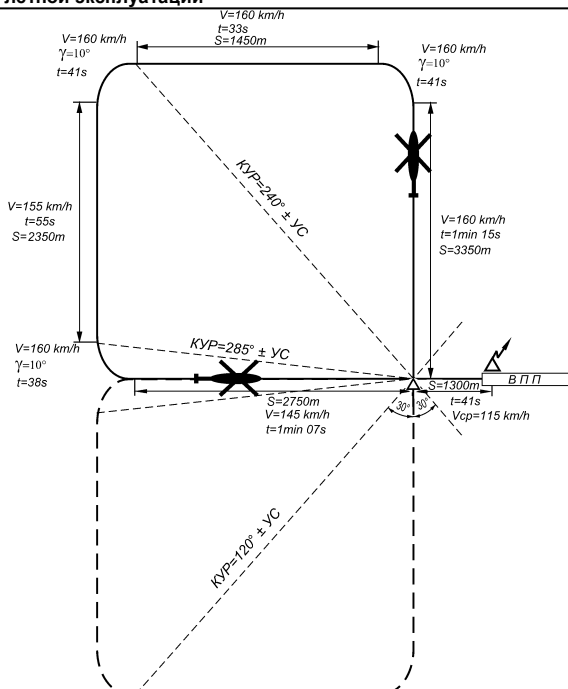


Рис. 4.4. Схема захода на посадку по малой коробке

4.20. Заход и расчет на посадку с прямой методом отворота на расчетный угол

4.20.1. 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, предварительно получив разрешение у руководителя полетов.

При подготовке к полету по известному ветру необходимо рассчитать магнитные курсы (МК) и путевое время для каждого участка маневра, а также величину расчетного угла отворота (РУ). Расчетный угол определяется по формуле

$$\text{tgPY} = \frac{2R}{W_{г.п} \cdot t_{г.п.}},$$

где R - радиус разворота на посадочный курс, м;

$W_{г.п}$ - путевая скорость горизонтального полета до разворота на посадочный курс, м/с;

$t_{г.п.}$ - время полета от ПРС до точки начала разворота, с.

Расчетный угол отворота при постоянных значениях скорости горизонтального полета и угла крена на развороте зависит от времени горизонтального полета, рассчитываемого по формуле

$$t_{\text{а.и.}} = \frac{(H - 100)W_{\text{н.и.}}}{W_{\text{а.и.}} V_y} + 30$$

где H - высота вывода вертолета на посадочный курс, м;

$W_{\text{сн.ср}}$ - средняя путевая скорость при снижении на посадочном курсе, км/ч;

V_y - вертикальная скорость снижения, м/с;

$W_{\text{г.п}}$ - путевая скорость горизонтального полета, км/ч.

Таблица 4.1

Значения PY и $t_{\text{г.п}}$ для различных высот вывода вертолета из разворота

Элементы полета	H, м							
	300	400	500	600	700	800	900	1000
ПУ, градус	28	17	14	12	10	8	7	6
$t_{\text{г.п}}$, 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:

$V_{\text{г.п}} = 160$ км/ч; $V_y = 2-3$ м/с;

$W_{\text{сн.ср}} = 150$ км/ч; $\gamma = 10^\circ$.

Значения времени $t_{\text{г.п}}$ и PY для различных высот H вывода вертолета из разворота на посадочный курс рассчитываются заранее и сводятся в таблицы или графики (см., например, табл. 4.1).

4.20.2. При заходе на посадку с прямой отворотом на расчетный угол (рис. 4.5) вывести вертолет на заданной высоте на ближнюю приводную радиостанцию.

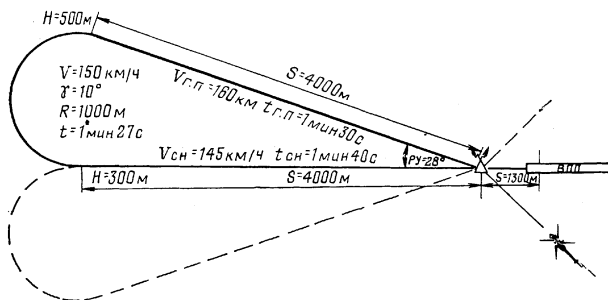


Рис. 4.5. Схема захода на посадку с прямой отворотом на расчетный угол

После прохода ПРС по команде летчика-штурмана выполнить отворот вправо или влево на расчетный угол с учетом сноса и продолжать полет с этим курсом до разворота в расчетной точке. По истечении расчетного времени ($t_{\text{г.п}}$) 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.

На снижении летчику-штурману необходимо контролировать высоту полета и следить за выходом из облаков.

После выхода из облаков визуально уточнить расчет, снизиться и произвести посадку. Разворот и исправление ошибок выхода в створ ВПП выполняются, как указано для захода по большой коробочке.

4.21. Заход и расчет на посадку с помощью автоматического радиопеленгатора

4.21.1. Заход и расчет на посадку с помощью наземного УКВ радиопеленгатора АРП-6 (АРП-5) выполняется в случае отказа радиокompаса или приводной радиостанции, а также в учебных целях.

Для обеспечения захода на посадку по УКВ радиопеленгатору необходимо знание экипажем радиопеленгов применительно к методу выполнения маневра в районе данного аэродрома или площадки.

Построение маневра захода на посадку выполнять методом большой коробочки или с прямой отворотом на расчетный угол.

4.21.2. При заходе на посадку по большой коробочке следует по полученному пеленгу вывести вертолет на радиопеленгатор аэродрома посадки на высоте круга (рис. 4.6). Момент пролета радиопеленгатора определяется по изменению магнитного радиопеленга (Прибой) на 180° .

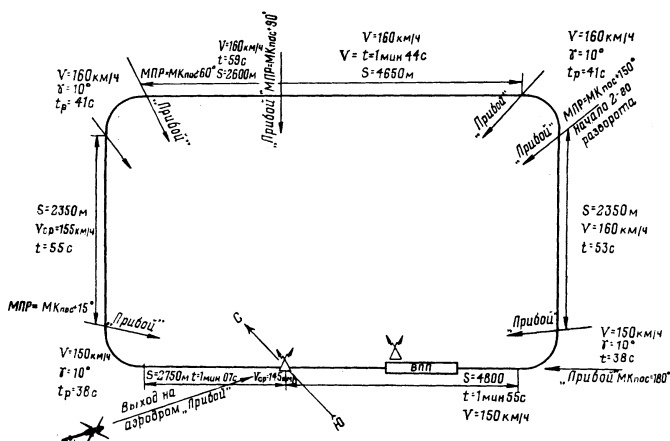


Рис. 4.6. Схема захода на посадку по большой коробочке с использованием радиопеленгатора

После пролета радиопеленгатора довернуть на посадочный курс и по истечении расчетного времени (для штилевых условий 2 мин) выполнить первый разворот. По окончании первого разворота летчику-штурману включить секундомер и контролировать время до начала второго разворота. Запросить "Прибой" и при получении значения "Прибой" (начала второго разворота) выполнить разворот.

Третий и четвертый развороты выполнять согласно полученным пеленгам и контролировать по времени. После третьего разворота перевести вертолет в режим снижения с вертикальной скоростью 2-3 м/с и установить скорость 155 км/ч.

Четвертый разворот выполнять без снижения. Ввод вертолета в этот разворот производить в момент, когда радиопеленг будет на $15-20^\circ$ больше

посадочного курса (левая коробочка). При выполнении четвертого разворота периодически запрашивать "Прибой" и при необходимости вводить поправки в величину крена вертолета (крен не более 15°) для точного выхода на посадочный курс с учетом угла сноса.

После выполнения четвертого разворота и выхода на посадочный курс вертолет перевести в режим снижения с вертикальной скоростью 2-3 м/с и уменьшить скорость полета с таким расчетом, чтобы пройти радиопеленгатор на высоте 100 м со скоростью полета 100-145 км/ч. Если снижение на высоту 100 м выполнено до подхода к радиопеленгатору, перевести вертолет в горизонтальный полет.

После пролета радиопеленгатора поддерживать посадочный курс и, выйдя из облаков, произвести расчет и посадку визуально.

Ошибки выхода на посадочный курс исправлять по следующей методике. В процессе снижения сравнивать полученный радиопеленг с посадочным курсом. При наличии разницы в 5° и более ввести поправку для выхода на посадочный курс, для чего полученную разность удвоить и на полученную величину изменить курс полета: в сторону увеличения, когда значение радиопеленга было больше посадочного курса, и в сторону уменьшения, когда оно меньше посадочного курса. С новым курсом следовать до тех пор, пока расхождение очередного радиопеленга с посадочным курсом будет не более $2-3^\circ$ (рис. 4.7). После этого выполнить доворот на курс посадки с учетом угла сноса.

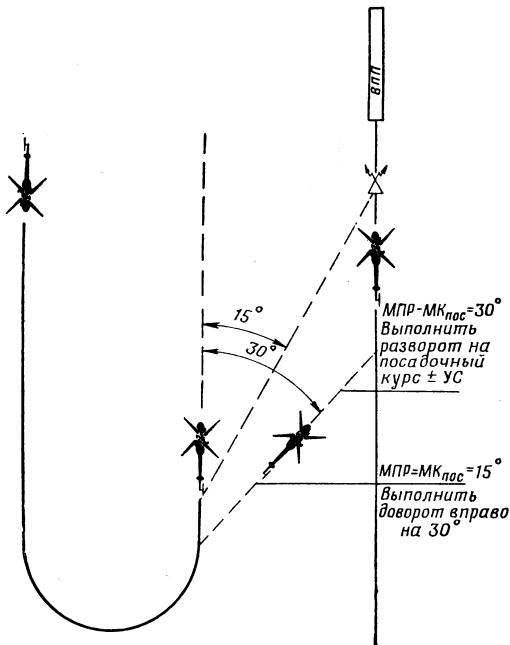


Рис. 4.7. Схема исправления ошибки в заходе на посадку с использованием радиопеленгатора

4.21.3. При заходе на посадку по радиопеленгатору с прямой отворотом на расчетный угол выход на радиопеленгатор выполнять на заданной высоте.

После пролета радиопеленгатора выполнить отворот (вправо или влево) для выхода на курс, обратный посадочному, с учетом расчетного угла и угла сноса (рис. 4.8). При полете от радиопеленгатора периодически запрашивать радиопеленги и при необходимости вносить соответствующие поправки в курс, чтобы удерживать вертолет на линии заданного радиопеленга.

По истечении расчетного времени горизонтального полета ($t_{г.п}$) выполнить разворот на посадочный курс и снижаться с заданной вертикальной скоростью. Значения $t_{г.п}$ и расчетного угла для различных высот вывода на посадочный курс рассчитываются заранее на земле и сводятся в таблицы или графики.

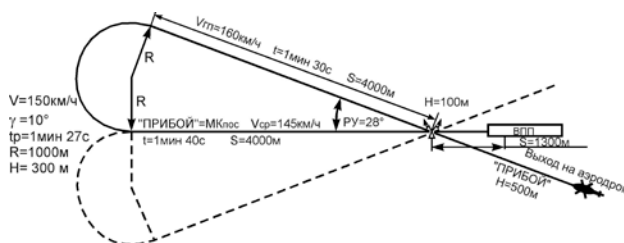


Рис. 4.8. Схема захода на посадку по радиопеленгатору с прямой отворотом на расчетный угол

При выполнении разворота периодически запрашивать "Прибой" и при необходимости вводить поправки в величину крена вертолета (крен не более 15°) для точного выхода на посадочный курс с учетом угла сноса.

При снижении на посадочном курсе через 5-10 с запрашивать "Прибой" и сравнивать его с магнитным курсом посадки. Ошибки выхода на посадочный курс исправлять по методике, изложенной в ст. 4.21.2. По достижении высоты 100 м вертолет перевести в режим горизонтального полета. Радиопеленгатор пройти на высоте 100 м и скорости по прибору 100-145 км/ч.

После выхода из облаков произвести расчет и визуальный заход на посадку.

4.21.4. При выполнении захода на посадку с помощью наземного радиопеленгатора методом большой коробочки или с прямой отворотом на расчетный угол летчик-штурман обязан:

- перед полетом: на земле по известному ветру рассчитать время полета на прямолинейных участках между разворотами, магнитные курсы и углы сноса, а также определить радиопеленги (Прибой), необходимые для построения маневра захода на посадку в зависимости от магнитного курса посадки;

- в полете: следить за выдерживанием заданного режима, по радио прослушать передаваемые с земли радиопеленги (Прибой), сравнивая их с расчетными, и по истечении расчетного времени на секундомере подавать команды на выполнение разворотов.

4.22. Заход и расчет на посадку по большой коробочке с использованием ОПРС с РСП днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях

Полет по кругу, вход в круг с маршрута выполнять согласно РЛЭ.

Выход на посадочную прямую выполнять в горизонтальном полете на удаление 6 км от начала ВПП на скорости 150 км/ч и высоте 300 м.

Планирование на посадочном курсе производить на скорости 150 км/ч с $V_y=2-3$ м/с таким образом, чтобы на удалении 4 км от начала ВПП высота составляла 200 м.

На удалении 2 км с начала ВПП начать уменьшение скорости с таким, расчетом, чтобы БПРС пройти на скорости 120 км/ч и высоте 60-70 м (при размещении БПРС на удалении 1 км от начала ВПП) или высоте установленной для данного аэродрома при другом расположении БПРС от начала ВПП.

Дальнейшее торможение после пролета БПРС начинать в визуальном полете с таким расчетом, чтобы на высоте 10 м скорость была 50-60 км/ч.

Примечания: 1. Если высота полета по коробочке более 300 м, то высоту 300 м занимать до начала 4-го разворота.

2. Если вертолет снизился до высоты 200 м на удалении более 4 м, перевести его в горизонтальный полет. Дальнейшее снижение выполнять с удаления 4 км.

3. При выполнении полета по кругу на аэродромах, оборудованных ОПРС с РСП, третий разворот выполнять при МПР=МК пос. +40 градусов (КУР=220 градусов). В этом случае выход на посадочный курс обеспечивается на удалении 6 км. Начало 4-го разворота выполнять при МПР+МКпос+10 градусов (КУР=280 градусов).

4.23. Полеты в условиях обледенения

4.23.1. Полеты в условиях обледенения при температуре наружного воздуха ниже -12°C **запрещаются.**

4.23.2. При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже все полеты выполнять только с включенной вручную противообледенительной системой двигателей и ПЗУ, при этом переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. - в положение РУЧНОЕ. При указанной температуре наружного воздуха ПОС двигателей и ПЗУ включать на земле после запуска двигателей. При этом на вертолетах, на которых ПЗУ по каким либо причинам не сняты, на аэродромах, покрытых снегом, ПЗУ (эжектор) не включать.

Примечание. В случае крайней необходимости (для повышения грузоподъемности вертолета за счет использования полной располагаемой мощности двигателей) при отсутствии обледенения допускается на время выполнения взлета и посадки (на 1 - 2 мин) включение обогрева двигателей с обязательным включением его после взлета и докладом руководителю полетов "Обогрев двигателей включил".

Если на земле температура воздуха была выше $+5^{\circ}\text{C}$ и ПОС двигателей вручную не включалась, а в полете температура воздуха понизилась, то включение ее (также вручную) произвести в полете при достижении температуры наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, для чего переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. поставить в положение РУЧНОЕ, а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. - в положение ВКЛ. Изменение

температуры наружного воздуха контролировать по указателю температуры, расположенному в кабине экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЗДНЕМ ВКЛЮЧЕНИИ ПОС ДВИГАТЕЛЕЙ И ПЗУ НЕ ИСКЛЮЧЕНА ВОЗМОЖНОСТЬ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ-ЗА СБРОСА В ДВИГАТЕЛЬ ЛЬДА, ОБРАЗОВАВШЕГОСЯ НА ЕГО ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВАХ.

Включение противообледенительной системы двигателей в полете вручную производить поочередно для исключения возможности одновременного останова обоих двигателей из-за сброса льда в их входные устройства. После включения противообледенительной системы одного из двигателей необходимо убедиться в его устойчивой работе, а затем включить ПОС другого двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ ЭТОТ ДВИГАТЕЛЬ ОСТАНОВИЛСЯ, ТО ПОС ДРУГОГО НЕ ВКЛЮЧАТЬ, ВЫЙТИ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ, ВЫКЛЮЧИТЬ ПОС ОСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИГАТЕЛЯ И ПРОИЗВЕСТИ ЕГО ЗАПУСК.

4.23.3. При наличии обледенения на земле (изморозь, туман, мокрый снег) при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже противообледенительную систему несущего, рулевого винтов, обогрев ПВД и стекол кабины экипажа включать вручную перед вырубиванием. Для этого выключатель ОБЩЕЕ, РУЧН.-АВТОМ. поставить в положение РУЧН., переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ.ПЗУ ПРАВ. поставить в положение РУЧНОЕ, а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. - в положение ВКЛ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА РЕЖИМАХ НИЖЕ 80% ОБОРОТОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬЮ БОЛЕЕ 5 мин НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛИ, ОСМОТРЕТЬ ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ, ПЗУ, СТОЙКИ, КОКИ И ВХОДНЫЕ НАПРАВЛЯЮЩИЕ АППАРАТЫ И УДАЛИТЬ ЛЕД (ПРИ ЕГО ОБРАЗОВАНИИ), РУКОВОДСТВУЯСЬ УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В РУКОВОДСТВЕ ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ-5-1.

4.23.4. При попадании вертолета в зону обледенения должно загореться табло ОБЛЕДЕН. и красное ЦСО. При этом автоматически по сигналу от сигнализатора обледенения СО-121ВМ включается противообледенительная система.

Если при появлении льда на остеклении кабины экипажа, боковых блистерах и визуальном датчике обледенения табло ОБЛЕДЕН. не загорелось (запаздывание сигнала обледенения), то выключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ поставить в положение РУЧН.

4.23.5. Снижение вертолета при выполнении полета в условиях возможного обледенения необходимо производить на режиме работы двигателей не ниже 86% оборотов турбокомпрессоров.

4.23.6. Контроль работы ПОС осуществлять по потребляемому току с помощью амперметра, по сигнальным табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ., ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. СО-121 ИСПРАВЕН.

4.23.7. Вывести вертолет из зоны обледенения и доложить руководителю полетов в случаях:

- повышения температуры масла на выходе из двигателя и на входе в главный редуктор выше допустимых пределов, указанных в подразделе 2.7;
- загорания табло ГЕН.№1 ОТКЛ и ГЕН №2 ОТКЛ, что свидетельствует об отказе генератора переменного тока;
- выхода токов, потребляемых противообледенительной системой лопастей несущего и рулевого винтов, за допустимые пределы. Показания бортового амперметра ПОС должны быть в пределах: 60-80А для каждой секции лопастей несущего винта; 110-150А для лопастей рулевого винта. Истинное значение потребляемого тока получается при делении показаний амперметра на 3 для каждой секции лопастей несущего винта и на 6 для лопастей рулевого винта;
- появления условий обледенения при температуре наружного воздуха ниже -12°С.

Примечание. При полетах в условиях обледенения возможно самопроизвольное выключение КО-50 вследствие обледенения его воздухозаборника.

4.23.8. Включение и выключение ПОС производит борттехник по команде командира экипажа.

4.23.9. При температуре наружного воздуха выше +5°С ПОС вертолета перевести на автоматический режим работы. При наличии обледенения ПОС несущего и рулевого винтов выключать после заруливания на стоянку перед выключением генераторов переменного тока, ПОС двигателей - перед их остановкой.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РАБОТА ПОС НЕСУЩЕГО И РУЛЕВОГО ВИНТОВ УМЕНЬШАЕТ ДАЛЬНОСТЬ ПРОСЛУШИВАНИЯ ПОЗЫВНЫХ ПРС.

Для прослушивания позывных приводных радиостанций ПОС несущего и рулевого винтов выключить, для чего АЗС установить в положение ВЫКЛ., при полете в условиях обледенения разрешается выключение ПОС несущего и рулевого винтов не более чем на 30 с, при этом обогрев входов в двигатели должен осуществляться на ручном режиме.

4.23.10. Эксплуатацию вертолета со снятым ПЗУ в условиях обледенения производить с рекомендациями данного подраздела.

4.24. Полеты в горах

4.24.1. Взлеты и посадки в горах разрешаются на площадках, расположенных на высотах до 4000 м. Надежный запуск двигателей на высокогорных площадках от бортовых и аэродромных источников электроэнергии обеспечивается до высоты 4000 м.

После приземления на площадки, расположенные на высотах более 4000 м над уровнем моря, двигатели не выключать.

4.24.2. К полетам в горной местности с посадками на высокогорные площадки допускать летчиков, прошедших специальную тренировку в выполнении взлетов и посадок на горных площадках ограниченных размеров.

4.24.3. Выполнение полетом в горной местности требует от экипажа тщательного изучения метеорологической обстановки района полетов перед выполнением задания и систематического наблюдения за ее изменением в

полете. Особое внимание необходимо уделять определению скорости и направления ветра, а также наличию облачности и характеру ее развития.

4.24.4. Вследствие ограниченного количества площадок, пригодных для посадки вертолетов в горах, отыскание и обследование их целесообразно выполнять заранее. Вес вертолета при обследовании незнакомых площадок должен обеспечивать возможность выполнения зависания вне зоны влияния земли.

4.24.5. Особую сложность представляют полеты летом в горах с крутыми склонами, острыми гребнями, обрывами, резкими выступами скал, так как из-за неравномерного прогрева горных склонов образуются сильные восходящие и нисходящие потоки, которые по солнечной стороне движутся вверх, по теневой - вниз. Эти перемещения необходимо учитывать при взлетах и посадках с высокогорных площадок, а также при пилотировании на предельно малых высотах.

4.24.6. Выполнение полетов в непосредственной близости от горных хребтов при наличии ветра или облачности с вертикальными формами развития усложняется вследствие интенсивной болтанки вертолета и некоторого ухудшения его управляемости, особенно при полете с грузом на внешней подвеске.

4.24.7. При полетах в горной местности не рекомендуется приближаться к склонам гор и мощным кучевым облакам, которые образуются в дневное время над горами.

Пересекать горные хребты необходимо с превышением рельефа местности не менее 600 м. При невозможности иметь такое превышение хребет пересекать под острым углом к нему, чтобы иметь возможность быстро отвернуть в сторону от вершины хребта в случае резкой потери высоты полета из-за попадания в нисходящие потоки воздуха.

Основным признаком наличия сильных нисходящих и восходящих воздушных потоков, которые могут создать угрозу безопасности полета, являются мощнокучевые облака, возникающие над горами в дневное время. Наиболее благоприятные условия для выполнения полетов в горах отмечаются в утренние и вечерние часы.

4.24.8. Пересечение горных хребтов при наличии ветра сопровождается резко выраженной болтанкой вблизи горного склона. При пересечении горного хребта против ветра болтанка начинает ощущаться с большего расстояния от хребта, чем при полете по ветру. Интенсивность болтанки по мере приближения к склону горного хребта против ветра возрастает, и при недостаточном запасе высоты над вершиной хребта выполнение полета вследствие сильных нисходящих потоков воздуха может оказаться небезопасным.

4.24.9. Характерной особенностью полетов в горах является отсутствие ровных взлетно-посадочных площадок и свободных подходов к ним, поэтому взлеты и посадки в горах с ограниченных площадок требуют от летчика отличной техники пилотирования и твердого знания особенностей полетов в горных условиях. Определяя возможность взлета или посадки на выбранную площадку, летчик должен грамотно оценить обстановку и принимать правильное решение о возможности их выполнения, исходя из конкретных условий местности, размеров и состояния поверхности площадки, высоты

над уровнем моря, характера препятствий в полосе взлета или посадки, а также направления и скорости ветра.

4.24.10. Перед полетом в ущелье рассчитать радиусы разворотов на различных скоростях полета при максимальном значении угла крена для данных условий полета. Полет выполнять над дном ущелья на высоте 50-100 м, придерживаясь одной из сторон ущелья, по возможности более освещенной, в целях обеспечения возможности разворота на случай необходимости выхода из ущелья в обратном направлении. Скорость полета в зависимости от ширины ущелья выдерживать такой, чтобы в любой момент полета обеспечивалась возможность выполнения разворота на 180°.

4.24.11. Радиовысотомер при полете над горным рельефом дает неустойчивые показания. Пользоваться показаниями радиовысотомера можно только при полете над пологими ровными склонами и при висении над площадками.

4.24.12. Применение радиокompаса при полетах в горах затруднено из-за наличия горного эффекта. Радиокompас в горах дает показания с ошибками до $\pm 25-30^\circ$, а в отдельных случаях и более.

Величина ошибок зависит от высоты гор, расстояния до них, длины волн пеленгуемой радиостанции, истинной высоты полета, а также от взаимного расположения гор, вертолета и приводной радиостанции. Для повышения точности пеленгования следует использовать радиостанции с более короткой длиной волн (с большей частотой). При неустойчивых показаниях радиокompаса определение навигационных элементов с его помощью не производить.

4.24.13. Подготовку и выполнение маршрутного полета в горах производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в Руководстве по самолетовождению.

Путевую скорость и значение углов сноса определять по показаниям указателя путевой скорости и угла сноса аппаратуры ДИСС-15.

В горной местности мало характерных ориентиров, необходимых для ведения детальной ориентировки. Для ведения визуальной ориентировки использовать горные долины, плоскогорья, характерные вершины гор, горные реки и населенные пункты. Контрольные ориентиры при полете по маршруту выбирать на открытой стороне склонов гор.

4.24.14. Транспортировку груза на внешней подвеске производить в соответствии с указаниями, изложенными в разделе 5 настоящей Инструкции. При полетах в горах в турбулентной атмосфере устойчивость груза на внешней подвеске ухудшается, возникает его раскачка. Устранение раскачки производить плавным уменьшением скорости полета.

ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТОВ И ПОСАДОК НА ВЫСОКОГОРНЫХ ПЛОЩАДКАХ

4.24.15. 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.

4.24.16. 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.

4.24.17. 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.

4.24.18. 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.

Посадочные площадки для полетов с выполнением взлетов и посадок по-самолетному должны готовиться и осматриваться заблаговременно.

4.24.19. Взлеты и посадки по-вертолетному с зависанием в зоне и вне зоны влияния земли, а также по-самолетному, в том числе и посадки с одним работающим двигателем, выполнять в порядке, указанном в разделе 4 настоящей Инструкции.

4.24.20. Предельный вес вертолета при выполнении взлетов и посадок по-вертолетному с зависанием в зоне и вне зоны влияния земли по-самолетному определять с помощью номограмм, приведенных на рис. 1.1. -1.4.

4.24.21. На вертолете обеспечивается возможность выбора посадочных площадок в горах разведкой с воздуха с предварительным изучением геологического рельефа гор по картам крупного масштаба. При выборе посадочных площадок особое внимание обращать на подходы к площадке, наличие препятствий, величину уклона, скорости и направления ветра. Для определения этих элементов на высокогорных площадках, имеющих ограниченные размеры и сложный характер воздушных подходов, производить предварительный проход над площадкой на высоте 20-30 м и скорости 60-70 км/ч. Для определения направления ветра в момент прохода

над площадкой дать команду бортовому технику на сбрасывание дымовой шашки.

4.24.22. При полетах в горах наблюдается резкое и частое изменение направления и скорости ветра, поэтому заход на посадку производить сразу же после определения направления ветра по дыму от шашки.

4.24.23. Маневр для захода на посадку на площадку выбирать в зависимости от конкретных условий, маршрут полета строить по коробочке или двумя разворотами на 180° на скорости 100-120 км/ч. Выход на посадочную прямую выполнять на удалении не менее 1,5 км до начала выбранной площадки. Заход на посадку выполнять таким образом, чтобы иметь возможность отворота и ухода с площадки в случае невозможности зависания на безопасной высоте над площадкой.

4.24.24. При посадке в горах на площадке, расположенной на высотах более 500м над уровнем моря, на режиме предпосадочного торможения возникает замедленная реакция вертолета на отклонение ручки управления в продольном направлении и на увеличение общего шага для уменьшения поступательной и вертикальной скоростей снижения. На этих высотах торможения вертолета ухудшается, вертолет на режиме торможения становится более инертным по сравнению с его поведением при торможении над площадками, расположенными на высотах, близких к уровню моря.

4.24.25. Дистанция, необходимая для гашения поступательной скорости, и высота, необходимая для уменьшения вертикальной скорости снижения, увеличиваются. Поэтому перевод вертолета на торможение следует начать раньше, чем при заходе на площадку, расположенную на уровне моря. Движения ручкой управления и рычагом шаг-газ должны быть плавными и соразмеренными.

4.24.26. Энергичное увеличение угла тангажа в процессе предпосадочного торможения приводит к просадке вертолета. Кроме того, при значительном увеличении угла тангажа ухудшаются условия наблюдения за местом приземления, что затрудняет точность выполнения расчета на посадку.

4.24.27. Торможение перед зависанием в зоне влияния земли выполнять с таким расчетом, чтобы к моменту выхода на границу выбранной площадки высота полета была не более 2-3 м, а скорость полета порядка 5-10 км/ч. Зависание по возможности выполнять в центре площадки с последующим выбором места приземления и оценкой пригодности состояния грунта для приземления. К выбранному месту приземления произвести подлет на скорости 5-10 км/ч.

4.24.28. 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.

4.24.29. Большинство высокогорных площадок имеет недостаточную прочность грунта. Колеса шасси после приземления на такие площадки проваливаются, происходит накренивание вертолета, что может привести к его опрокидыванию. Поэтому при посадке на такие площадки общий шаг несущего винта уменьшать до минимального значения только после предварительного осмотра состояния грунта на выбранной площадке бортовым техником и по его визуальным командам. В случае появления признаков накренивания отделить вертолет от земли и в пределах выбранной площадки подобрать другое место для приземления, на которое переместить

вертолет путем подлета на высоте 1-2 м. Руление на таких площадках небезопасно и может привести к опрокидыванию вертолета.

4.24.30. При длительном висении (маневрировании) у земли в условиях положительных температур атмосферного воздуха, особенно при наличии ветра сзади, возможно увеличение температуры масла в двигателях и главном редукторе до предельно допустимых значений. При достижении предельных значений температуры масла в двигателях и редукторах необходимо выполнить приземление и выключить двигатели для их охлаждения.

4.24.31. 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.

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА НА ПЛОЩАДКАХ С УКЛОНАМИ

4.24.32. 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'.

Площадки должны иметь твердую поверхность, исключающую возможность проваливания колес шасси.

4.24.33. 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.

4.24.34. При висении над площадкой с уклоном вертолет имеет тенденцию к смещению под уклон, которую необходимо устранять отклонением ручки управления в сторону, противоположную смещению. В результате этого висение вертолета над площадкой поперек уклона происходит с креном на уклон, величина угла крена при этом примерно равна величине угла уклона. Висение вертолета над площадкой носом на уклон происходит с

отрицательными углами тангажа, носом под уклон - с положительными углами тангажа.

4.24.35. Эффект влияния близости земли при висении над площадками с уклонами, величина которых более 3° , сказывается меньше, чем при висении над площадками без уклонов. Поэтому расчет полетного веса вертолета при посадках на площадки с уклонами производить из условий возможности зависания вертолета вне зоны влияния земли.

4.24.36. При посадке носом на уклон вертолет вначале приземляется на носовое, а затем на основные колеса шасси. После приземления носового колеса удерживать вертолет от скатывания назад по уклону соразмерным отклонением ручки управления от себя. При взлете с площадки носом на уклон происходит отрыв от земли вначале основных, а затем носового колеса шасси. После отделения от земли основных колес шасси удерживать вертолет от перемещения назад по уклону соразмерным отклонением ручки управления от себя. В момент отделения от земли носового колеса шасси возникает клевок вертолета на нос, который легко парировать незначительным отклонением ручки управления на себя.

Во избежание повреждений узлов крепления амортизационной стойки носового колеса не допускать боковых перемещений вертолета при вертикальном снижении после приземления носового колеса шасси при посадке и при вертикальном подъеме после отделения от земли основных колес шасси при взлете.

4.24.37. 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.

4.24.38. Посадку вертолета на площадку с уклоном и взлет с нее при положении вертолета вдоль уклона производить с заторможенными колесами шасси. После приземления под основные колеса шасси установить колодки.

4.24.39. 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.

При посадке левым бортом на уклон приземление происходит вначале на левое колесо, при посадке правым бортом на уклон - на правое с последующим опусканием второго основного и носового колес шасси. После приземления одного из колес шасси не допускать боковых перемещений и разворотов вертолета.

4.24.40. Уменьшение общего шага несущего винта до минимального значения производить только при полной уверенности в том, что вертолет устойчиво стоит всеми колесами шасси на грунте и не имеет тенденции к опрокидыванию при перемещении рычага шаг-газ вниз.

Перевод двигателей на режим малого газа и их выключение при посадке на площадку поперек уклона производить только после осмотра бортовым техником состояния поверхности площадки и оценки положения колес шасси на грунте.

4.24.41. 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.

4.24.42. При заходе на посадку на незнакомую площадку необходимо учитывать, что с воздуха определить действительную величину уклона очень трудно. Поэтому при приземлении на площадку с уклонами независимо от положения вертолета на уклоне уменьшение общего шага производить плавно, удерживая вертолет от кренов и перемещений по уклону отклонением рычагов управления и тормозами колес.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ УМЕНЬШЕНИЯ ОБЩЕГО ШАГА ПРИ ПРИЗЕМЛЕНИИ РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ ИЛИ ПЕДАЛЬ БУДЕТ ПРИБЛИЖАТЬСЯ К УПОРУ, ДАЛЬНЕЙШЕЕ ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА ЭТОЙ ПЛОЩАДКЕ ПРЕКРАТИТЬ, ПЛАВНО ОТДЕЛИТЬ ВЕРТОЛЕТ ОТ ЗЕМЛИ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА ПЛОЩАДКУ С МЕНЬШЕЙ ВЕЛИЧИНОЙ УКЛОНА.

4.24.43. Руление и развороты на рулении разрешается выполнять на площадках, величина уклонов которых не превышает 3°. При большей величине уклонов перемещение над площадкой выполнять путем подлетов.

4.25. Особенности эксплуатации вертолета на площадках со снежным (пыльным) покровом

4.25.1. Полеты в условиях заснеженных или пыльных посадочных площадок являются особенно сложными. К этим полетам могут допускаться только летчики, прошедшие дополнительное обучение взлетам и посадкам в указанных условиях.

Взлетный (посадочный) вес вертолета для выполнения взлета (посадки) с заснеженной (пыльной) площадки не должен превышать веса, обеспечивающего висение вне зоны влияния земли.

4.25.2. На пыльных площадках включение пылезащитного устройства (ПЗУ) производить после выхода двигателей на режим малого газа. Для включения ПЗУ необходимо включить переключатели ПЗУ двигателей ЛЕВ., ПРАВ. на правой боковой панели электропульты летчиков. При этом загорятся табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН, ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН. Включение ПЗУ сопровождается повышением температуры газов перед турбиной на 10-15°C, возможно также увеличение оборотов турбокомпрессоров не более чем на 0,5% от исходного режима. После взлета и выхода из пыльного облака выключить ПЗУ двигателей. Перед заходом на посадку на пыльную площадку включить ПЗУ. Выключить ПЗУ после заруливания на стоянку. Выключение ПЗУ производить на режиме малого газа двигателей.

При возникновении необходимости выполнения полета на вертолетах, на которых по каким либо причинам ПЗУ не сняты, на аэродромах со снежным

покровом (при образовании снежного вихря от несущего винта на рулении), а также при обильном снегопаде (при видимости менее 1 км) на земле, при отсутствии обледенения и температурах наружного воздуха минус 5 градусов и ниже ПОС ПЗУ и двигателей включать непосредственно перед взлетом и выключать после посадки.

4.25.3. Взлет с заснеженной площадки и посадку на нее по-вертолетному разрешается выполнять при толщине снежного покрова до 50 см и при наличии на поверхности плотного наста, исключающего возможность образования снежного вихря, в котором отсутствует горизонтальная и вертикальная видимость.

4.25.4. Руления, взлеты и посадки по-самолетному разрешается производить на площадках с неукатанным снежным покровом толщиной до 15 см в том случае, когда есть уверенность в отсутствии препятствий под снегом.

4.25.5. Висения, подлеты, взлеты и посадки по-вертолетному при отсутствии горизонтальной и вертикальной видимости **ЗАПРЕЩАЮТСЯ**.

4.25.6. При выполнении полетов с заснеженных площадок в отдельных случаях возможно раздувание снега струей от несущего винта до видимости, обеспечивающей взлет и посадку по-вертолетному.

4.25.7. Руления, висения, подлеты, взлеты и посадки при встречном ветре более 5 м/с особенностей не имеют, так как в этом случае снежный или пыльный вихрь, образованный струей от несущего винта, смещается назад, практически не ухудшая горизонтальной видимости.

4.25.8. Рулить на заснеженных или пыльных площадках при отсутствии горизонтальной видимости разрешается на скорости не более 10 км/ч, развороты на рулении - на скорости не более 5 км/ч. Выполнять развороты на месте во избежание срыва покрышек колес **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

4.25.9. Перед началом руления заметить по компасу направление руления, убедиться, что впереди по курсу руления нет препятствий, ввести коррекцию вправо и по достижении оборотов несущего винта 95% начать руление, выдерживая направление по компасу, а скорость руления - по видимому участку земли вблизи вертолета. Для уточнения направления и просмотра полосы руления периодически останавливать вертолет, выводить коррекцию влево, подождать, пока осядет снег (пыль), при появлении горизонтальной видимости просмотреть следующий участок местности и продолжать руление.

4.25.10. Перед выполнением висения потоком воздуха от несущего винта раздуть снег (пыль) вокруг вертолета так, чтобы просматривалось пространство впереди вертолета и в стороны на 5-10 м.

4.25.11. При взлете по-вертолетному после отрыва от земли набрать высоту 3-5 м, наблюдая за положением вертолета относительно ориентиров на земле через нижнее остекление кабины экипажа и используя для выдерживания режима висения показания указателя режимов висения аппаратуры ДИСС-15. Взлет и висение производить строго против ветра. На висении убедиться в нормальном положении вертолета относительно земли и в наличии запаса мощности, с высоты 2-3 м выполнить разгон с использованием взлетного режима работы двигателей. В процессе разгона не допускать снижения вертолета и кренов. Положение вертолета при

прохождении снежного облака контролировать по приборам, а также по ориентирам, значительно удаленным от места взлета (горы, деревья и т. п.).

4.25.12. При взлете по-самолетному отрыв вертолета (увеличение мощности двигателей до взлетной) выполнять после прохождения снежного (пыльного) облака. До выхода из снежного (пыльного) облака направление разбега выдерживать по указателю курса, кренение вертолета контролировать по авиагоризонту. По достижении скорости 25-30 км/ч вертолет выходит из снежного (пыльного) облака, и горизонтальная видимость восстанавливается.

4.25.13. При посадке по-вертолетному на заснеженные (пыльные) площадки зависание выполнять на высоте, свободной от снежного (пыльного) облака, поднятого струей от несущего винта. После зависания снижение вертолета выполнять плавно с таким расчетом, чтобы к моменту ухудшения горизонтальной видимости была обеспечена надежная вертикальная видимость вплоть до момента приземления. Вертикальная видимость достигается раздуванием снежного покрова струей от несущего винта. При вертикальном снижении не допускать перемещений вертолета в стороны, постоянно контролируя его положение по земле и ориентирам привязки (ветки деревьев, флажки) через нижнее остекление, боковые блистеры и по указателю режима висения аппаратуры ДИСС-15.

При потере ориентира привязки немедленно уйти на второй круг, для чего увеличить высоту до выхода из снежного (пыльного) облака, а затем перейти на поступательное движение.

Поиск ориентира привязки путем перемещений у земли при отсутствии горизонтальной и вертикальной видимости ориентира **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

4.25.14. Приземление при посадке по-самолетному при встречном ветре менее 5 м/с производить на скорости 30-50 км/ч в зависимости от длины площадки. В случае ухудшения горизонтальной видимости перед посадкой следует немедленно увеличить скорость полета и уйти на второй круг. При вторичном заходе скорость приземления должна быть несколько больше, чем в предыдущем заходе. После приземления уменьшить общий шаг до минимального значения, убрать коррекцию и применить тормоза колес.

Необходимо учитывать, что при торможении на заснеженном грунте возможно проскальзывание заторможенных колес и возникновение юза.

Примечание. Пылезащитное устройство двигателей не обеспечивает 100% очистку воздуха на входе в двигатели, от попадания частиц. Поэтому желательно (если имеется возможность) избегать эксплуатации вертолетов на песчаной (пыльной) площадке без предварительной ее поливки водой.

4.26. Вертолетовождение

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ ПО МАРШРУТУ

4.26.1. Подготовка экипажа к маршрутному полету проводится согласно Руководству по самолетовождению и Методическому пособию по технике пилотирования вертолета Ми-8 во время наземной, предварительной и предполетной подготовки.

4.26.2. В ходе предварительной штурманской подготовки экипаж обязан:

- изучить поставленную задачу на полет и порядок ее выполнения;

- проложить и изучить маршрут;
- изучить цель (посадочную площадку);
- выполнить расчет полета и подготовить справочные данные для полета по маршруту;
- проанализировать метеорологическую и радиационную обстановку по маршруту полета и в районе цели (посадочной площадки);
- уточнить действия экипажа по восстановлению ориентировки в районе полетов;
- уточнить данные о местонахождении и характере работы наземных радиосветотехнических средств;
- разработать и уяснить штурманский план полета;
- проверить на вертолете готовность к работе навигационно-пилотажного и десантного оборудования.

Для ведения визуальной ориентировки при выполнении полета по заданному маршруту, а также для обеспечения высокой точности определения навигационных элементов полета использовать карту масштаба 1:200000.

При полетах на полный радиус действия и перелетах использовать карты масштабов 1:500000 или 1:1000000.

4.26.3. Прокладка маршрута на полетной карте включает: нанесение линии пути, отметку основных точек маршрута, разметку расстояний, путевых углов и расчет времени полета, разметку отрезков пути по времени и отметку заданного (расчетного) времени прибытия на объект действий, отметку рельефа и магнитных склонений, а также нанесение на карту необходимых данных для использования аппаратуры ДИСС-15, курсовых и радиотехнических систем.

Если длина маршрута превышает 75% технической дальности полета, произвести инженерно-штурманский расчет полета.

По заданной истинной безопасной высоте полета рассчитать безопасную высоту по прибору с учетом рельефа местности, высоты препятствий, данных об изменении атмосферного давления по маршруту за время полета, а также с учетом аэродинамических и инструментальных ошибок высотомера:

$$H_{\text{пр. прив. мин}} = H_{\text{ист. без}} + H_{\text{рел}} + \Delta H_{\text{преп}} - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{сум}}$$

В ходе штурманской подготовки экипажу необходимо твердо уяснить порядок своей работы в воздухе от взлета до посадки и составить штурманский план полета.

4.26.4. В штурманском плане полета экипаж обязан указать:

- свои действия при построении боевого порядка группы;
- порядок и способы использования технических средств при выводе вертолета на заданную линию пути и в заданные точки маршрута;
- способы контроля и исправления пути по этапам маршрута и порядок маневрирования для выхода на площадку (цель или район действия) в заданное время;
- действия при преодолении противодействия средств ПВО противника;

- порядок отыскания основной и запасной посадочных площадок (цели) и выхода на них;
- порядок выхода на КПМ и роспуска группы на посадку;
- порядок снижения и захода на посадку при полете в облаках на основном и запасных аэродромах;
- действия на случай резкого ухудшения погоды и вынужденной посадки;
- порядок восстановления ориентировки в случае ее потери при полете к площадке (цели) и на обратном маршруте.

4.26.5. В период предполетной подготовки экипаж обязан:

- уточнить метеорологическую и прогнозируемую радиационную обстановку;
- уточнить данные расчета полета по участкам маршрута для заданных высот с учетом ветра;
- произвести на вертолете предполетную проверку пилотажно-навигационного и десантного оборудования;
- установить на бортовых часах точное время.

ВЫХОД НА ИСХОДНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА (ИПМ)

4.26.6. Для вывода вертолета на ИПМ, исходя из условий полета (направления взлета, высоты полета, удаления ИПМ и т. п.), заранее определить маневр, обеспечивающий выход на ИПМ с курсом, близким заданному магнитному путевому углу (ЗМПУ).

В зависимости от фактической навигационной обстановки выход на ИПМ может осуществляться с использованием наземных ориентиров, аппаратуры ДИСС-15, по курсу и времени, рассчитанным по известному ветру, средств РТО и данных командного пункта.

В момент прохода ИПМ по УГР-4УК курсовой системы установить вертолет на курс следования с учетом угла сноса для полета по линии заданного пути в район посадочной площадки (цели) или поворотный пункт маршрута (ППМ), нажатием клавиши ОТКЛ.-ВКЛ. на индикаторе координат включить счисление координат, секундомер и отметить время прохода ИПМ на карте.

При полетах по маршруту с большим количеством изломов курсовую систему целесообразно использовать в режиме МК. В этом случае при отсчете курса пользоваться кнопкой согласования курсовой системы не рекомендуется, так как из-за колебаний чувствительного элемента индукционного датчика при согласовании может появиться ошибка.

Согласование КС выполнять перед вырубиванием и повторно на ВПП перед взлетом.

При перелетах курсовую систему рекомендуется использовать в режиме ГПК.

ВЫХОД НА ЛИНИЮ ЗАДАННОГО ПУТИ

4.26.7. Выход на линию заданного пути (ЛЗП) может осуществляться:

- по курсу, рассчитанному по известному ветру на земле и уточненному в полете по ДИСС-15;
- подбором курса по створу двух-трех ориентиров;
- по боковому отклонению у контрольного ориентира;
- по приводной радиостанции (ПРС) или радиопеленгатору, находящемуся на ЛЗП (в створе с ней).

Для выхода на ЛЗП с курсом, рассчитанным по шаропилотному ветру и уточненным в полете по ДИСС-15, необходимо за 2-3 км до ИПМ установить вертолет на заданный магнитный курс с учетом угла сноса. Этот способ является основным.

При выходе на ЛЗП по створу ориентиров на линии пути должно быть 2-3 характерных контрольных ориентира (КО), образующих створ с ИПМ.

Для выхода на ЛЗП по створу ориентиров необходимо вывести вертолет с рассчитанным МК на линию створа, не доходя 3-4 км до ИПМ, и наметить на передней части фонаря кабины визирную точку, через которую видны одновременно два ориентира (ИПМ и КО).

Выдерживая магнитный курс (МК) и наблюдая за створом ориентиров, определить отклонение вертолета от ЛЗП.

Если створ ориентиров уходит от визирной точки вправо, значит, вертолет сносит влево. В этом случае необходимо повернуть вертолет вправо. Величина доворота будет определяться интенсивностью ухода створа ориентиров от визирной точки. Сделав первый доворот, выйти на ЛЗП, т. е. в створ ориентиров, после чего произвести доворот в обратную сторону на величину, равную половине угла первого доворота. При необходимости повторить этот маневр несколько раз до полного подбора курса.

При выходе на ЛЗП по боковому отклонению на расстоянии 15-20 км от ИПМ на линии пути наметить характерный ориентир. Проход ИПМ произвести с МК=ЗМПУ, который выдерживать до намеченного контрольного ориентира. При подходе к контрольному ориентиру (КО) глазомерно определить боковое отклонение (в километрах или градусах) по отметке места вертолета и ввести поправку в МК на величину бокового отклонения и дополнительную поправку на оставшееся расстояние.

Продолжать полет с исправленным курсом до выхода на КО или ППМ. При выходе на ЛЗП до поворотного пункта дополнительная поправка за оставшееся расстояние должна быть отброшена.

Для выхода на ЛЗП и полета по ней от ПРС, расположенной в ИПМ (рис.4.9), необходимо при подходе к радиостанции задатчик курса УГР-4УК установить на значение заданного путевого угла первого этапа маршрута. Момент прохода радиостанции (ИПМ) определить по изменению показаний стрелки радиоконパス на 180°.

После прохода радиостанции приступить к подбору курса, используя показания УГР-4УК. При полете вертолета точно по линии заданного пути стрелки радиоконパス и курсозадатчика остаются совмещенными.

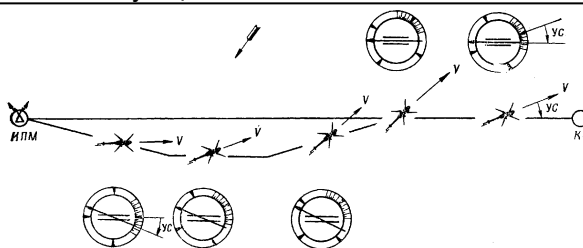


Рис. 4.9. Подбор курса следования по УГР-4УК при полете от радиостанции

Если стрелка радиокompаса будет отклоняться от стрелки курсозадатчика влево или вправо (что произойдет вследствие появления сноса вертолета), необходимо развернуть вертолет в сторону, противоположную отклонению обратного конца стрелки радиокompаса. При этом разворот продолжать до тех пор, пока стрелка курсозадатчика не окажется посередине между треугольным индексом УГР-4УК и обратным концом стрелки радиокompаса. Затем, следуя по прямой, по мере уменьшения угла между обратным концом стрелки радиокompаса и стрелкой курсозадатчика плавно доворачивать вертолет на обратный конец стрелки радиокompаса до полного их совмещения. После этого на УГР-4УК против треугольного индекса заметить магнитный курс и выдерживать его, сохраняя стрелки радиокompаса и курсозадатчика совмещенными.

При полете от радиопеленгатора (рис. 4.10) установить вертолет на курс, равный заданному путевому углу, и отметить время его прохода. Через 3-5 мин полета запросить МПР (Прибой) и рассчитать магнитный пеленг вертолета ($МПВ = МПР \pm 180^\circ$), который является фактическим магнитным путевым углом (ФМПУ).

По значению МПВ определить сторону и величину смещения вертолета с линии заданного пути. Для выхода на линию заданного пути необходимо внести в курс поправку, равную двум углам сноса ($МК_2 = МК_1 - 2УС$).

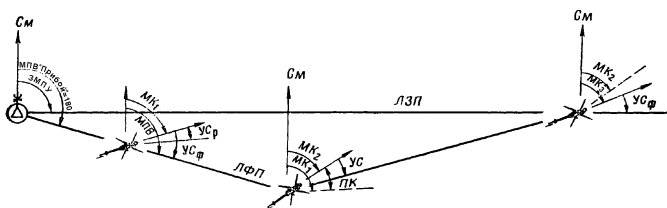


Рис. 4.10. Схема исправления курса следования при полете от радиопеленгатора

С этим курсом вертолет выйдет на ЛЗП через тот же промежуток времени, что и после прохода радиопеленгатора к моменту исправления курса (3-5 мин). По истечении этого времени запросом радиопеленга убедиться в выходе на линию заданного пути. После выхода на линию заданного пути необходимо установить вертолет на новый курс ($МК_3$) с учетом угла сноса для полета по линии заданного пути.

ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

4.26.8. При полете по заданному маршруту необходимо в течение всего полета вести контроль и исправление пути по дальности и направлению. Контроль осуществляется путем определения места вертолета (МВ) по показаниям счетчика координат, визуальнo или с помощью радиотехнических средств. При выполнении полета в главноортодромической системе координат при подлете к промежуточному пункту маршрута сравнить прямоугольные координаты ППМ, снятые с карты, с показаниями счетчика координат ДИСС-15. При подходе к ППМ определить ошибку счисления и при необходимости произвести коррекцию координат, для чего кратковременными нажатиями клавиш ВЛ и ВПР, В и Н выставить на счетчиках БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ и ПУТЬ КМ заданные значения ортодромических координат ППМ. Аналогичные операции выполняются при выходе вертолета на ориентиры с известными прямоугольными координатами и последующие поворотные пункты маршрута.

При выполнении полета в частноортодромической системе координат определять место вертолета по показаниям счетчиков ПУТЬ КМ и БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, контролируя и корректируя их показания визуальнo или с помощью радиотехнических средств.

При подходе к промежуточному пункту маршрута (ППМ) перейти на детальную ориентировку, уточнить место вертолета и подготовить счетчик координат к очередному этапу маршрута, для чего:

- выключить счисление координат;
- установить на индикаторе координат угол карты новой частной ортодромии (нового этапа маршрута) и ее данные на счетчиках ПУТЬ КМ, БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ;
- при проходе ППМ включить счисление координат и выполнять полет, выдерживая боковое уклонение, равное нулю.

При визуальном контроле пути в первую очередь необходимо использовать характерные естественные и искусственные наземные ориентиры. В полете над малоориентирной местностью для ориентировки использовать не только крупные, но и мелкие ориентиры: отдельные строения, возвышенности и тригонометрические пункты, овраги, балки, дороги, тропы, кустарники и очертания лесных массивов.

При определении места вертолета с помощью радиотехнических средств целесообразно использовать в комплексе радиостанции, расположенные в стороне от линии пути под углом к ней в пределах 60-120°, и радиопеленгатор аэродрома вылета или приводные радиостанции, расположенные ближе к линии пути вертолета.

Задача контроля пути значительно упрощается, если полеты обеспечены наземными радиолокационными станциями. В этом случае по двум отметкам места вертолета, курсу и времени можно определить фактический путьевой угол, боковое уклонение, угол сноса и путьевую скорость. Эти данные затем использовать для определения поправки в курс и определения ветра.

Пуск и остановку секундомера необходимо производить в момент запроса координат. При полете от приводной радиостанции или радиопеленгатора,

расположенных в ИПМ, наземная РЛС используется для контроля пути по дальности.

Исправление курса следования для выхода на очередной КО или ППМ производится при появлении боковых уклонений на маршруте или у намеченного КО. Значения поправок в курс за пройденное или оставшееся расстояние приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Пройденное (оставшееся) расстояние, км	Поправки в курс											
	Поправки в курс (градусы) при ЛБУ, км											
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
15	8	11	15	18	22	-	-	-	-	-	-	
30	4	6	8	9	11	13	15	17	18	20	-	
40	3	4	6	7	9	10	11	13	14	15	17	
60	2	3	4	5	6	7	8	9	10	10	11	
80	2	2	3	4	4	5	6	7	7	8	9	
100	1	2	2	3	3	4	5	6	6	6	7	

Для облегчения определения величины поправки в курс у контрольных ориентиров на карту целесообразно нанести специальную разметку боковых уклонений.

Поправку в курс можно рассчитать с помощью НЛ-10 следующим образом.

Если экипажу известен фактический магнитный путевой угол (ФМПУ), необходимо с помощью транспортира замерить величину бокового уклонения как разность между фактической и заданной линиями пути. Затем по значениям бокового уклонения, общего ($S_{\text{общ}}$) и пройденного ($S_{\text{пр}}$) пути на НЛ-10 рассчитать поправку в курс (ПК). Для этого на шкале тангенсов против оставшегося ($S_{\text{ост}}$) пути поставить величину БУ°, а против $S_{\text{общ}}$ отсчитать ПК° (рис. 4.9).

Если известно линейное боковое уклонение (ЛБУ), то поправку в курс можно рассчитать как сумму БУ в градусах и дополнительной поправки (ДП). Порядок определения БУ° и ДП° на НЛ-10 показан на рис. 4.11.

Вместо $S_{\text{пр}}$, $S_{\text{ост}}$ и $S_{\text{общ}}$ при расчете поправки в курс можно брать пройденное ($t_{\text{пр}}$), оставшееся ($t_{\text{ост}}$) и общее ($t_{\text{общ}}$) время полета на участке маршрута. По пройденному пути и времени полета на контрольном этапе определить путевую скорость и время выхода на ППМ маршрута. С помощью расчетчика или ветрочета по путевой скорости и углу сноса определить ветер. По этому ветру рассчитать курс полета на очередном участке маршрута и время полета на участке, а также время выхода на площадку (цель).

В том случае, когда в данный момент нет возможности определить место вертолета визуально или с помощью РТС, контроль пути может осуществляться раздельно по направлению и по дальности.

Для ликвидации ошибки во времени выхода на площадку (цель) в заданное время применять один из следующих способов:

- изменение длины маршрута;
- изменение скорости полета;
- отворот от маршрута на 60°;
- построение петли.

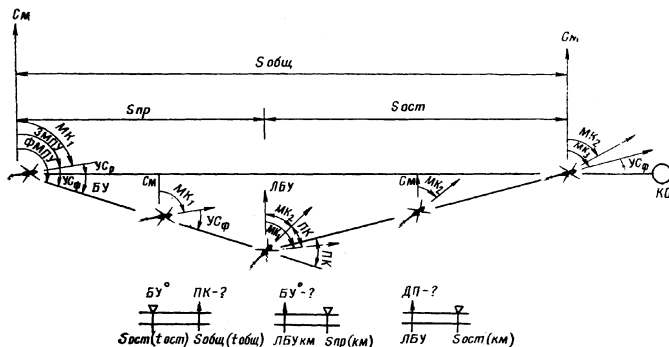


Рис. 4.11. Схема исправления курса следования по боковому уклонению выход на цель (площадку)

ВЫХОД НА ЦЕЛЬ (ПЛОЩАДКУ)

4.26.9. Выход вертолета на цель (площадку) в зависимости от обстановки может осуществляться следующими способами:

- визуально от исходного ориентира по курсу и времени;
- с использованием аппаратуры ДИСС-15;
- с помощью наземных РЛС;
- с помощью двух РНТ, одна из которых расположена на ЛЗП, а вторая в стороне от нее.

Выход вертолета на площадку (цель) визуально от исходного ориентира по курсу и времени является основным способом. Он может применяться как днем, так и ночью при визуальной видимости ориентиров на местности и наличии в районе площадки (цели) характерного, легко опознаваемого ориентира.

Применение аппаратуры ДИСС-15 значительно облегчает вывод вертолета в район цели (площадки) не только при визуальной видимости ориентиров на местности, но и при полетах в сложных метеоусловиях и над безориентирной местностью.

Выход вертолета на площадку (цель) с помощью наземных РЛС производится наведением с земли руководителем полетов (штурманом наведения) и самостоятельно по данным РЛС, передаваемым экипажу по радио.

Выход вертолета на площадку (цель) с помощью двух РНТ осуществляется только в тех случаях, когда первые два способа применить невозможно. При этом одна из РНТ (ПРС или радиопеленгатор) берется на линии пути, а вторая - в стороне от линии пути так, чтобы она была удалена не более 100-120 км от площадки (цели) и угол пересечения МПР с линией пути в точке начала снижения находился в пределах $60-120^\circ$.

Если на площадке имеется командная радиостанция, для выхода на нее может быть использован АРК-УД в качестве дублирующего средства.

ВЫХОД НА КПМ

4.26.10. Выполнив задачу, экипаж в соответствии со штурманским планом полета выводит вертолет на ИПОМ и осуществляет полет к КПМ и аэродрому посадки. Вертолетовождение от площадки (цели) до КПМ выполняется в таком же порядке, как и при полете к ней.

Если в КПМ имеется приводная радиостанция, то для сохранения заданной линии пути необходимо стрелку курсозадатчика УГР-4УД установить на ЗМПУ (МПП) и выдерживать магнитный курс с учетом расчетного угла сноса, т. е. $МК=ЗМПУ-УС$.

При соответствии расчетного угла сноса фактическому вертолет будет следовать точно по линии заданного пути и стрелки радиокompаса и курсозадатчика останутся совмещенными. При отклонении вертолета в сторону от линии заданного пути появится угол между стрелкой АРК и курсозадатчиком. В этом случае вертолет необходимо повернуть в сторону линии заданного пути на такой угол, чтобы стрелка АРК-15М стала между треугольным индексом и курсозадатчиком, и следовать с этим курсом до совмещения стрелок (выхода на ЛЗП). После выхода на ЛЗП взять новый курс с учетом угла сноса, увеличенный или уменьшенный на $3-5^\circ$. Если при выдерживании нового курса смещение стрелок продолжается, аналогичным образом снова исправить курс. Изменение курса выполнять до тех пор, пока смещение стрелки АРК-15М от курсозадатчика не прекратится. Это свидетельствует о том, что курс подобран правильно.

При расположении в КПМ только радиопеленгатора выход на него осуществляется по курсовой системе путем периодического исправления курса соответственно радиопеленгам, полученным от него (рис. 4.12). Радиопеленг запрашивать через каждые 5-6 мин, а при подходе к КПМ - через 1-2 мин.

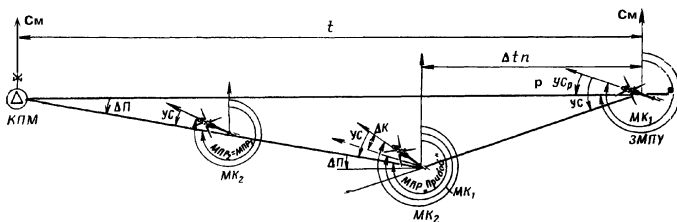


Рис. 4.12. Схема исправления курса следования при полете на радиопеленгатор

В сложных метеорологических условиях и ночью для выхода на аэродром посадки использовать радиотехнические средства посадочной системы. Руководитель посадки системы РСР передает экипажу курс полета на аэродром и расстояние до аэродрома. По времени полета между двумя дальностями можно уточнить путевую скорость и время выхода на КПМ.

ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ НА ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ ВЫСОТАХ

4.26.11. Вертолетовождение на предельно малых высотах имеет ряд особенностей, которые связаны с трудностью ведения визуальной ориентировки, усложнением техники пилотирования, уменьшением дальности действия УКВ радиопеленгаторов и радиолокаторов, а также большой зависимостью параметров ветра от рельефа местности.

Трудность ведения визуальной ориентировки обусловливается ограниченным обзором местности, уменьшением времени наблюдения пролетаемых ориентиров вследствие большой угловой скорости их перемещения.

Переход от набора высоты к снижению (или наоборот) при полете над пересеченной местностью приводит к изменению скорости полета, что влияет на точность определения путевой скорости и снижает точность счисления пути.

Маршрут полета должен проходить над местностью с наибольшим количеством характерных ориентиров, которыми могут служить небольшие водоемы, развилки дорог, изгибы рек и дорог, устья рек, железнодорожные мосты и станции, населенные пункты, поляны, опушки леса и другие.

Контрольные ориентиры необходимо выбирать на удалении 15-20 км.

Для сокращения в полете расчетов на полетной карте у контрольных ориентиров на каждом этапе маршрута наносится дополнительная разметка боковых отклонений и поправок в курс.

Для определения путевой скорости намечаются контрольные этапы длиной 15-20 км.

В качестве входных и выходных ориентиров контрольного этапа нужно брать линейные ориентиры, расположенные перпендикулярно к линии пути или под углом 60-120°.

При изучении маршрута следует хорошо запомнить расположение и характерные признаки линейных, площадных ориентиров, ограничивающих маршрут полета по направлению и по дальности.

При изучении рельефа местности необходимо знать расположение высот местности и искусственных препятствий, влияющих на безопасность полета.

Выход на линию заданного пути необходимо выполнять с курсом, рассчитанным по известному ветру и уточненному в полете по ДИСС-15. В условиях ограниченной видимости для контроля пути необходимо использовать радионавигационные точки (приводные радиостанции или радиопеленгаторы), установленные в ИПМ.

Для повышения точности вертолетовождения и безопасности полета необходимы постоянное наблюдение за земной поверхностью, счисление пути и непрерывное ведение визуальной ориентировки, точное выдерживание режима полета и использование радиотехнических средств.

Визуальную ориентировку вести от ориентира к ориентиру с ожиданием появления новых, т. е. за 2-3 мин до расчетного времени выхода на очередной ориентир обратить внимание на распознавание отличительных признаков этого ориентира. При таком порядке отыскивать только характерные точки данного ориентира.

В случае нарушения указанной последовательности придется опознавать сам ориентир и отыскивать на нем заранее выбранные характерные точки, что затрудняется вследствие ограниченного обзора местности. Особенно это важно в условиях ограниченной видимости, так как даже при незначительных отклонениях вертолета от маршрута очередной ориентир может оказаться неопознанным или вне поля зрения, что затрудняет вертолетовождение, а в отдельных случаях может привести к потере ориентировки.

В процессе подготовки к выполнению маршрутного полета необходимо проработать способы восстановления ориентировки на отрезках маршрута, не имеющих характерных ориентиров.

Если в расчетное время ожидаемый ориентир не появится, необходимо увеличить высоту полета до 100-150 м для лучшего обзора местности.

Выдерживание высоты полета днем в простых метеорологических условиях и при ограниченной горизонтальной видимости целесообразно осуществлять визуально с периодическим контролем по радиовысотомеру, а при полете по приборам - по барометрическому высотомеру с контролем по радиовысотомеру.

ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ НОЧЬЮ

4.26.12. Вертолетовождение ночью имеет ряд особенностей, которые характеризуются ухудшением условий ведения визуальной ориентировки из-за плохой видимости естественных ориентиров, несоответствия конфигурации искусственного освещения ориентиров с действительной их конфигурацией и затруднением глазомерных определений дальностей до световых ориентиров.

В ночное время также уменьшается дальность действия радиотехнических средств и точность навигационных определений с помощью радиоконпаса. Кроме того, затрудняется определение навигационных элементов с помощью общих средств и наблюдение за изменением погоды.

Методика применения радиотехнических средств в ночном полете в основном не отличается от методики применения их днем. Однако при использовании радиоконпаса необходимо учитывать влияние ночного эффекта, при котором ошибка в отсчете может достигать 10-15°. Знак и величина ошибки постоянно изменяются, и заранее определить ошибку невозможно.

Радиопеленгаторы не подвержены влиянию ночного эффекта. Поэтому при полетах ночью их целесообразно использовать для контроля пути и вывода вертолета на аэродром посадки.

Маршрут полета целесообразно выбирать с наименьшим количеством изломов, а также с учетом достаточного количества характерных световых ориентиров или ориентиров, хорошо видимых при данных условиях погоды и высоте полета, и имеющихся радиотехнических средств.

В результате изучения маршрута необходимо запомнить Характерные особенности световых и естественных ориентиров, уяснить возможность их обнаружения при данной высоте полета и видимости. Особенно тщательно должен изучаться район посадочной площадки (цели). Перед полетом необходимо по известному ветру произвести расчет полета, проверить работу пилотажно-навигационного оборудования вертолета и освещение кабины.

Во всех случаях полета по маршруту ночью рекомендуется на каждом этапе маршрута определять путевую скорость и угол сноса. Для этого необходимо выбирать контрольные этапы длиной 30-40 км. Входными и выходными ориентирами контрольных этапов следует намечать характерные световые и естественные ориентиры. Контроль пути осуществлять всеми имеющимися и доступными в данном полете способами. Наибольшую точность дают РТС, не подверженные ночному эффекту (радиолокаторы, УКВ радиопеленгаторы).

Использование указанных радиотехнических средств в сочетании с визуальной ориентировкой дает экипажу возможность принимать решение на изменение режима полета для выхода на площадку (цель) в заданное время.

ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

4.26.13. Основной особенностью вертолетовождения в сложных метеорологических условиях является ограничение или полное исключение возможности контроля пути визуальной ориентировкой.

Счисление пути и контроль его с помощью угломерных (ПРС, АРП) и угломерно-дальномерных (РЛС) радиотехнических средств приобретают первостепенное значение.

Маршрут полета выбирается через характерные площадные ориентиры, расположенные на линейных ориентирах, чтобы в случае выхода под облака можно было быстро и уверенно определить место вертолета.

В качестве ИПМ и КПМ брать приводную радиостанцию, радиопеленгатор или кодовый неоновый светомаяк (КНС) аэродрома. Для уточнения путевой скорости и угла сноса (ветра) под облаками необходимо намечать контрольный этап длиной 25-30 км. Входным ориентиром контрольного этапа нужно брать ИПМ, а выходным - характерный линейный или площадной ориентир. Уточнение путевой скорости при низкой облачности производится в облаках с использованием радиотехнических средств.

За начало контрольного этапа берется РНТ, расположенная в ИПМ, а конец его определяется по наклонной дальности до радиолокатора или пеленгу боковой радиостанции.

Угол сноса определять подбором курса при неизменном значении магнитного пеленга вертолета. Разность между ИПВ и МК будет равна УС.

Для каждого этапа маршрута намечаются радиотехнические средства (основные и запасные), которые используются для контроля пути как по направлению, так и по дальности.

Тщательно изучить данные работы РТС запасных аэродромов, а также схемы снижения и захода на посадку на них.

Расчет полета производится по известному на земле ветру или ветру, определенному разведчиком погоды. Данные расчетов (МК, W и t полета) по этапам маршрута записать в бортовой журнал. На контрольном этапе эти данные обязательно уточнить, обращая внимание при расчете полета на общую продолжительность полета и остаток горючего.

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АППАРАТУРЫ ДИСС-15 В ЦЕЛЯХ ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

4.26.14. Аппаратура ДИСС-15 в комплексе с установленными на борту курсовой системой и гировертикалью предназначена для автоматического непрерывного измерения и индикации составляющих вектора скорости в режиме висения вертолета, путевой скорости и угла сноса в полете, счисления и индикации ортодромических координат места вертолета.

Определение расчетного местоположения вертолета по показаниям счетчика индикатора координат может производиться относительно выбранной главной ортодромии или относительно частных ортодромий.

При полете относительно главной ортодромии летчик-штурман обязан:

- в период подготовки к полету нанести на карту координатные оси, параллельные и перпендикулярные истинному меридиану, с началом координат в точке аэродрома вылета;

- нанести на карту сетку через 2 см независимо от масштаба карты с оцифровкой через 20-40 км;

- снять с карты и записать координаты исходного пункта маршрута (ИПМ), поворотных пунктов маршрута (ППМ), цели (площадки), конечного пункта маршрута (КПМ) относительно начала координат;

- установить на индикаторе координат угол карты, равный значению магнитного путевого угла главной ортодромии. Если направление главной ортодромии совпадает с истинным меридианом, установить угол карты, равный обратному значению магнитного склонения (ΔM), в точке начала счисления координат. Например, если $\Delta M = +8^\circ$ - установить угол карты (УК), равный 352° , если $\Delta M = -5^\circ$ - установить угол карты, равный 5° . Следует помнить, что задатчик угла карты имеет механический упор в положении 0° и переход через него невозможен;

- установить клавишами ВЛ и ВПР на нуль счетчик БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, а клавишами В и Н на нуль счетчик ПУТЬ КМ;

- согласовать курсовую систему и перевести ее из режима МК в ГПК;

- включить вычислитель координат при взлете вертолета нажатием кнопки ВКЛ. на индикаторе координат, при этом должно загореться табло ВКЛЮЧЕНО;

- контролировать по счетчикам БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ и ПУТЬ КМ расстояние, пройденное вертолетом от момента включения счисления координат относительно главной ортодромии. Если направление главной ортодромии совпадает с истинным меридианом точки включения счисления координат, то расстояние, пройденное вертолетом в направлении на север, считывать по счетчику ВПЕРЕД, в направлении на юг - по счетчику НАЗАД, уклонение вертолета на запад считывать по счетчику ВЛЕВО, на восток - по счетчику ВПРАВО;

- корректировать показания счетчиков БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ и ПУТЬ КМ с помощью визуальной ориентировки и приводных радиостанций.

При полете по частным ортодромиям летчик-штурман обязан:

– установить клавишами ВЛ и ВПР на нуль счетчик БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, а клавишами В и Н счетчик ПУТЬ КМ на нуль или на значение НАЗАД, равное величине расстояния от ИПМ до первого поворотного пункта маршрута. При установке счетчика ПУТЬ КМ на нуль будет индцироваться пройденное от ИПМ, а при установке НАЗАД оставшееся до ППМ расстояние;

– согласовать курсовую систему и перевести ее из режима МК в режим ГПК;

– пройти ИПМ с курсом, равным заданному магнитному путевому углу первого этапа маршрута с учетом угла сноса. В момент прохода ИПМ включить счисление пути нажатием клавиши ВКЛ. на индикаторе координат и проконтролировать его включение по загоранию табло ВКЛЮЧЕНО;

– контролировать по счетчику БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ величину и знак (влево - вправо) бокового уклонения от заданной линии пути, по счетчику ПУТЬ КМ пройденное от ИПМ (или оставшееся до ППМ) расстояние;

– отклонения от линии заданного пути исправлять соответствующими доворотами вертолета и после выхода на заданную линию пути продолжать полет, выдерживая боковое уклонение равным нулю;

– кратковременными нажатиями клавиш ВЛ и ВПР, В, Н корректировать показания счетчиков БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ и ПУТЬ КМ с помощью визуальной ориентировки и приводных радиостанций;

– перед выходом на ППМ перейти на детальную ориентировку, уточнить место вертолета и подготовить индикатор координат ДИСС-15 к переходу на новую частную ортодромию (новый этап маршрута), для чего:

выключить счисление координат нажатием клавиши ОТКЛ. на индикаторе координат и проконтролировать его выключение по погасанию табло ВКЛЮЧЕНО;

установить на индикаторе координат угол карты, соответствующий магнитному путевому углу очередного этапа маршрута, и ее данные на счетчиках БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ и ПУТЬ КМ;

вывести вертолет на магнитный курс нового этапа маршрута с учетом угла сноса, при проходе ППМ включить счисление координат и выполнять полет, выдерживая боковое уклонение равным нулю.

4.27. Выполнение пилотажа

4.27.1. Пилотаж разрешается выполнять вне облаков при горизонтальной видимости не менее 2000 м в диапазоне допустимых скоростей полета и полетных весов.

На вертолете разрешается выполнять:

- развороты, виражи и спирали;
- пикирование;
- горки;
- развороты на горке.

Перед выполнением пилотажа необходимо отключить канал высоты автопилота.

Развороты, виражи и спирали в зависимости от высоты полета и веса вертолета в допустимом диапазоне скоростей разрешается выполнять с углами крена, указанными в табл. 2.3.

Форсированные виражи и развороты на высотах 50-1000 м при нормальном взлетном весе и менее на скоростях полета 120-250 км/ч разрешается выполнять с креном до 45°.

На истинных высотах до 50 м над рельефом местности допускается угол крена, по величине численно равный высоте полета, но не больше значений, указанных в табл. 2.3. Величину крена контролировать по показаниям АГБ.

ВЫПОЛНЕНИЕ ВИРАЖЕЙ, РАЗВОРОТОВ И СПИРАЛЕЙ

4.27.2. 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 - кабрирование, которую устранять соответствующим отклонением ручки управления.

При достижении заданного угла крена по показаниям авиагоризонта 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 соответствующим 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).

Установившиеся восходящие и нисходящие спирали выполнять с углами крена, указанными в табл. 2.3.

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

4.27.3. 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.

Пикирование в зависимости от высоты и исходной скорости горизонтального полета выполнять с изменением углов тангажа (от исходного, соответствующего горизонтальному полету на данной скорости), не превышающим значений, указанных в табл. 4.3. Отсчет значений углов пикирования производить по показаниям авиагоризонта.

Ввод в пикирование после выполнения маневра (горки, разворота на горке и др.) выполнять с углами тангажа на пикировании по величине не более углов пикирования, указанных в табл. 4.3 в графе для скорости 150 км/ч.

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.

Тенденцию вертолета к уменьшению угла пикирования по мере нарастания скорости парировать своевременным и плавным отклонением ручки управления от себя.

Величину угла пикирования, отсутствие крена и скольжения контролировать визуально и по показаниям авиагоризонта.

Максимальные скорости начала вывода в зависимости от изменения угла тангажа на пикировании и высоты полета приведены в табл. 4.4.

Таблица 4.3.

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 - 1000	20	20	15	-
1000 - 2000	20	10	-	-

Таблица 4.4.

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
1000 - 2000	235	220

Примечание. Для вертолетов, оборудованных акселерометром АДП-4, максимально допустимые скорости вывода из пикирования, а также максимальные перегрузки при выводе из пикирования и минимальная перегрузка при вводе в пикирование приведены в ст. 2.4.21.

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.

Вывод из пикирования осуществлять за время не менее 8-9 с, не допуская увеличения оборотов несущего винта более 103%.

Потеря высоты при выводе из пикирования (просадка) за время 8-9 с в зависимости от скорости начала вывода и изменения угла тангажа на пикировании приведена в табл. 4.5.

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

4.27.4. 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, указанных в табл. 2.4. Рекомендуемая скорость ввода в горку не менее 150 км/ч.

Примечание. Для вертолетов, оборудованных акселерометром АДП-4, максимально допустимые скорости ввода в горку, а также максимальные перегрузки при вводе в горку и минимальная перегрузка при выводе из горки приведены в ст. 2.4.21.

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 вертолета к уменьшению угла кабрирования по мере уменьшения скорости на прямолинейном участке горки парировать своевременным и соразмерным отклонением ручки управления на себя.

Величину угла тангажа на горке, отсутствие крена и скольжения контролировать по показаниям авиагоризонта.

Вывод из горки начинать при достижении 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 из горки в горизонтальный полет установить режим работы двигателей, соответствующий очередному режиму полета или маневру.

Средние значения набора высоты и времени выполнения горок с исходных высот до 1000 м и скоростей ввода 180-200 км/ч при соответствующем изменении угла тангажа на кабрирование от исходного приведены в табл. 4.6.

Таблица 4.5.

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

Таблица 4.6.

Значения набранной высоты и времени выполнения горок

$V_{\text{нач}}$, км/ч	Изменение угла тангажа, градус	Набор высоты за горку, м	Время выполнения горки, с
180	10	130	22
	20	100	14
200	10	200	30
	20	150	17

РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ

4.27.5. 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 (при этом скорости по высотам не должны превышать значений, указанных в табл. 2.1).

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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. ВВОД В ПИКИРОВАНИЕ И ВЫВОД ИЗ ГОРКИ ЗА ВРЕМЯ МЕНЕЕ 5-6 с **ЗАПРЕЩАЮТСЯ**.

2. ИЗМЕНЯТЬ ОБЩИЙ ШАГ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ГОРОК И ПИКИРОВАНИЙ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

4.28. Полеты в условиях атмосферной турбулентности

4.28.1. Пилотирование вертолета при слабой и умеренной болтанке не представляет больших затруднений: скорость по прибору изменяется в пределах 20-30 км/ч, показания вариометра неустойчивы, курс изменяется в пределах 4-6°. Перегрузки при этом невелики и ощущаются слабо. При выключении автопилота возрастают расходы органов управления.

4.28.2. Полет вертолета в условиях сильной болтанки характеризуется значительными приращениями перегрузок, частыми и резкими бросками вертолета вверх и вниз, рывками по крену, тангажу и курсу и значительными колебаниями скорости.

В условиях сильной болтанки, при которой наблюдаются вертикальные броски более 30-50 м, колебания скорости по прибору до 30-40 км/ч, значительное возрастание перегрузок, продолжительные полеты **ЗАПРЕЩАЮТСЯ**.

При попадании в сильную болтанку необходимо изменить высоту полета, чтобы выйти из зоны сильной болтанки или прекратить выполнение задания, произвести посадку на аэродром вылета или запасной аэродром.

В случае крайней необходимости продолжения полета выполнять его следует на скоростях по прибору 160-180 км/ч при высоте полета до 2000 м и на скоростях по прибору на 15-30 км/ч меньше максимальной скорости полета при высоте полета более 2000 м.

4.28.3. При полетах на высотах до 300 м в условиях порывистого ветра более 8 м/с, а также на всех высотах в условиях сильной болтанки полет выполнять с выключенным каналом высоты автопилота. При рывках на педалях выключить канал НАПРАВЛЕНИЕ.

При длительных полетах в условиях слабой болтанки на высотах более 50 м полет выполнять с включенным автопилотом по всем каналам, а на высотах ниже 50 м - с выключенным каналом высоты.

4.29. Проверка чрезвычайного режима работы двигателя ТВ3-117ВМ в полете

4.29.1. Перед выполнением проверки убедиться, что взлетный вес вертолета находится в пределах 11100-12000 кгс.

4.29.2. На земле выполнить поочередное опробование двигателей с выходом на максимально возможный режим, исключающий отделение вертолета от земли. Убедиться в нормальной работе силовой установки на указанном режиме.

4.29.3. Выполнить взлет и набор высоты 200 м. Установить скорость горизонтального полета 140-160 км/ч.

4.29.4. На высоте 200 м медленно (за время 7-10 с) перевести рычаг раздельного управления непроверяемого двигателя на малый газ; убедиться, что второй двигатель при этом вышел на повышенный режим.

Примечание. Если при дросселировании одного из двигателей режим второго не увеличивается (вертолет теряет высоту), необходимо плавно перевести рычаг раздельного управления задросселированного двигателя в среднее положение на защелку, выполнение полета прекратить и произвести посадку.

4.29.5. Перевести вертолет в разгон без потери высоты с увеличением режима работы двигателя до выхода на чрезвычайный режим. Режим контролировать по загоранию табло ЧР. ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ. При оборотах НВ 92-94% обороты турбокомпрессора должны быть не выше 101,5% и температура газов перед турбиной не более 990 градусов, время полета на чрезвычайном режиме должно быть не более 30 с.

Бортовому технику по показаниям приборов записать основные параметры, характеризующие работу двигателя:

- обороты несущего винта;
- обороты ротора турбокомпрессора;
- температуру газов перед турбиной компрессора;
- значение общего шага несущего винта;
- режим по указателю режима УР-117.

4.29.6. Уменьшить режим работы двигателя, уменьшить скорость полета до 140-160 км/ч, плавно перевести рычаг раздельного управления задросселированного двигателя в среднее положение на защелку, проверить положение коррекции (довернуть вправо до упора). Аналогично произвести проверку чрезвычайного режима второго двигателя.

4.29.7. Соответствие параметров чрезвычайного режима заданным в Инструкции экипажу и Руководстве по технической эксплуатации (РТЭ) определить бортовому технику после посадки по методике, изложенной в РТЭ двигателя ТВ3-117ВМ.

4.30. Выполнение полета с применением ОВН-1

4.30.1. Применение ОВН-1 обеспечивает возможность выполнения визуального полета ночью, взлета и посадки на необорудованные и

неосвещенные площадки, проведение поисково-спасательных работ над сушей и над водной поверхностью (реки, озера, болота).

Перед выполнением полетов с применением ОВН-1 экипаж должен детально изучить рельеф местности и расположение естественных и искусственных препятствий в зоне взлета и посадки, по заданному маршруту в полосе по 10км в обе стороны от оси маршрута и в районе поиска целей. Расположение препятствий, влияющих на безопасность полета, и их высоту нанести на полетную карту;

4.30.2. При выполнении полета с применением ОВН-1 необходимо учитывать следующие особенности:

- пилотировать вертолет необходимо более плавно, чем без очков. Начало и окончание маневров контролировать по показаниям приборов, быть постоянно готовым к переходу на пилотирование по приборам. В процессе выполнения маневров пространственное положение вертолета по внекабинной информации периодически контролировать по показаниям пилотажных приборов;

- при попадании вертолета в облака, также как и при полете без очков, видимость внекабинного пространства исчезает, а в осадках (снег, дождь) – резко ухудшается;

- включение рулевой фары при низком уровне ночной освещенности улучшает видимость внекабинного пространства при рулении, взлете и посадке;

- включение фар при наличии осадков, тумана, пыли, "снежного вихря" от несущего винта при рулении, взлете и посадке, приводит к образованию "экрана" и ухудшению видимости внекабинного пространства;

- включение БАНО - 45 улучшает видимость внекабинного пространства через очки при рулении, взлете и посадке, особенно при ЕНО менее 5×10^{-3} лк;

- включение проблескового маяка МСЛ-3 создает помехи в очках членов экипажа, поэтому включать его не рекомендуется;

- ОВН-1 позволяют наблюдать метеорологические образования в виде облаков, осадков и приземного тумана;

- очки в визуальном полете обеспечивают наблюдение линии естественного горизонта;

- в случае попадания в поле зрения очков интенсивного источника света затрудняется наблюдение внекабинного пространства, уменьшается дальность обнаружения препятствий, объектов поиска и спасения. После поворота головы и выхода источников света из поля зрения очков возможность просмотра внекабинного пространства полностью восстанавливается. При продолжительном просмотре внекабинного пространства в направлении мощного источника света происходит повышение утомляемости глаз летчика;

4.30.3. Перед выполнением руления командир экипажа и летчик-штурману включить бортовое электропитание очков, снять защитные крышки, перевести очки в рабочее положение, осмотреть внекабинное пространство и убедиться в отсутствии препятствий на пути руления. При

необходимости произвести диоптрийную подрегулировку яркости подсвета приборных досок и пультов и яркости свечения светосигнальных табло.

Руление по неосвещенной поверхности выполнять с выключенными фарами или с включенной рулежной фарой. При этом скорость руления вертолета и расстояние до ориентиров, определяемые визуально с помощью ОВН-1, являются меньше фактических

На рулении, а также на всех этапах полета, экипажу, при необходимости, включать систему омыва лобовых стекол.

4.30.4. Висение и взлет с применением очков практически не отличается от взлета ночью с использованием фар.

Распределение внимания не отличается от дневного, но необходимо иметь в поле зрения очков несколько контрастных ориентиров на фоне подстилающей поверхности.

Высота до 10 м на висении в полете воспринимается уменьшенной на 1...1,5 м. С увеличением высоты ошибка возрастает, поэтому необходимо периодически контролировать высоту по указателю радиовысотомера.

Взлет, в зависимости от уровня ЕНО, производить с выключенными фарами или с включенной рулежной фарой.

4.30.5. Разгон и набор высоты производить более плавно, чем днем, особое внимание уделять выдерживанию необходимого угла тангажа. На высоте 30... 50 м выключить рулежную фару (если она была включена).

Очки позволяют наблюдать динамику роста скорости и высоты полета, по наземным ориентирам, обнаруживать и распознавать препятствия на безопасном удалении.

При увеличении высоты более 30 м происходит плавное снижение контрастности подстилающей поверхности.

4.30.6. Горизонтальный полет с применением ОВН-1 выполнять на истинных высотах относительно рельефа местности не менее 50 м, но не менее 20 м над препятствиями.

Выдерживание высоты полета осуществлять визуально с периодическим контролем по радиовысотомеру.

Оптимальными скоростями полета, из условия обеспечения наблюдения рельефа местности и обхода естественных и искусственных препятствий, являются:

- на высотах более 100 м - 100...220 км/ч,

- на высотах 50...100 м - 100...180 км/ч.

Развороты и виражи выполнять с креном не более 20°.

При обнаружении по курсу препятствий, превышающих высоту полета, обойти их стороной на безопасном удалении или выполнить облет с набором высоты.

4.30.7. Порядок выполнения захода на посадку и посадки ночью с применением очков на освещенную и неосвещенную ВПП, на необорудованную и неосвещенную площадку практически не отличается от порядка их выполнения без очков.

Дальность обнаружения неосвещенной ВПП составляет в зависимости от внешних условий от 1500 до 500 м.

Стартовые огни ухудшают видимость поверхности ВПП, но выполнение посадки при этом обеспечивается. Уменьшение высоты зависания перед посадкой снижает это воздействие.

Самостоятельный подбор с воздуха площадки для посадки вне аэродрома выполнять при полете на высоте 100...150 м и скорости 100...120 км/ч. На указанной высоте выбранная площадка будет просматриваться в общих чертах. Для детального осмотра площадки и оценки возможности выполнения безопасной посадки выполнить пролет над выбранной площадкой на высоте, превышающей высоту препятствий на 20...30 м и скорости 80...100 км/ч. Направление и скорость ветра определить с помощью ДИСС.

После выбора площадки выход на посадочную прямую выполнять с таким расчетом, чтобы удаление до площадки составляло 1,5...2 км, высота 50...100 м, поступательная скорость 100...120 км/ч.

С высоты 50...100 м, не допуская резкого изменения угла тангажа, приступить к плавному гашению поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 50...60 м она составила 50...70 км/ч. Вертикальная скорость на снижении 1,5...2 м/с. На высоте 50...70 м командиру экипажа, при необходимости, включить рулежную фару.

Зависание перед посадкой выполнять на высоте 3...5 м, а при наличии препятствия на подходах к площадке - на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 10 м.

После зависания определить пригодность площадки и принять решение на выполнение посадки.

При заходе на посадку и посадке с применением ОВН-1 необходимо учитывать следующие особенности:

- с помощью очков можно обнаружить и распознать площадку, определить ее размеры, наличие и высоту препятствий на подходах к ней, а также состояние поверхности площадки и наличие на ней уклонов;

- отклоняемые потоком воздуха от несущего винта ветви деревьев, кустарник, трава создают иллюзию смещения вертолета, для выдерживания места висения в таких условиях необходимо иметь в поле зрения очков 2...3 контрастных ориентира на поверхности площадки;

- при однородной подстилающей поверхности площадки и отсутствии контрастных ориентиров на ней, выдерживание места висения затруднено.

4.30.8. Полет на поиск объектов спасения выполнять в соответствии с рекомендациями подразд. 4.15 (настоящего РЛЭ).

Выход в район поиска, поиск и обнаружение объектов производить в соответствии с "Наставлением по авиационной поисково-спасательной службе (НАПСС)".

Поиск и обнаружение объектов выполнять на высоте 50...100 м и скорости полета 100...120 км/ч.

Поиск объекта выполняется всеми членами экипажа с использованием очков. При этом возможность обнаружения одиночного объекта зависит от уровня ЕНО, контрастности объекта, метеоусловий, характера подстилающей поверхности и рельефа местности в районе поиска.

После обнаружения объекта спасения произвести подбор площадки и посадку в соответствии с п. 4.30.7.

Если условия местности не позволяют произвести посадку, то подъем объекта спасения выполнить на режиме висения.

Для выполнения подъема объекта на режиме висения, при помощи бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-300, выполнить зависание над объектом против ветра, на высоте 6...50 м (оптимальная высота висения 25...30 м). При наличии окружающих препятствий зависание выполнить на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 10 м. Высота подъема и опускания объекта спасения не должна превышать 50 м (максимальная длина троса лебедки ЛПГ-300 - 60 м).

Подъем объекта спасения произвести в соответствии с рекомендациями, приведенными в подразд. 5.15 настоящего РЛЭ.

Корректировку места висения вертолета, выполняет бортовой техник с применением очков ОВН-1, при питании их от резервных аккумуляторов или, при необходимости, с применением фары. При этом для лучшего обзора местности и объекта спасения, бортовому технику голову и корпус тела можно выводить за проем двери (до натяжения троса страховочного пояса) держась правой или левой рукой за поручень над левым входным проемом.

ОСОБЕННОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТОВ НАД ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ (РЕКИ, ОЗЕРА, БОЛОТА)

4.30.9. Полеты над водной поверхностью ночью с применением ОВН-1 разрешается выполнять летному составу, имеющему опыт полетов над водной поверхностью.

Полеты с висением над водной поверхностью экипаж должен выполнять в индивидуальных средствах спасения. При этом на борту вертолета должны находиться групповые средства спасения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. ВЫПОЛНЕНИЕ СПАСАТЕЛЬНЫХ РАБОТ НОЧЬЮ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОВН-1 НАД ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ ПРИ ОТСУТСТВИИ ВИДИМОСТИ БЕРЕГОВОЙ ЧЕРТЫ ИЛИ ОРИЕНТИРОВ НА ВОДЕ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

2. ВЫПОЛНЕНИЕ СПАСАТЕЛЬНЫХ РАБОТ НОЧЬЮ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОВН-1 НАД МОРЕМ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Радиотехнический поиск объектов спасения выполнять в соответствии с разд. 4.15 настоящего РЛЭ.

Примечание. При штилевой водной поверхности использование указателя малых скоростей необходимо после зависания и появления от воздушного потока НВ "ряби" на водной поверхности.

Визуальный поиск, с применением очков, осуществлять при полете на высоте 50...150 м по радиовысотометру и скорости по прибору 100...120 км/ч.

Задатчик опасной высоты при этом должен быть установлен на 40 м.

Заход для зависания выполнить с удаления 2...2,5 км против ветра. Задатчик опасной высоты перед заходом должен быть установлен на 5 м ниже выбранной высоты висения. С высоты 100 м начать плавное гашение поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 50...60 м она составила 50...70 км/ч. Вертикальная скорость на снижении 1,5-2 м/с. На высоте 50...70 м включить рулежную фару. Не допуская резкого изменения угла тангажа, выполнить зависание над объектом поиска, по командам бортового техника.

Высоту висения выбирать из условий минимального влияния воздушного потока от несущего винта на объект спасения и четкой видимости объекта спасения бортовым техником с применением ОВН-1.

Минимальная высота висения, из условия незаливаемости водой остекления кабины экипажа и двигателей, должна составлять:

- при скорости ветра менее 5 м/с - 25 м;
- при скорости ветра 5...12 м/с - 20 м;
- при скорости ветра более 12 м/с – 15 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВИСЕНИЕ НАД ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ НА ВЫСОТЕ МЕНЕЕ 15 м ВО ИЗБЕЖАНИЕ ИНТЕНСИВНОГО ЗАБРЫЗГИВАНИЯ ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Подъем и опускание объектов спасения на режиме висения при помощи бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-300 с водной поверхности производить в соответствии с рекомендациями, приведенными в подразд. 5.15 Руководства и п. 4.30.8. При этом максимальная высота висения не должна превышать 50 м.

Разгон вертолета с режима висения выполнять плавно. Сохранение направления взлета, увеличение скорости и высоты полета контролировать по приборам. На высоте 50 м выключить фару.

ПОРЯДОК ПРИМЕНЕНИЯ ОВН-1 ЧЛЕНАМИ ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ.

4.30.10. Командиру экипажа, летчику - штурману и бортовому технику на всех этапах полета выполнять свои функциональные обязанности с очками, установленными в рабочее положение. При необходимости (для работы с картой, с оборудованием размещенным вверху на панелях электропульты и т.п.) летчик-штурман и бортовой техник, предупредив командира экипажа, переводят очки в походное положение.

В горизонтальном полете и при выполнении поиска, бортовой техник контролирует работу силовой установки и систем вертолета, следит за сигнализацией и показаниями приборов, а также помогает вести осмотр внекабинного пространства, с применением очков.

Спасательные работы бортовой техник выполняет с применением очков.

При снижении и посадке на необорудованную и неосвещенную площадку, а также при взлете с такой площадки и наборе высоты всем членам экипажа с применением очков следить за препятствиями, окружающими площадку, и своевременно докладывать командиру экипажа о приближении вертолета к ним.

РАЗДЕЛ 5. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

Содержание

РАЗДЕЛ 5. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ	5-1
5.1. Перевозка людей и грузов внутри грузовой кабины.....	5-3
5.2. Перевозка опасных грузов.....	5-5
5.3. Доставка грузов беспарашютным способом	5-5
5.4. Осмотр и проверка работоспособности системы внешней подвески перед полетом	5-6
5.5. Полеты с грузом на внешней подвеске	5-8
5.6. Подцепка груза после посадки вертолета.....	5-10
5.7. Подцепка груза на режиме висения.....	5-12
5.8. Особенности выполнения полетов с водосливным устройством (СВУ) на внешней подвеске.....	5-13
5.9. Особенности выполнения полетов с грузом на внешней подвеске ночью.....	5-17
5.10. Проверка работоспособности ЛПГ-300, КУП-300, ПУЛ-300 и МП-750ТВ	5-17
5.11. Особенности транспортировки на внешней подвеске вертолета резервуаров РА-2М, Р-4С, бочек на поддоне ПА-5,6 с горючим и ракетным топливом и пустых резервуаров РА-2М, Р4С, Р-6, Р-8	5-20
5.12. Особенности транспортирования на внешней подвеске поисково-спасательного катера "БАРС"	5-22
5.13. Особенности транспортирования на внешней подвеске типовых контейнеров 8Ф14, ЗЯК8-2, ЗЯК11-1, РТ85, РТ150, РТ177, 9Я252, ТТ75, ТТ76, ТТ711, АТ431, АТ438, АТ439, 2Щ8 со специзделиями	5-25
5.14. Особенности транспортирования на внешней подвеске универсальных авиационных контейнеров УАК-2, 5, УАК-5, УАК-5А и БК-20.....	5-27
5.15. Подъем людей (грузов) на борт вертолета на режиме висения с помощью системы лебедочной грузовой СЛГ-300 при использовании эвакуационных устройств.	5-29
5.16. Десантирование с использованием спусковых устройств СУ-Р	5-35
5.17. Десантирование личного состава из грузовой кабины вертолета	5-39

5.1. Перевозка людей и грузов внутри грузовой кабины

5.1.1. Все погрузочно-разгрузочные работы на вертолете должны выполняться в соответствии с требованиями настоящего РЛЭ. Расстановка и обязанности расчета погрузочной команды, а также размещение грузов и боевой техники в грузовой кабине вертолета и схема их крепления определяются частными инструкциями по воздушной транспортировке данного вида боевой техники.

5.1.2. Погрузка, швартовка, расшвартовка и выгрузка грузов производятся командами (расчетами) подразделений, отправляющих (получающих) груз.

Инструктаж команд (расчетов) о мерах безопасности и порядке работ производит командир экипажа или по его указанию летчик-штурман.

5.1.3. За правильность погрузки (выгрузки), размещения и швартовки отвечает командир экипажа.

5.1.4. Перед погрузкой командир экипажа обязан потребовать от старшего команды, отправляющей груз, открытый лист с указанием наименования грузов, их габаритов и веса. На всех грузах должны быть нанесены метки центра их тяжести.

5.1.5. Погрузка крупногабаритных грузов должна производиться через грузовой люк по аппарели, которая в выпущенном положении используется в качестве грузового трапа. Перед погрузкой необходимо выпустить аппарат до касания ее о грунт.

Небольшие грузы могут грузиться через левую и правую двери.

Нагрузка на аппарат при закатывании колесной техники не должна превышать 970 кгс, от одного колеса.

Максимальный вес перевозимой техники не должен превышать 3200 кгс.

5.1.6. После окончания погрузки необходимо убрать аппарат и визуально убедиться в надежности фиксации ее замками в убранном положении.

5.1.7. Перед погрузкой боевая техника должна быть по возможности выставлена ближе к аппарели по оси симметрии вертолета. Погрузка колесной несамоходной техники (грузов на тележке) производится с помощью погрузочной электролебедки ЛПГ-150М. Электропитание лебедки ЛПГ-150М осуществляется от аэродромного источника, а при работающих двигателях - от бортовой электросети.

Управление лебедкой ЛПГ-150М осуществляется бортовым техником.

5.1.8. Погрузку колесной техники (груза на тележке); вес которой не превышает 750 кгс, необходимо производить лебедкой ЛПГ-150М без системы полиспаста. Погрузку колесной техники, вес которой превышает 750 кгс, но не более 1500 кгс, - лебедкой с двукратной системой полиспаста; техники, вес которой превышает 1500 кгс, но не более 2500 кгс, - лебедкой с четырехкратной системой полиспаста; техники, вес которой превышает 2500 кгс, но не более 3000 кгс, - с пятикратным полиспастом.

Погрузка самоходной техники производится как своим ходом, так и с помощью лебедки ЛПГ-150М.

5.1.9. Погрузка грузов волоком запрещается, за исключением случаев, оговоренных в частных инструкциях по воздушной транспортировке отдельных видов боевой техники и грузов.

5.1.10. При размещении грузов необходимо руководствоваться данными по допустимым нагрузкам на пол в различных местах грузовой кабины, которые помещены в пояснительной табличке-графике на правой панели грузовой кабины.

5.1.11. Для обеспечения в полете центровок вертолета в допустимых пределах необходимо грузы размещать вдоль грузовой кабины так, чтобы общий центр тяжести грузов находился между соответствующими суммарному весу грузов синей и красной стрелками, нанесенными на правом борту грузовой кабины.

5.1.12. При максимальном взлетном весе вертолета (13000 кгс) вес перевозимого груза со швартовкой не должен превышать 4000 кгс.

5.1.13. После окончания погрузки необходимо убрать аппарател и убедиться в надежности закрытия ее замков.

5.1.14. Разгрузка вертолета. Выгрузка боевой техники из вертолета производится в порядке, обратном погрузке. Штучные легкие грузы выгружаются вручную.

Самоходная техника выгружается как своим ходом, так и с помощью лебедки ЛПГ-150М.

5.1.15. Перевозка людей. Максимальное количество перевозимых вертолетом десантников не должно превышать 36 человек (при среднем весе одного десантника с вооружением и снаряжением 100 кгс).

Десантники должны размещаться только на сидениях. При количестве десантников менее 36 человек они должны размещаются, начиная со средних сидений № 11-12 и далее равномерно по грузовой кабине спереди и сзади. В последнюю очередь занимают центральные сидения начиная с №24 и до №34.

Посадка и высадка десантников производится одновременно через проемы левой и правой дверей и через проем грузового люка по аппарели.

Посадка 36 десантников через проем грузового люка по аппарели производится в два потока: 22 человека в левом потоке для посадки на сидения левого и центрального рядов, 13 человек для посадки на сидения правого ряда. Командир десанта обеспечивает безопасность нахождения десантников около вертолета с вращающимися винтами, дает сигнал бортехнику о готовности десантников к закрытию аппарели после посадки десантников и выполняет посадку через левую дверь.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. КОМАНДИРУ ДЕСАНТА, БОРТОВОМУ ТЕХНИКУ ИСКЛЮЧИТЬ НАХОЖДЕНИЕ ДЕСАНТНИКОВ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВРАЩАЮЩИХСЯ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА.

2. ПЕРЕДВИЖЕНИЕ ДЕСАНТНИКОВ ПО КАБИНЕ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.1.16. Перевозка раненых. На вертолете возможна транспортировка 12 раненых (больных) на носилках и одного сопровождающего их медработника. При количестве раненых (больных) менее 12 чел., они должны располагаться в порядке, указанием в Руководстве по загрузке и центровке вертолета Ми-8МТВ-5-1.

Максимальное число перевозимых раненых (больных) в положении "сидя" на десантных сиденьях вместе с сопровождающим их медработником не

должно превышать 36 чел. в зависимости от варианта вертолета. Порядок их размещения должен быть таким же, как и при перевозке десантников.

Если число перевозимых больных в случае комбинированной перевозки составляет 20 чел., из них должно быть: на носилках 3 чел., на сиденьях 17 чел. плюс один медицинский работник.

Медицинскому работнику, сопровождающему раненых, разрешается, переходить в полете в любое место грузовой кабины.

Погрузку раненых (больных) на носилках производить через проем грузового люка по аппарели.

5.1.17. Допускается одновременная транспортировка грузов внутри грузовой кабины и на внешней подвеске, при этом взлетный вес вертолета не должен превышать допускаемого максимального веса для транспортировки грузов на внешней подвеске, а также допускается одновременная перевозка десантников и грузов.

5.2. Перевозка опасных грузов

5.2.1. При перевозке опасных грузов (взрывоопасные, ядовитые вещества и др.) командиру экипажа руководствоваться Правилами перевозки опасных грузов воздушным транспортом. Часть 1 (Воениздат, 1975).

5.3. Доставка грузов беспарашютным способом

5.3.1. Все погрузочно-разгрузочные работы на вертолете, швартовка (расшвартовка) продовольственных грузов выполняются в соответствии с подразд. 5.1 Руководстве по летной эксплуатации.

5.3.2. Подготовка продовольственных грузов к сбрасыванию производится непосредственно в воинских частях, базах специалистами продовольственной службы в соответствии с Инструкцией по комплектованию и укладке продовольствия и воды при доставке воздушным транспортом беспарашютным способом.

5.3.3. Вес одной упаковки составляет 6-50 кгс. Габаритные размеры одной упаковки составляют не более 1500х500х500 мм. Каждая упаковка имеет наклейку или ярлык, где указано:

- общее количество сбрасываемых упаковок;
- порядковый номер сброса упаковки.

Размеры площадки для прицельного сброса грузов должны составлять не менее 80х30 м.

5.3.4. Время свободного падения продовольственных грузов в зависимости от их веса и высоты сбрасывания приведено в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Параметры беспарашютного десантирования груза весом 6-50 кгс

Высота сброса, м	30	40	50
Время падения, с	2 - 2,3	2,5 - 2,8	3 - 3,2

5.3.5. Максимальная скорость сброса грузов с высот до 40 м над пролетаемой площадкой, из условия их сохранности, не более 180 км/ч.

5.3.6. Командиру экипажа после обнаружения площадки сброса вывести вертолет на боевой курс на заданной высоте и скорости полета.

5.3.7. Летчику-штурману:

- определить путевую скорость полета, выбрать ориентир в центре площадки сброса;
- определить расстояние расчетной точки сброса относительно центра площадки по формуле $Spacч.точ.сбр. = Wt$;
- дать команду бортовому технику на общее количество сбрасываемых упаковок или номера упаковок в зависимости от их веса при сбросе с первого захода;
- глазомерно отложить расстояние расчетной точки сброса от центра площадки в сторону, противоположную направлению полета;
- подать команду бортовому технику "Приготовиться". В момент пролета над расчетной точкой сброса подать команду бортовому технику на сброс груза.

Примечание. Время свободного падения продовольственных грузов в зависимости от их веса и высоты сбрасывания выбрать из табл. 5.1.

5.3.8. Бортовому технику при подлете к району сброса с разрешения командира экипажа необходимо:

- войти в грузовую кабину;
- надеть страховочный пояс, в замок пояса вставить фиксатор-шпильку и прикрепить карабин троса пояса за кольцо на ремне. Другой конец троса должен быть закреплен к узлу на стенке шпангоута;
- подготовить продовольственные грузы в порядке очередности сброса;
- открыть входную дверь грузовой кабины;
- по команде летчика-штурмана "Приготовиться" подтащить очередной груз к проему входной двери грузовой кабины;
- по команде "Сброс" сбросить груз в порядке очередности. В таком же порядке произвести сброс остальных грузов при очередных заходах на площадку сброса.

Доложить командиру экипажа об окончании работ, закрыть входную дверь грузовой кабины и занять свое рабочее место.

5.4. Осмотр и проверка работоспособности системы внешней подвески перед полетом

5.4.1. Перед полетом, в котором предполагается использование системы внешней подвески, бортовой техник обязан:

- проверить узлы крепления на шпангоутах № 7 и 10 тросовой подвески;
- проверить легкость открытия люка;
- установить ограждение;
- проверить надежность установки ограждения люка внешней подвески, его крепление и фиксацию к полу грузовой кабины;
- подвести трос лебедки ЛПГ-150М через систему роликов к люку в полу грузовой кабины;
- подсоединить жгут ПУЛ-1А к штепсельному разъему на потолке грузовой кабины;

- осмотреть элементы подвески, состояние разрывного ШР-а и электропроводки;
- проверить длину подвески, правильность сборки удлинительных канатов и электрожгутов;
- осмотреть и проверить весоизмерительное устройство;
- осмотреть замки ВТ-ДГ6. При применении внешней подвески с двумя замками убедиться в отсутствии осевого вращения верхнего замка и легкости осевого вращения нижнего замка. При применении подвески с одним верхним замком убедиться в растопоривании замка и легкости его осевого вращения;
- включить АЗС-ы УПРАВЛ. ЗАМКА ОСНОВН. и УПРАВЛЕНИЕ ЗАМКА ДУБЛИР. на правой панели АЗС;
- включить АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВН. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на пульте питания и контроля нижнего замка, расположенного на левом борту в грузовой кабине;
- установить переключатель ЗАМОК-БОРТ.СТРЕЛА на левой боковой панели электропульты в положение ЗАМОК.

5.4.2. Проверить работоспособность системы управления верхним замком, для чего:

- закрыть вручную верхний замок, при этом табло ГРУЗ СБРОШЕН на левой боковой панели электропульты должно погаснуть;
- нажать на кнопку ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС на левом рычаге шаг-газ, при этом замок должен открыться и загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН;
- вновь закрыть вручную верхний замок и нажать на кнопку АВАРИЙНЫЙ СБРОС на левом рычаге шаг-газ, при этом замок должен открыться и загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН.;
- закрыть вручную замок и убедиться, что табло ГРУЗ СБРОШЕН погасло.

5.4.3. Проверить работоспособность системы управления нижним замком, для чего:

- закрыть вручную нижний замок, при этом табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульты и сигнальная лампа на переносном пульте сброса груза должны погаснуть;
- нажать на кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ на переносном пульте сброса, при этом должен открыться замок и загореться табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ и сигнальная лампа на пульте сброса;
- закрыть нижний замок – табло и сигнальная лампа при этом должны погаснуть;
- нажать на кнопку СБРОС ГРУЗА ДУБЛ на переносном пульте сброса, при этом должен открыться замок и загореться табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ и сигнальная лампа на пульте сброса;
- вновь закрыть замок и убедиться, что табло и сигнальная лампа погасли.

5.4.4. Проверить работоспособность электроцепей управления нижним замком с помощью пульта питания и контроля, для чего:

- закрыть вручную нижний замок;

- убедиться, что АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВН. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на пульте питания и контроля, включены;

- нажать кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП и проверить загорание сигнальных ламп ОСНОВ. и ДУБЛ. на пульте питания и сигнальной лампы на переносном пульте сброса груза, отпустить кнопку – лампы должны погаснуть;

- нажать кнопку КОНТРОЛЬ ЦЕПЕЙ ЗАМКА и проверить исправность цепей нижнего замка без его срабатывания по загоранию сигнальных ламп ОСНОВ и ДУБЛ., отпустить кнопку – лампы должны погаснуть;

5.4.5. Проверить работоспособность весоизмерительного устройства (ВИУ) ВЕКТОР для чего:

- убедиться, что верхний замок открыт и нагрузка на динамометр не более 10 кгс;

- включить выключатель ВИУ на блоке индикации, установленном на левой приборной доске снизу. Через 8-15с после включения система автоматически переходит в режим тестирования первого измерительного канала. При нормальном прохождении теста и выходе на рабочий режим на цифровом индикаторе должны появиться цифры 0000. Отсутствие или появление других цифр на индикаторе свидетельствует о неисправности ВИУ.

- установить максимально-допустимое значение веса груза (при превышении которого происходит переход с зеленой части шкалы на красную на шкальном индикаторе): нажать на кнопку "=", при этом на цифровом табло должно появиться значение 1600 кгс, одновременным нажатием кнопок "=" и ">" или "=" и "<" установить необходимое значение. Максимально-допустимое значение веса груза не должно превышать максимальную грузоподъемность вертолета по внешней подвеске, определенную для фактических условий взлета и посадки вертолета (в соответствии с п.5.5.7).

- проверить работу СПУ с абонентской точки, установленной в районе люка внешней подвески.

5.5. Полеты с грузом на внешней подвеске

5.5.1. К полетам с грузами на внешней подвеске допускаются экипажи, имеющие опыт полетов на вертолете с максимальным взлетным весом.

При обучении экипажей транспортировке грузов на внешней подвеске на аэродроме разбивается специальный старт и назначается руководитель полетов.

Успешное выполнение полетов с грузами на внешней подвеске в значительной степени зависит от четкого взаимодействия летчика с руководителем полетов, а также от работанности летчика и бортового техника.

5.5.2. Руководитель полетов должен находиться на земле в поле зрения командира экипажа на расстоянии 50-100 м от места подцепки (отцепки) груза и осуществлять наведение вертолета на груз подачей команд по радио. После того как груз окажется в поле зрения бортового техника, дальнейшее точное наведение вертолета на груз осуществляется по его командам.

Руководитель полетов при этом сообщает только высоту висения вертолета над грузом.

5.5.3. После подцепки и подъема груза, а также при подходе к месту приземления груза руководитель полетов берет руководство полетом на себя. Он информирует командира экипажа о поведении груза в полете, о высоте нахождения груза над грунтом, дает разрешение на переход с висения в полет с поступательной скоростью.

5.5.4. Обучение и тренировку экипажей полетам с грузом на внешней подвеске необходимо начинать с грузами весом 1000 кгс и постепенно по мере накопления опыта увеличивать вес транспортируемого груза до максимального значения.

5.5.5. Подцепка груза на внешнюю подвеску вертолета в зависимости от условий может осуществляться либо после посадки вертолета на площадку вблизи груза, либо на режиме висения (применяется в тех случаях, когда посадка вертолета на площадку вблизи груза невозможна).

5.5.6. Максимальный вес груза, который разрешается перевозить на внешней подвеске, должен быть не более 4000 кгс. При этом максимальный вес вертолета, включая груз на внешней подвеске, при взлете (посадке) должен быть не более предельного веса вертолета, определенного для фактических условий взлета (посадки) и не должен превышать 13000 кгс.

5.5.7. Максимально допустимая скорость полета вертолета при транспортировке груза на внешней подвески в каждом конкретном случае выбирается в зависимости от поведения груза и исключения касания центрального троса о кромки люка внешней подвески, но не должна превышать скоростей приведенных в Табл. 2.1. При транспортировке грузов весом более 3000 кг скорости должны быть не более 200 км/ч.

5.5.8. Максимальные углы крена при выполнении разворотов и виражей, в полете с грузом на внешней подвеске более 3000 кгс, должны быть не более 15 град.

5.5.9. Полеты с грузом на внешней подвеске, в зависимости от характера полетного задания, условий взлета и посадки, могут выполняться в двух вариантах применения внешней подвески: с верхним и нижним замками и с одним верхним замком.

В первом варианте подвески управление открытием нижнего замка (сбросом груза) производится по команде командира экипажа бортовым техником с переносного пульта нажатием на кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. или нажатием на кнопку СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., после чего загорается табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульта и сигнальная лампа на переносном пульте сброса груза.

Во втором варианте подвески, а также при отказа нижнего замка, сброс груза выполняет командир экипажа нажатием на кнопку тактического или аварийного сброса на левом рычаге шаг-газ. При этом должно загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН на левой боковой панели электропульта.

5.5.10. В полете необходимо контролировать текущий вес груза (с учетом вертикальной перегрузки) по индикаторам ВИУ ВЕКТОР.

При переходе показаний шкального индикатора ВИУ с зеленой части шкалы на красную необходимо пилотировать вертолет более плавно, не допуская резких перемещений органов управления или уменьшить крен при развороте.

При появлении мигания красных индикаторов на шкальном индикаторе уменьшить вертикальную перегрузку на внешнюю подвеску до прекращения мигания красных индикаторов, путем уменьшения крена, темпа набора высоты и разгона скорости, уменьшения раскачки груза.

5.5.11. При отказе весоизмерительного устройства в полете продолжить выполнение задания, при этом пилотировать вертолет необходимо более плавно, не допуская раскачки груза.

5.5.12. В случае отказа нижнего замка сброс груза вместе с удлинительными тросами производит командир экипажа, после приземления груза, с таким расчетом, чтобы тросы не упали на груз.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ ГРУЗА НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ НЕ ДОПУСКАТЬ КАСАНИЕ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТРОСА О КРОМКИ ЛЮКА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ.

5.5.13. Аварийный сброс грузов, транспортируемых на внешней подвеске, за исключением грузов указанных в разделе 5.13, необходимо выполнить в следующих случаях:

- на висении, если использована взлетная мощность двигателей, а вертолет самопроизвольно снижается с разворотом влево (правая педаль отклонена до упора);

- при задевании груза за землю в момент разгона или торможения вертолета;

- при сильной раскачке груза и вертолета, угрожающей безопасности полета;

- при необходимости выполнения вынужденной посадки, когда безопасность посадки с грузом не обеспечивается;

- при отказе одного двигателя, когда невозможен полет с грузом без снижения при одном работающем двигателе, а также перед посадкой с одним отказавшим двигателем;

- во всех случаях, связанных с аварийным покиданием вертолета;

- аварийный сброс груза выполняет командир экипажа над безлюдной местностью, вдали от зданий и сооружений, нажатием на кнопку аварийного или тактического сброса груза на левом рычаге шаг-газ.

5.6. Подцепка груза после посадки вертолета

5.6.1. Произвести посадку вертолета вблизи груза, подрулить к грузу с таким расчетом, чтобы он находился на расстоянии 1-2 м от основного колеса, и перевести двигатели на режим малого газа. Для облегчения взлета и захода вертолета на груз целесообразно производить посадку и подруливание с таким расчетом, чтобы груз оказался слева от вертолета.

Включить АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВ., СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на пульте питания и контроля нижнего замка.

Нажать на кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. (СБРОС ГРУЗА ДУБЛ) на переносном пульте сброса груза. Убедиться в открытии замка по загоранию табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ.

Командиру экипажа получить доклад всех членов экипажа о готовности к взлету, после чего запросить по радио разрешение на взлет и подцепку груза.

После получения разрешения командиру экипажа произвести взлет и зависание с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до земли было не более 1-2 м и убедиться в нормальных показаниях приборов контроля силовой установки и специального оборудования.

Дайте команду бортовому технику выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для подтягивания удлинительного троса и установки его на замок ВТ-ДГ6.

Наземному оператору соединить крюк удлинительного троса с соединительным кольцом вертлюга грузовых строп внешней подвески, крюки-карабины которых должны быть предварительно присоединены к силовым узлам груза, и после касания земли крюком, закрепленным на тросе бортовой лебедки, присоединить его к скобе удлинительного троса, подать сигнал бортовому технику о подцепке и отойти от него на расстояние 25-30 м.

Бортовому технику после сигнала наземного техника о подцепке груза убрать трос бортовой лебедки с зацепленным на нем удлинительным тросом и установить скобу удлинительного троса на замок ВТ-ДГ6, отсоединить крюк лебедки от скобы удлинительного троса, после чего доложить командиру экипажа о готовности груза к подъему.

Командиру экипажа после доклада бортового техника проконтролировать закрытие замка ВТ-ДГ6 по погасанию сигнального табло ЗАМОК ОТКРЫТ и с небольшим набором высоты выполнить перемещение вертолета в сторону груза с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до груза было 1-2 м.

В процессе перемещения и зависания вертолета над грузом бортовой техник, наблюдая за грузом через люк грузовой кабины, корректирует действия летчика путем передачи коротких команд по СПУ, в которых кроме направления указывает также ориентировочно расстояние и высоту (назад 0,5 м, вниз 1 м и т.д.).

После зависания над грузом плавным отклонением рычага шаг-газ вверх увеличить высоту висения вертолета до полного натяжения тросов подвесной системы.

Увеличивать высоту висения необходимо строго над грузом, не допуская продольного и бокового смещений вертолета ориентируясь на команды бортового техника.

После полного натяжения подвесной системы плавным перемещением рычага шаг-газ вверх увеличить мощность двигателей вплоть до взлетной и отделить груз от земли с таким расчетом, чтобы расстояние от груза до земли было не менее 3 м.

Убедившись в нормальном поведении груза на висении, а также в том, что расстояние от груза до земли для безопасного разгона вертолета составляет не менее 3 м, плавно отклонить ручку управления от себя для создания поступательной скорости. При плавном выполнении перехода с висения на полет с поступательной скоростью вертолет практически не снижается.

При достижении скорости полета 100 км/ч по прибору перевести вертолет в набор высоты и уменьшить мощность двигателей до номинальной.

Переходные режимы при транспортировке грузов на внешней подвеске (разгон, торможение, развороты) следует выполнять плавно во избежание раскачки грузов.

Поведение груза на внешней подвеске в основном определяется его аэродинамической формой, поэтому в начале полета, изменяя скорость, необходимо подобрать такой режим полета, при котором поведение груза будет более спокойным. Однако необходимо помнить, что километровый расход топлива будет уменьшаться с увеличением скорости полета до наивыгоднейшей. Бортовому технику в полете через блистеры грузовой кабины следить за поведением груза.

Снижение при полетах с грузом на внешней подвеске рекомендуется производить по более пологой траектории с плавным постепенным уменьшением высоты и скорости полета. Снижение до начала торможения следует выполнять с вертикальной скоростью не более 2-3 м/с, выдерживая скорость планирования (в зависимости от поведения груза) 100-110 км/ч.

Торможение вертолета необходимо выполнять постепенно с плавным увеличением мощности двигателей, не допуская значительного изменения угла тангажа. Вследствие этого торможение получается более продолжительным по времени, чем при обычных посадках по-вертолетному, сопровождается повышенными вибрациями вертолета (от скорости 70 км/ч до полного зависания).

В том случае, когда уменьшение скорости (торможение) было начато слишком рано, необходимо выполнить зависание с грузом, не долетая до места его отцепки (на висении расстояние от груза до земли должно быть не менее 3 м), а затем выполнить подлет к месту отцепки со скоростью 5-10 км/ч.

Если не удалось плавно уменьшить скорость к моменту подлета к площадке, на которой нужно отцепить груз, то необходимо прекратить дальнейшее уменьшение скорости полета, не уменьшая мощности двигателей, увеличить скорость полета до 100 км/ч по прибору и перейти на набор высоты. После этого выполнить повторный заход на площадку для отцепки груза.

После зависания вертолета над местом приземления груза плавным отклонением рычага шаг-газ вниз уменьшить высоту висения и приземлить груз. После приземления груза ослабить тросы подвески уменьшением высоты висения, сместить вертолет несколько в сторону от груза с таким расчетом, чтобы при сбросе трос подвесной системы с удлинителем не упал на груз, и нажать кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. (СБРОС ГРУЗА ДУБЛ) на переносном пульте сброса груза, после чего должно загореться табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ.

Убедившись по световому табло, что замок открыт, и по докладу бортового техника, что груз отцеплен, увеличить высоту висения на 1-2м, переместиться от груза в выбранную сторону и произвести посадку.

5.7. Подцепка груза на режиме висения

5.7.1. Произвести зависание в непосредственной близости от груза с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до земли не превышало 2 м.

5.7.2. Дать команду бортовому технику выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для подтягивания удлинительного троса и постановки его на замок ВТ-ДГБ.

5.7.3. Наземному оператору после касания земли крюком троса, закрепленным на тросе бортовой лебедки, присоединить его за скобу удлинительного троса.

После окончания работ по подцепке груза наземный персонал должен отойти в безопасное место во избежание удара грузом или тросом системы внешней подвески в случае сброса их летчиком.

5.7.4. Бортовому технику подтянуть бортовой лебедкой удлинительный трос и с помощью соединительной скобы закрепить его на замке, отсоединить крюк лебедки от скобы удлинительного троса и доложить командиру экипажа о готовности к подъему груза.

5.7.5. После доклада бортового техника о том, что груз подцеплен, выполнить перемещение в сторону груза с небольшим набором высоты до натяжения троса подвески и сцентрировать вертолет точно над грузом. Плавным движением рычага шаг - газ вверх перевести вертолет в вертикальный набор высоты до отделения груза от земли.

Дальнейшие действия экипажа вертолета и руководителя полетов те же, что и при подцепке груза после посадки вертолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА НА ПЕРСОНАЛ, РАБОТАЮЩИЙ НА ЗЕМЛЕ, ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИСТУПАТЬ К РАБОТЕ ПО ПОДЦЕПКЕ ГРУЗА ДО ТЕХ ПОР, ПОКА КРЮК НЕ КОСНУЛСЯ ГРУНТА.

2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВОЗМОЖНОГО ТРАВМИРОВАНИЯ РУК НАЗЕМНОМУ ПЕРСОНАЛУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОДПРАВЛЯТЬ КРЮКИ ПОДВЕСНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ НАТЯЖЕНИИ ТРОСОВ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ НА ВИСЕНИИ ВЕРТОЛЕТА.

3. БЕЗ СТРАХОВОЧНОГО ПОЯСА БОРТОВОМУ ТЕХНИКУ РАБОТАТЬ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

4. БЕЗ УСТАНОВЛЕННОГО ОГРАЖДЕНИЯ ЛЮКА В ПОЛУ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ БОРТОВОМУ ТЕХНИКУ РАБОТАТЬ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

5.7.6. При полете с грузом на внешней подвеске необходимо учитывать состояние поверхности грунта. Если имеется снег или пыль, то перед началом подцепки следует зависнуть вблизи груза, после чего воздушной струей, создаваемой несущим винтом, сдуть с площадки снег или пыль, и только после того, как груз будет хорошо просматриваться с висения, можно совершить маневр захода на него и выполнить подцепку.

Площадку для отцепки груза необходимо предварительно подготовить: удалить препятствия, полить водой при наличии пыли, а свежевывалившийся снег укатать.

5.8. Особенности выполнения полетов с водосливным устройством (СВУ¹) на внешней подвеске

5.8.1. Эксплуатационные ограничения.

Максимальная приборная скорость горизонтального полета при транспортировке СВУ на внешней подвеске:

¹ СВУ – Заводское название ВСУ (Водосливное устройство)

с пустой емкостью.....180 км/ч;

с заполненной емкостью.....200 км/ч

Минимальная приборная скорость горизонтального полета при транспортировке СВУ на внешней подвеске 80 км/ч.

Максимальный вес СВУ с заполненной емкостью (с учетом веса пустого СВУ- 120 кгс) 2120 кгс.

Минимальная высота висения над водной поверхностью (по радиовысотомеру) 20 м (из условий незабрызгивания стекол кабины экипажа).

Остальные ограничения соответствуют ограничениям, указанным в разделе 2 настоящего РЛЭ.

5.8.2. Бортовому технику кроме проверок согласно подразделу 5.4 Руководства экипажу вертолета дополнительно проверить:

- замену серийного вертлюга внешней подвески на специальный для СВУ;
- крепление грузовых строп на специальном вертлюге;
- крепление направляющих кронштейнов на силовом тросе;
- установку и фиксацию серьги под замок СВУ в зависимости от требуемого объема воды ($1,5 \text{ м}^3$, $1,75 \text{ м}^3$ и 2 м^3);
- крепление капронового фала управления сливом воды и его положение на силовом тросе.

5.8.3. Летчику-штурману рассчитать запас топлива при транспортировке СВУ и определить возможную дальность и продолжительность полета.

Режим наибольшей дальности на высоте 200-300 м при транспортировке СВУ на внешней подвеске соответствует приборной скорости 190 км/ч, при этом часовые и километровые расходы топлива на указанном режиме при полетном весе вертолета 11200 кгс составляют 630 кгс/ч и 3,28 кгс/км соответственно.

5.8.4. Применение вертолета с СВУ на внешней подвеске возможно для забора и доставки воды к месту пожара.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ БЕЗОПАСНЫХ ВЫСОТ ПОЛЕТОВ ВЕРТОЛЕТА НАД ОЧАГАМИ ПОЖАРА ИСПОЛЬЗОВАТЬ СВУ ДЛЯ СЛИВА ВОДЫ НА ОЧАГИ ПОЖАРА **КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

5.8.5. К полетам с СВУ на внешней подвеске допускаются экипажи, имеющие опыт полетов с грузом на внешней подвеске.

5.8.6. Для транспортировки СВУ на внешней подвеске используется штатная тросовая внешняя подвеска с длиной троса 20 м.

5.8.7. При транспортировке пустого СВУ внутри фюзеляжа размещение и швартовка его производится по оси фюзеляжа между шпангоутами №7 и 13 серийными швартовочными тросами к швартовочным узлам, расположенным в полу фюзеляжа и на шпангоутах.

5.8.8. Подцепку СВУ на внешнюю подвеску осуществлять только с посадкой вертолета на площадку вблизи СВУ.

Действия экипажа при выполнении подцепки СВУ аналогичны действиям, изложенным в подразделе 5.6.

5.8.9. Забор воды в емкость СВУ разрешается производить из водоемов глубиной не менее 1,5 м с режима висения.

В районе забора воды из водоема определить направление ветра и выполнить заход против ветра, установить задатчик опасной высоты радиовысотомера на высоту 20 м и снизиться до высоты 60-50 м с постепенным гашением скорости до 60- 50 км/ч.

Продолжать гашение скорости до зависания на высоте 30-35 м, после чего начать плавное снижение до касания СВУ воды (H=25 м по радиовысотомеру).

Для наполнения емкости необходимо ослабить трос уменьшением высоты висения на 2-3 м. При этом СВУ воздушным потоком от винта выносит из-под вертолета и кладет на бок. Висеть строго над СВУ ("гоняться" за ним) нецелесообразно, так как это утомляет летчика и увеличивает время наполнения емкости. Необходимо выдерживать место висения по указателю малых скоростей (УМС) и высоту по радиовысотомеру, исключая буксировку СВУ.

Примечания.

1. О касании СВУ воды, положении его на воде, а также о полном погружении в воду после его заполнения бортовой техник докладывает командиру экипажа.

2. Время наполнения полной емкости СВУ (2000 л) от момента ее касания воды до отрыва составляет 30-45 с.

После доклада бортовой техника о заполнении СВУ водой выполнить перемещение в сторону СВУ с плавным набором высоты до натяжения троса, при этом происходит подтягивание СВУ под вертолет. После центрирования вертолета над СВУ выполнить плавный отрыв СВУ от воды и зависание на высоте 28-30 м. Убедившись, что емкость СВУ заполнена водой (по отсутствию продолжительного слива), а также в том, что расстояние от СВУ до воды для безопасного разгона вертолета составляет не менее 3 м, плавно перевести вертолет в разгон с последующим набором высоты в соответствии с настоящим РЛЭ.

Переходные режимы при транспортировке СВУ на внешней подвеске (разгон, торможение, развороты) следует выполнять плавно во избежание раскачки СВУ.

5.8.10. Управление сливом воды из СВУ производится с рабочего места оператора у центрального люка ручкой фала управления сливом как с режима висения, так и в поступательном полете. Время слива составляет 17-19 с.

Слив воды из СВУ на земле производится через запорный клапан с пожарной головкой для подсоединения в случае необходимости пожарного крана.

5.8.11. Отцепка СВУ после окончания работ выполняется с режима висения вертолета или после посадки его, для чего после приземления СВУ ослабить натяжение троса подвески и фала управления уменьшением высоты висения, сместить вертолет в сторону от СВУ и выполнить зависание на высоте 1-2 м или произвести посадку, после чего сбросить удлинительный трос внешней подвески нажатием кнопки тактического сброса груза (ручка управления сливом должна быть расфиксирована).

5.8.12. СВУ, транспортируемое на внешней подвеске, должно быть сброшено:

– на висении, если на взлетном режиме работы двигателей вертолет начинает самопроизвольно с разворотом влево снижаться (правая педаль отклонена до упора);

- при задевании СВУ за воду (землю) в момент разгона или торможения;
- при большой раскачке, угрожающей безопасности полета;
- при вынужденной посадке;
- при отказе одного (двух) двигателя;
- во всех случаях, связанных с аварийным покиданием вертолета членами экипажа.

Сброс СВУ осуществляется нажатием кнопки тактического или аварийного сброса груза с внешней подвески.

Примечание. Временно (только в целях обеспечения посадок СА) разрешается применение вертолета с СВУ для слива воды на очаги степных пожаров ограниченных размеров в местах приземления СА. При этом проходы для слива воды выполнять на высоте не менее 50 м и скорости 30 км/ч левым бортом вдоль кромки очага пожара с наветренной стороны с постепенным смещением влево на очаг после тушения предыдущей полосы (рис. 5.1).

При отсутствии ветра проходы выполнять на высоте не менее 60 м, не входя в задымленную зону.

Летчику-штурману осуществлять постоянный контроль температуры наружного воздуха и параметров работы двигателей.

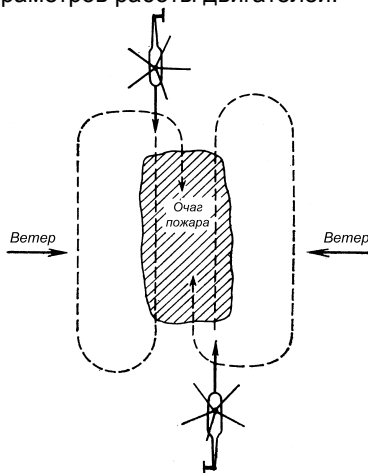


Рис. 5.1. Схема захода на очаг пожара при различном направлении ветра

Командиру экипажа при отклонении параметров работы силовой установки от нормальных значений (увеличение температуры газов перед турбиной, уменьшение оборотов турбокомпрессора) и самопроизвольном уменьшении высоты полета немедленно вывести вертолет из зоны очага пожара, после чего принять решение на повторный заход.

При появлении признаков отказа двигателей немедленно сбросить СВУ, выйти из зоны пожара и действовать в соответствии с требованиями подразделов 6.1 и 6.2 настоящего РЛЭ.

5.9. Особенности выполнения полетов с грузом на внешней подвеске ночью

5.9.1. К полетам с грузом на внешней подвеске ночью допускаются экипажи, имеющие опыт полетов на вертолете ночью и опыт транспортировки грузов на внешней подвеске днем.

Разрешается транспортировка на внешней подвеске ночью только тех грузов, поведение которых проверено при их транспортировке днем.

Действия экипажа при транспортировке груза на внешней подвеске ночью, а также способы и порядок подцепки (отцепки) груза такие же, как и днем.

Для улучшения условий работы при подцепке целесообразно груз освещать прожектором или другими источниками света (например, фарами автомашины). При отсутствии наземных источников света подцепка (отцепка) груза может выполняться при освещении места работы только фарами вертолета.

Во всех случаях, в том числе и при освещении места наземных источником света, зависание вертолета над грузом выполнить с включенными фарами: луч правой фары должен быть направлен вниз и освещать груз и местность под вертолетом, луч левой фары - вперед и вниз и освещать местность перед вертолетом.

После подцепки и подъема груза расстояние до земли определять по радиовысотомеру, задатчик опасной высоты которого должен быть установлен перед взлетом на высоту, превышающую общую длину внешней подвески на 3-5 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТАХ С ГРУЗАМИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ, ИМЕЮЩИМИ МЕТАЛЛИЧЕСКУЮ КОНСТРУКЦИЮ, ПОКАЗАНИЯ РАДИОВЫСОМОМЕРА МОГУТ БЫТЬ НЕПРАВИЛЬНЫМИ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ, КОНТРОЛЬ РАССТОЯНИЯ ДО ЗЕМЛИ НА ВИСЕНИИ ОСУЩЕСТВЛЯТЬ ВИЗУАЛЬНО И ПО ИНФОРМАЦИИ РУКОВОДИТЕЛЯ ПОЛЕТОВ.

5.9.2. Разгон и набор высоты производить с включенными фарами. На высоте 70-100 м выключить, фары и перейти на пилотирование по приборам. Контроль за поведением груза в полете осуществлять бортовому технику, для чего летчику-штурману периодически освещать груз фарой. Место укладки груза должно быть обозначено световым ориентиром. Заход на укладку, приземление и отцепку груза производить с включенными фарами: луч правой фары направлен вниз, левой - вперед и вниз. При пилотировании строго контролировать высоту полета, по показаниям радиовысотомера. Срабатывание задатчика опасной высоты свидетельствует о том, что расстояние от груза до земли составляет 3-5 м. Уточнение расчета на укладку груза выполнять без снижения.

5.10. Проверка работоспособности ЛПГ-300, КУП-300, ПУЛ-300 и МП-750ТВ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ПРОВЕРКОЙ УБЕДИТЕСЬ В ОТСУТСТВИИ ПИРОПАТРОНА В ЗАТВОРЕ ПИРОПИСТОЛЕТА БОРТОВОЙ СТРЕЛЫ.

5.10.1. Установите бортовую стрелу в рабочее положение, для чего:

- установите консоль стрелы в рабочее положение;
- включите источники питания постоянного и переменного тока.
- В случае невключения выпрямителя № 2 в бортовую сеть (горит табло ВУ2 НЕ РАБОТ) отключите выпрямитель № 1, установив выключатель ВЫПРЯМИТЕЛЬ 1 в положение ОТКЛ и подключите нагрузку к аккумуляторным шинам 1 и 2 каналов, для чего:

- установите переключатель ПТС на электроштитке в положение РУЧНОЕ;
- включите АЗС НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ ПРАВОГО на правой панели АЗС-ов и выключатель НАСОСЫ БАКОВ ПРАВЫЙ на средней панели электропульты.

- включите автомат защиты сети ПОВОРОТ СТРЕЛЫ в РК БОРТСТРЕЛЫ на легкоосъемной ферме в грузовой кабине между шпангоутами № 5 и № 6;

- нажмите тумблер СТРЕЛА ВЫП.-УБР на переносном пульте управления бортовой стрелой в положение ВЫП и держите его в этом положении до установки бортовой стрелы в рабочее положение.

Электромеханизм МП-750ТВ должен включиться на выпуск и повернуть бортовую стрелу в рабочее положение. При установке бортовой стрелы в рабочее положение электромеханизм должен отключиться микровыключателем;

- отпустите тумблер СТРЕЛА. ВЫП.-УБР.

Тумблер должен установиться в нейтральное положение;

- выключите автомат защиты сети ПОВОРОТ СТРЕЛЫ.

5.10.2. Включите три автомата защиты сети УПРАВЛЕНИЕ. ЛЕБЕДКА ЛПГ-300 в РК БОРТСТРЕЛЫ на легкоосъемной ферме в грузовой кабине между шпангоутами № 5 и № 6.

5.10.3. Включите два автомата защиты сети ПИТАНИЕ ЛПГ-300, установленные в кабине экипажа между шпангоутами № 4Н и .№ 5Н (один слева, второй справа).

5.10.4. Установите на пульте ПУЛ-300 переключатель ВЫПУСК-УБОРКА в положение ВЫПУСК.

Переключение рода работы лебедки (установка переключателя из положения УБОРКА в положение ВЫПУСК и наоборот) производите при полностью отпущенном рычаге переключения скоростей.

5.10.5. Включая последовательно I, II, III и IV скорости нажатием на рычаг пульта, выпустите трос лебедки. Трос уложите на грунт, не допуская его загрязнения.

До первого положения рычага (цифра "1" на рычаге) устанавливается первая скорость, до второго положения (цифра "2") - вторая скорость, до третьего положения (цифра "3") - третья скорость, до четвертого положения (цифра "4") - четвертая скорость.

Для обеспечения ступенчатого переключения скорости перемещения троса с I на IV скорость и наоборот необходимо перемещать рычаг переключения скоростей с выдержкой времени в фиксированном положении. Частота переключений каждой скорости (от I до IV) должна быть не более 6 раз в минуту; при выпуске не должно быть вспучивания троса на барабане. В

конце выпуска автоматически должно произойти отключение скоростей в обратной последовательности.

При полном выпуске на барабане должны остаться 2-3 витка.

5.10.6. Осмотрите трос и убедитесь, нет ли на нем повреждений.

При обрыве одной из прядей каната, при обрыве 10 отдельных нитей на длине 1м каната, при полном обрыве каната или уменьшении диаметра каната из-за износа или коррозии до размера 4,6 мм канат подлежит замене.

5.10.7. Установите переключатель ВЫПУСК-УБОРКА на пульте ПУЛ-300 в положение УБОРКА.

Переключение рода работы лебедки (установка переключателя из положения ВЫПУСК в положение УБОРКА и наоборот) производите при полностью отпущенном рычаге переключения скоростей.

5.10.8. Включая последовательно I, II, III и IV скорости нажатием на рычаг пульта, уберите трос лебедки.

Для обеспечения ступенчатого переключения скорости перемещения троса с I на IV и наоборот необходимо перемещать рычаг переключения скоростей с выдержкой в фиксированном положении. Частота переключений каждой скорости (от I до IV) должна быть не более 6 раз в минуту.

При уборке троса необходимо устранять возможные петли. Укладка троса должна быть равномерной, без нахлеста витков. В конце уборки автоматически должны отключиться IV, III, II скорости. I скорость должна отключиться концевым выключателем на грузовой стреле.

Примечания. 1. Из-за возможности петлеобразования недопустима уборка каната без груза при работе электролебедки на IV скорости.

2. Проверку работы электролебедки с I по IV скорости проводите отдельно для каждого электродвигателя (М1 - I и II скорости, М2 - III и IV скорости) путем поочередного включения автоматов защиты переменного тока, расположенных в кабине экипажа.

5.10.9. Установите переключатель ВЫПУСК-УБОРКА на пульте ПУЛ-300 в положение ВЫПУСК и выпустите трос на длину 8-10 м.

Переключение рода работы лебедки (установка переключателя из положения УБОРКА в положение ВЫПУСК и наоборот) производите при полностью отпущенном рычаге переключения скоростей.

5.10.10. Откиньте колпачок и включите выключатель АВАР.ВКЛ на коробке КУП-300.

Трос должен убраться на III скорости.

5.10.11. Выключите выключатель АВАР. ВКЛ, закройте его предохранительным колпачком, колпачок законтрите и опломбируйте.

5.10.12. Выключите автоматы защиты сети УПРАВЛЕНИЕ. ЛЕБЕДКА ЛПГ-300 и ПИТАНИЕ ЛПГ-300.

5.10.13. Уберите бортовую стрелу в походное положение, для чего:

— включите автомат защиты сети ПОВОРОТ СТРЕЛЫ в РК БОРТСТРЕЛЫ на легкосъёмной ферме в грузовой кабине между шпангоутами № 5 и № 6 по левому борту;

— нажмите тумблер СТРЕЛА ВЫП-УБР. на переносном пульте управления бортовой стрелой в положение УБОРКА.

Электромеханизм МП-750ТВ должен включиться на уборку и повернуть бортовую стрелу в походное положение.

При установке бортовой стрелы в походное положение электромеханизм должен отключиться микровыключателем;

– отпустите тумблер СТРЕЛА. ВЫП.-УБР. Тумблер должен установиться в нейтральное положение;

– выключите автомат защиты сети ПОВОРОТ СТРЕЛЫ в РК БОРТОСТРЕЛЫ

5.10.14. Выключите источники питания постоянного и переменного тока.

5.10.15. Опустите консоль в походное положение.

Примечание. Повторите работы по п.10 от переключателя АВАР.ВКЛ.СЛГ.-300, установленного на РК бортострелы.

5.11. Особенности транспортировки на внешней подвеске вертолета резервуаров РА-2М, Р-4С, бочек на поддоне ПА-5,6 с горючим и ракетным топливом и пустых резервуаров РА-2М, Р4С, Р-6, Р-8

5.11.1. Командир экипажа при выполнении задания на транспортировку резервуаров и бочек должен потребовать от грузоотправителя опись с заключением на соответствие груза требованиям "Правил перевозки опасных грузов воздушным транспортом" которая должна быть подписана отправителем и заверена гербовой печатью.

5.11.2. Для транспортировки резервуаров и бочек применять штатную внешнюю подвеску вертолета.

Подцепку к грузодержателям внешней подвески осуществлять:

– резервуаров РА-2М и Р-4С за грузовые скобы с помощью специальных проушин;

– поддона ПА-5,6 через переходное звено, установленное на нем.

5.11.3. На вертолете возможна транспортировка резервуаров РА-2М, Р-4С и бочек на поддоне ПА-5,6 с горючим и ракетным топливом на внешней подвеске при длине удлинительной стропы 15 и 10 м. При необходимости в отдельных случаях разрешается перевозка пустых резервуаров РА-2М, Р-4С, Р-6 и Р-8 при длине удлинительной стропы 1 м.

5.11.4. Подцепка резервуаров на внешнюю подвеску обеспечивается с помощью наземного оператора, который в процессе подцепки находится непосредственно у резервуара, следит за положением грузодержателей и тросов "паука" внешней подвески и подает необходимые команды бортовому технику.

5.11.5. На поддоне ПА-5,6 - обеспечивается транспортировка 13 двухсотлитровых бочек, которые размещаются по всей площади поддона, устанавливаются в вертикальном положении и швартуются с помощью сеток, входящих в комплект поддона.

5.11.6. В исключительных случаях разрешается выполнение полетов на транспортировку резервуаров и бочек на внешней подвеске без руководителя полетов на месте подцепки и отцепки груза.

5.11.7. Сборку и монтаж подвесной системы на резервуары производить в следующем порядке:

– установить проушины на грузовые скобы резервуара Р-4С;

– завести (надеть) скобы грузодержателей в проушины (для резервуара Р-4С скобы грузодержателей заводятся в проушины со стороны резервуара, а для резервуара РА-2М произвести под соединение грузодержателей к дугам грузовых скоб) и закрыть скобы на защелку;

– после подсоединения всех четырех грузодержателей "паука" внешней подвески к резервуару уложить тросы "паука" таким образом, чтобы они располагались в направлении от резервуара к вертолету.

5.11.8. При подсчете веса резервуара учитывать сдельный вес и количество заправленного в резервуар топлива.

Вес пустых резервуаров и их вместимость составляют соответственно:

- РА-2М - 426 кгс 2000 л;
- Р-4С - 741 кгс 4150л;
- Р-6 - 1034 кгс, 5920л;
- Р-8 - 1180кгс.8490л.

5.11.9. Для транспортировки резервуаров и установленных на поддоне ПА-5,6 бочек оптимальной является внешняя подвеска с длиной удлинительной стропы 1 м. При этом обеспечивается наибольшее использование грузоподъемности вертолета, удобство подцепки и отцепки резервуаров и поддона с бочками, а также более устойчивое поведение их в полете.

5.11.10. Подцепку резервуаров и бочек на поддоне осуществлять как с посадкой вертолета рядом с грузом, при этом длина удлинительной стропы внешней подвески должна быть не менее 5 м, так и при висении вертолета над грузом (с режима висения).

5.11.11. Высота висения вертолета над грузом при подцепке резервуаров и бочек на поддоне должна быть 2-3 м.

5.11.12. В процессе подцепки резервуара на внешнюю подвеску возможно защемление грузодержателей "паука" внешней подвески с последующей деформацией и самопроизвольным раскрытием скобы грузодержателя. В этом случае произвести укладку резервуара на землю, ослабить натяжение тросов, сместиться вправо на 1-2 м, отцепить (сбросить) тросы внешней подвески и выполнить поездку на удалении 5-10 м от резервуара. Для исключения защемления грузодержателей необходимо перед подцепкой резервуаров на внешнюю подвеску подтянуть ручную тросы "паука" до установки грузодержателей в рабочее положение и зафиксировать эти тросы с помощью подручных средств (шпагата, фалы и т.п.).

5.11.13. Горизонтальный полет при транспортировке резервуаров и поддона с бочками на внешней подвеске независимо от длины удлинительного троса подвесной системы выполнять в диапазоне приборных скоростей:

- для резервуара РА-2М и бочек на поддоне -60-220 км/ч;
- для резервуара Р-4С - 160 км/ч.

При этом необходимо соблюдать ограничения максимальной скорости по высотам, приведенные в настоящем РЛЭ.

5.11.14. Транспортировку пустых резервуаров разрешается производить в диапазоне скоростей:

- для резервуара РА-2М - 60-160 км/ч
- для резервуара Р-4С - 60-120 км/ч
- для резервуаров Р-6 и Р-8 60 - 60-100 км/ч

Примечания: 1. Максимальные скорости полета ограничены из условий нормального поведения резервуаров. В случаях превышения указанных скоростей имеет место интенсивная раскачка транспортируемого резервуара в поперечном направлении относительно продольной оси вертолета

2. В случае появления интенсивной раскачки груза (удлинительная стропа подвесной системы касается обреза люка внешней подвески) уменьшить скорость полета вертолета. Если после этого раскачка не уменьшается, перевести вертолет на кратковременное снижение с вертикальной скоростью 3-4 м/с.

5.11.15. Развороты при транспортировке резервуаров и поддона с бочками производить с креном 15°.

5.11.16. Набор высоты и снижение с заправленными топливом резервуарами и бочками рекомендуется выполнять на приборной скорости 100 км/ч, с незаполненными резервуарами - 90 км/ч при вертикальных скоростях набора и снижения 3-4 м/с.

5.11.17. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета с резервуаром или с бочками на внешней подвеске выполнять согласно подразд. 1.5 Руководства по летной эксплуатации.

Приращение километрового расхода топлива при транспортировке на внешней подвеске топливных резервуаров по сравнению с километровым расходом топлива при полете вертолета без груза на внешней подвеске (табл. 1.4.) в зависимости от приборной скорости полета приведено в табл. 5.2.

Таблица 5.2.

Приращение километрового расхода топлива при транспортировке на внешней подвеске топливных резервуаров в зависимости от приборной скорости полета, %

Вид груза	Скорость приборная, км/ч												
	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220
РА-2М	2,5	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0	8,5	10,5	12,0	14,0	15,5	17,5	19,5
Р-4С	4,0	5,0	7,0	8,5	10,0	12,0	14,5	-	-	-	-	-	-
Р-6	5,0	6,0	8,0	10,0	12,0	14,5	17,5	-	-	-	-	-	-
Р-8	6,0	7,5	10,0	12,0	14,5	17,5	21,0	-	-	-	-	-	-
ПА-5,6	3,0	4,0	5,0	6,5	7,5	9,0	11,0	13,0	15,5	17,5	19,5	22,0	25,0

5.12. Особенности транспортирования на внешней подвеске поисково-спасательного катера "БАРС"

5.12.1. При транспортировании катера из внешней подвеске руководствоваться подразд. 5.4 -5.7.

5.12.2. Для транспортирования катера применять штатную внешнюю подвеску с двумя грузовыми стропами.

Подцепку грузовых строп внешней подвески к подвесной системе катера производить к переходному звену, установленному на траверсе.

5.12.3. Подготовка катера к транспортированию на внешней подвеске производится наземными операторами в соответствии с Инструкцией по подготовке катера к транспортированию на внешней подвеске вертолета Ми-8.

5.12.4. Подцепку (отцепку) катера с водной поверхности, а также с земли в исключительных случаях разрешается производить без руководителя полетов, при этом наземных операторов должно быть не менее двух.

5.12.5. Подцепка (отцепка) катера к внешней подвеске с длиной удлинительного троса 1 и 5 м возможна только на режиме висения вертолета, а с длиной удлинительного троса 10 м - как на режиме висения, так и при посадке вертолета рядом с катером.

5.12.6. Транспортирование катера на внешней подвеске разрешается как с выпущенными, так и с убранными трапами катера.

5.12.7. Транспортирование катера на внешней подвеске производить с длиной удлинительного троса 1 м. При необходимости разрешается транспортирование катера на короткие расстояния (до 20 км) с длиной удлинительного троса 5 и 10 м.

5.12.8. Вес катера с заправленным топливным баком и подвесной системой составляет 2500 кгс.

5.12.9. Особенности подцепки катера на внешнюю подвеску с водной поверхности:

- наземным операторам надеть спасательные жилеты, на лодке с тросами внешней подвески подплыть к катеру, пришвартоваться к нему и подготовить его к транспортированию в соответствии с Инструкцией по подготовке катера к транспортированию на внешней подвеске вертолета Ми-8;

- командиру экипажа по сигналу наземного оператора о готовности катера к транспортированию выполнить зависание над катером на высоте 30 - 35 м, после чего бортовому технику выпустить трос бортовой лебедки до касания крюком воды или катера;

- одному из операторов подсоединить скобу удлинительного троса к крюку троса лебедки, а другому удерживать лодку возле катера. После подсоединения обоим операторам отплыть в безопасную зону (40 – 50 м от катера);

- командиру экипажа уменьшить высоту висения до 2-3 м строго над катером, ориентируясь по командам бортового техника;

- бортовому технику подтянуть удлинительный трос бортовой лебедкой, закрепить его на замке и отсоединить крюк троса лебедки от скобы удлинительного троса, доложить командиру экипажа о готовности к подъему катера. Дальнейшие действия экипаж производит в соответствии со ст. 5.7.5.

5.12.10. Высота висения вертолета над катером при подцепке с земли должна быть 2-3 м.

5.12.11. Перед подцепкой катера к внешней подвеске с земли или водной поверхности наземным операторам произвести укладку подвесной системы катера и тросов внешней подвески в следующем порядке:

- траверсу с переходным звеном уложить на капоте двигателя катера;
- стропы подвесной системы уложить на борта катера с таким расчетом, чтобы они не задевали за надстройки катера;
- удлинительный трос с тросами внешней подвески уложить на борту катера.

5.12.12. Транспортирование катера на внешней подвеске с удлинительным тросом длиной 1 м производить на приборных скоростях:

- в наборе высоты – 70-80 км/ч;
- в горизонтальном полете – 60-95 км/ч;

– на снижении - 60-70 км/ч.

Вертикальная скорость при снижении должны составлять не более 3 м/с.

Примечание. В случае появления интенсивной раскачки катера, усложняющей пилотирование вертолета, уменьшить скорость полета на 10-35 км/ч. Если раскачка не уменьшается, перевести вертолет на кратковременное снижение с вертикальной скоростью 2-3 м/с.

5.12.13. Развороты при транспортировании катера на внешней подвеске выполнять с креном не более 15°.

5.12.14. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета производить согласно подразд. 1.5 Руководства по летной эксплуатации.

5.12.15. При расчете дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета при транспортировании на внешней подвеске катера с убранными и выпущенными трапами необходимо учитывать:

– расход топлива, путь и время при взлете, подцепке катера и наборе высоты 500 м, которые составляют соответственно 65 кгс, 5 км и 6 мин;

– километровый и часовой расходы топлива на участке горизонтального полета для заданной приборной скорости полета и веса вертолета - согласно табл. 5.3:

– расход топлива, путь и время при снижении с высоты 500 м, установке катера и посадке, которые составляют соответственно 55 кгс, 5 км и 6 мин.

5.12.16. Практическая дальность полета вертолета при транспортировании на внешней подвеске катера на барометрической высоте 500 м и приборной скорости 90 км/ч в стандартных атмосферных условиях с запасом топлива при взлете 1420 кгс и 5% остатком топлива после посадки составляет 225 км.

5.12.17. Практический радиус полета вертолета для эвакуации (доставки к месту назначения) катера на внешней подвеске составляет 135 км при полете по профилю, включающему:

- взлет, набор высоты 500 м;
- полет на барометрической высоте 500 м и приборной скорости 225 км/ч к месту эвакуации;
- облет катера по кругу в течение 10 мин на приборной скорости 120 км/ч;
- снижение, зависание над катером, подцепку его и набор высоты 500 м;
- полет к месту посадки с катером на внешней подвеске на барометрической высоте 500 м и приборной скорости полета 90 км/ч;
- снижение, зависание, отцепку катера и посадку с 5% остатком топлива после посадки.

Таблица 5.3

Километровый и часовой расход топлива на барометрической высоте 500 м в зависимости от приборной скорости полета и полетного веса вертолета.

Скорость полета, км/ч		Расход топлива на вертолете при полетном весе, кгс					
		11000		12000		13000	
приборная	воздушная	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
60	70	7,71	525	3,18	570	8,86	620
70	79	6,79	540	7,33	580	7,85	620
80	89	6,15	550	6,47	580	6,71	600
90	99	5,57	550	5,85	580	6,10	600

Примечание. Обороты несущего винта 95%.

5.13. Особенности транспортирования на внешней подвеске типовых контейнеров 8Ф14, ЗЯК8-2, ЗЯК11-1, РТ85, РТ150, РТ177, 9Я252, ТТ75, ТТ76, ТТ711, АТ431, АТ438, АТ439, 2Щ8 со специзделиями

5.13.1. При транспортировании типовых контейнеров со специзделиями на внешней подвеске руководствоваться подразд. 5.4 - 5.7 настоящего РЛЭ.

5.13.2. Для транспортирования контейнеров применять штатную внешнюю подвеску с грузовыми стропами. Подцепку грузовых строп внешней подвески к контейнерам типа 8Ф14, ЗЯК11-1, АТ431, АТ438, 2Щ8, ТТ711 производить непосредственно за транспортировочные узлы, а к контейнерам типа ЗЯК8-2, РТ85, РТ150, РТ177, ТТ75, ТТ76, АТ439 - за швартовочные цепи, подсоединенные к транспортировочным узлам контейнеров. Швартовочными цепями эти контейнеры комплектуются поставщиком.

5.13.3. Подцепку контейнеров на внешнюю подвеску выполнять с помощью двух наземных операторов, которым при подготовке контейнеров к транспортированию и при подцепке их руководствоваться Инструкцией по транспортированию специзделий на внешней подвеске вертолетов (ЭВ16.00).

5.13.4. Подцепку контейнеров на внешнюю подвеску с удлинительным тросом длиной 1 м производить только на режиме висения вертолета, а с удлинительными тросами длиной 5 и 15 м - как на режиме висения, так и после посадки вертолета рядом с контейнером.

5.13.5. Вес контейнеров со специзделиями находится в пределах 100-2000 кгс и указывается в паспорте на каждый контейнер.

5.13.6. Перед подцепкой наземным операторам произвести укладку тросов внешней подвески на контейнере в соответствии с Инструкцией ЭВ16.00.

5.13.7. Транспортирование типовых контейнеров разрешается выполнять как со стабилизирующим парашютом, так и без него.

Стабилизирующий парашют площадью 1,5 м² из комплекта десантного парашюта Д-5 используется для увеличения максимальной скорости полета вертолета с контейнером на внешней подвеске. Он подсоединяется к контейнеру через вертлюг и капроновый фал длиной 6 м, концы которого крепятся к двум транспортировочным узлам контейнера.

5.13.8. Транспортирование контейнеров весом 1000-2000 кгс рекомендуется выполнять с двумя стабилизирующими парашютами, весом 1000-500 кгс - с одним стабилизирующим парашютом, весом менее 500 кгс - без стабилизирующего парашюта.

5.13.9. Максимально допустимые приборные скорости полета вертолета при транспортировании на внешней подвеске с удлинительными тросами длиной 1,5 и 15 м составляют:

без применения стабилизирующих парашютов:

- 100 км/ч - с контейнерами типа 8Ф14, РТ85, РТ150, РТ177, ТТ75, ТТ76, ТТ711, 2Щ8, 9Я252, АТ438;

- 80 км/ч - с контейнерами типа АТ431, ЗЯК11-1, ЗЯК8-2, АТ439;

с применением стабилизирующих парашютов:

- 200 км/ч - с контейнерами типа РТ85, 8Ф14;

- 140 км/ч - с контейнерами типа РТ150, 2Щ8, 9Я252, ТТ75, ТТ711;

– 120 км/ч - с контейнерами типа ТТ76, АТ431, ЗЯК11-1, ЗЯК8-2.

Минимально допустимая приборная скорость полета вертолета при транспортировании контейнеров составляет 60 км/ч.

5.13.10. Набор высоты и снижение вертолета при транспортировании контейнеров без стабилизирующих парашютов выполнять на скоростях, близких к максимально допустимым, а со стабилизирующими парашютами - на приборных скоростях 100-110 км/ч.

Вертикальная скорость при снижении допускается не более 3 м/с.

5.13.11. Развороты при транспортировании контейнеров на внешней подвеске выполнять с креном не более 10°.

5.13.12. При появлении в полете интенсивной раскачки контейнера необходимо уменьшить скорость полета на 10-15 км/ч. Если раскачка не уменьшается, перевести вертолет на кратковременное снижение с вертикальной скоростью 2-3 м/с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СБРОС В ПОЛЕТЕ КОНТЕЙНЕРА СО СПЕЦИЗДЕЛИЕМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.13.13. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета производить согласно подразд. 1.5 и табл. 1.4. При этом дополнительно необходимо учитывать:

- вес приспособлений для транспортирования контейнеров на внешней подвеске;

- расход топлива и время при взлете и подцепке контейнера соответственно 60 кгс, 4 мин;

- расход топлива и время при выборе площадки, отцепке контейнера и посадке соответственно 50 кгс, 5 мин.

Наименьший километровый расход топлива и наибольшая дальность полета при транспортировании контейнеров на внешней подвеске обеспечиваются при полете вертолета на максимально допустимых скоростях, указанных в ст. 5.13.9.

Приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера с площадью поперечного сечения 1 м² по сравнению с километровым расходом топлива при полете вертолета без груза на внешней подвеске в зависимости от приборной скорости полета приведено в табл. 5.4.

При транспортировании на внешней подвеске контейнеров с площадью поперечного сечения, отличной от 1 м² приращение километрового расхода топлива определяется путем умножения приращения километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера с площадью поперечного сечения 1 м² на фактическую площадь поперечного сечения транспортируемого контейнера. В случае использования стабилизирующих парашютов эта площадь принимается с учетом площади куполов стабилизирующих парашютов.

ПРИМЕР РАСЧЕТА

Определить приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера длиной 4 м, шириной 1,2 м, высотой 1 м. Транспортирование выполняется с двумя стабилизирующими парашютами на приборной скорости 150 км/ч (площадь купола одного парашюта $\rho_{куп} = 1,5 \text{ м}^2$).

Решение:

– определяем площадь поперечного сечения контейнеры с учетом эффективной площади стабилизирующих парашютов ($0,8\rho_{куп}$):

$$\rho = 1 \cdot 1,2 + 2 \cdot 0,8 \cdot 1,5 = 3,6 \text{ м}^2;$$

– по табл. 5.4 для $V_{пр} = 150 \text{ км/ч}$ определяем приращение километрового расхода топлива для контейнера с площадью поперечного сечения 1 м^2 ;

$$\Delta q' = 3,9\%;$$

– определяем приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера размерами $4 \times 1,2 \times 1 \text{ м}$ с двумя стабилизирующими парашютами:

$$\Delta q' = 3,9 \cdot 3,6 = 13,04\%$$

Таблица 5.4

Приращение километрового расхода топлива $\Delta q'$, %, при транспортировании на внешней подвеске контейнера с площадью поперечного сечения 1 м^2 в зависимости от приборной скорости полета

$V_{пр}, \text{ км/ч}$	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200
$\Delta q', \%$	1,0	1,3	1,6	2,0	2,4	2,9	3,4	3,9	4,4	5,0	5,7	6,3	7,0

5.14. Особенности транспортирования на внешней подвеске универсальных авиационных контейнеров УАК-2, 5, УАК-5, УАК-5А и БК-20

5.14.1. При транспортировании универсальных авиационных контейнеров на внешней подвеске руководствоваться подразд. 5.4-5.7 настоящего РЛЭ.

5.14.2. Для транспортирования контейнеров применять штатную внешнюю подвеску вертолета Ми-8МТВ-5 с грузовыми стропами. Подцепку грузовых строп внешней подвески к контейнерам производить за скобы от грузовой парашютной системы МКС-5-128Р, подсоединенные к транспортировочным узлам контейнеров. Комплектование скобами и их установку осуществляет отправитель контейнеров.

5.14.3. Подцепку контейнеров на внешнюю подвеску выполнять с помощью двух наземных операторов.

5.14.4. Подцепку контейнеров на внешнюю подвеску с удлинительным тросом длиной 5 и 10 м производить только на режиме висения вертолета, а с удлинительными тросами 15, 30 и 40 м - как на режиме висения, так и после посадки вертолета рядом с контейнером.

5.14.5. Веса пустых контейнеров составляют: 340 кгс - УАК-2,5; 570 кгс - УАК-5 и УАК-5А; 2100 кгс - БК-20.

5.14.6. Подцепку контейнеров выполнять в соответствии с подразд. 5.6, 5.7 настоящего РЛЭ.

5.14.7. Перед подцепкой наземным операторам произвести укладку грузовых строп внешней подвески на верхней грани контейнера, а удлинительного троса - на земле в направлении к вертолету.

5.14.8. Максимально допустимые приборные скорости полета вертолета при транспортировании контейнеров на внешней подвеске ограничиваются по условиям предотвращения касания удлинительным тросом окантовки люка внешней подвески и возникновения низкочастотных колебаний удлинительного троса. Независимо от длины удлинительного троса

максимально допустимые приборные скорости полета вертолета составляют:

- 60 км/ч - для пустых контейнеров УАК-5 и УАК-5А;
- 70 км/ч - для пустого контейнера УАК-2,5;
- 90 км/ч - для загруженных контейнеров УАК-5 и УАК-5А общим весом 3000 кгс;
- 110 км/ч - для загруженного контейнера УАК-2,5 общим весом до 2500 кг;
- 100 км/ч - для пустого и загруженного контейнера БК-20 общим весом до 3000 кгс.

Минимально допустимая приборная скорость полета вертолета при транспортировании контейнеров на внешней подвеске составляет 60 км/ч.

5.14.9. Набор высоты и снижение вертолета при транспортировании контейнеров на внешней подвеске выполнять на скоростях, близких к максимально допустимым.

Вертикальная скорость при снижении допускается не более 3 м/с.

5.14.10. Развороты при транспортировании контейнеров на внешней подвеске выполнять с креном не более 15°.

5.14.11. При появлении в полете интенсивной раскачки контейнера необходимо уменьшить скорость полета на 10 - 15 км/ч. Если раскачка не уменьшается, перевести вертолет кратковременно на снижение с вертикальной скоростью 2 - 3 м/с.

5.14.12. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета производить в соответствии с подразд. 1.5 с учетом табл. 1.4 Руководство по летной эксплуатации. При этом дополнительно необходимо учитывать:

- вес приспособлений для транспортирования контейнеров на внешней подвеске;
- расход топлива и время при взлете и подцепке контейнера соответственно 60 кгс и 4 мин;
- расход топлива и время при выборе площадки, отцепке контейнера и посадке соответственно 50 кгс и 5 мин.

Наименьший километровый расход топлива и наибольшая дальность полета при транспортировании контейнеров на внешней подвеске обеспечиваются при полете вертолета на максимально допустимых скоростях, указанных в п. 5.14.8.

Приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера с различной площадью поперечного сечения по сравнению с километровым расходом при полете вертолета без груза на внешней подвеске в зависимости от приборной скорости полета приведено в табл. 5.5.

Пример. Определить приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске загруженного контейнера УАК-5 (длина 2,438 м, высота 2,438 м, ширина 2,991 м) на максимально допустимой скорости полета.

Решение: 1. Определяем площадь поперечного сечения (мидель) контейнера

$$S_m = 2,991 \cdot 2,438 = 7,3 \text{ м}^2.$$

2. Принимаем максимально допустимую скорость полета 90 км/ч (п. 5.14.8).

3. По табл. 5.5 для $V_{пр} = 90 \text{ км/ч}$ и $S_m = 7,3 \text{ м}^2$ определяем приращение километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера

$$\Delta q' = 8,7\%.$$

Таблица 5.5

Приращение километрового расхода топлива (%) при транспортировании на внешней подвеске контейнера

Контейнер		Скорость полета, км/ч					
тип	мидель, м ²	60	70	80	90	100	110
УАК-2,5	4,6	2,8	3,8	4,9	6,3	7,7	9,4
УАК-5А	5,7	3,1	4,3	5,6	7	8,7	10,5
УАК-5	7,3	3,9	5,3	6,9	8,7	10,7	13
БК-20	14	5	6,8	8,9	11,2	13,8	16,8

5.15. Подъем людей (грузов) на борт вертолета на режиме висения с помощью системы лебедочной грузовой СЛГ-300 при использовании эвакуационных устройств.

5.15.1. Подъем пострадавших на борт вертолета с режима висения с помощи бортовой стрелы с электролебедкой ЛПГ-300 разрешается производить с помощью следующих эвакуационных устройств:

- люльки (для подъема или спуска одновременно двух человек);
- подвески (для подъема или спуска одновременно двух человек);
- подъемного пояса (для подъема или спуска одного человека).

5.15.2. Эксплуатационные указания и ограничения.

Эвакуация людей выполняется днем и ночью на режимах висения на высотах:

с открытой площадки (в зависимости от подстилающей поверхности)	6-30 м;
из леса и гор	15-30 м;
с водной поверхности (при волнении моря до 3-х баллов)	20-40 м

5.15.3. При висении в горах склон горы, с которого выполняется подъем, должен постоянно находиться в поле зрения командира экипажа (впереди или слева от вертолета).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

ЭВАКУАЦИЯ ЛЮДЕЙ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ С ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ НОЧЬЮ ВНЕ ВИДИМОСТИ БЕРЕГОВОЙ ЧЕРТЫ (ОРИЕНТИРОВ НА ВОДЕ) ДЛЯ ВИЗУАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ МЕСТА ВИСЕНИЯ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

5.15.4. При выполнении спасательных работ ночью спасатели должны быть обеспечены сигнальными фонарями типа РГФ, а при эвакуации людей с воды - одеты в морские спасательные костюмы (МСК).

5.15.5. Подъем людей с использованием подъемного пояса, подвески и "люльки" выполняется с помощью одного спасателя, подъем обученных активных пострадавших или членов экипажа ЛА с помощью подъемного пояса и подвески может выполняться без помощи спасателя.

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

5.15.6. Командиру экипажа принять доклады членов экипажа о готовности к полету.

5.15.7. Летчику-штурману определить (по имеющимся данным) место и условия в районе спасения и доложить командиру экипажа.

5.15.8. Бортовому технику проверить исправность спасательного оборудования. При работе с "люлькой", кроме того, снять боковое сиденье и огнетушитель со шпангоута № 5 и разместить их в хвостовой части фюзеляжа, доложить о готовности командиру экипажа.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА.

5.15.9. Командиру экипажа:

- поиск потерпевших бедствие выполнять в соответствии раздела 4.15 настоящего РЛЭ.

- при подлете к месту зависания дать команду "Приготовиться к работе";

- выполнить зависание, при этом:

- а) при использовании "люльки" зависание выполнить на удалении 100...150 м от потерпевшего и дать команду на выпуск "люльки". После доклада бортового техника о выпуске "люльки" выполнить подлет и зависание над спасаемым, ориентируясь визуально и по докладам бортового техника.

При необходимости спуска спасателя выпуск "люльки" со спасателем выполнять после зависания над спасаемым.

Примечание.

При выведении "люльки" из вертолета и заведении ее в вертолет блистер командира экипажа должен быть закрыт.

- б) при использовании подъемного пояса и подвески для эвакуации пострадавшего с воды зависание выполнить непосредственно над пострадавшим или на удалении 50...150 м от пострадавшего и дать команду на спуск спасателя.

После доклада бортового техника о выпуске спасателя выполнить подлет и зависание над пострадавшим, ориентируясь визуально и по докладам бортового техника.

При эвакуации с суши спуск спасателя (пояса или подвески) выполнять после зависания над спасаемым.

- в процессе спуска и подъема спасателя (спасаемого) строго выдерживать высоту и место висения.

Примечание.

При спуске (подъеме) спасательных средств возможны неустойчивые показания радиовысотомера, в этом случае контроль высоты выполнять визуально по наземным ориентирам и докладам летчика-штурмана;

- по докладу бортового техника о готовности спасаемого (спасателя) к подъему, дать команду на подъем.

5.15.10. Летчику-штурману:

- при подлете к месту зависания уточнить направление и скорость ветра;

- в процессе спусков и подъемов оказывать помощь командиру экипажа в контроле высоты и места висения;

- следить за параметрами работы силовой установки и расходом топлива.

5.15.11. Действия бортового техника

При подъеме людей (грузов) с помощью бортовой стрелы бортовой техник должен:- переключатель ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА ЗАМОК-БОРТ. СТРЕЛА в кабине экипажа установить в положение БОРТ. СТРЕЛА;

- проверить включение двух АЗС ПИТАНИЕ ЛПГ-300 за спинками кресел левого и правого летчиков;

- по команде командира экипажа занять место у входной двери, надеть страховочный пояс, зафиксировать его специальной шпилькой и закрепить пояс за узел на потолке в районе 3-го шпангоута;

- в зависимости от состояния пострадавших выбрать соответствующее эвакуационное устройство (люльку, подвеску), подготовить его (вместе со спасателем) к применению, поднести его к бортовой стреле и закрепить к вертлугу троса лебедки;

- разместить в эвакуационном устройстве спасателя и застраховать его в устройстве;

- включить АЗС ПОВОРОТ СТРЕЛЫ, УПРАВЛЕНИЕ, ЛЕБЕДКА ЛПГ-300 на пульте оператора;

- подключиться к переговорной точке СПУ борттехника, используя при этом 2-х метровый удлинительный шнур из комплекта ЗИП СПУ, и доложить командиру экипажа о готовности к работе;

- после зависания вертолета над пострадавшими по команде командира экипажа открыть дверь грузовой кабины, оценить состояние пострадавших, короткими командами командиру экипажа по СПУ ("Вперед.... метров", "Вправо...метров" и т.д.) скорректировать положение вертолета над пострадавшими;

Примечание. При ночных спасательных работах с режима висения использовать дополнительную фару ФПП-7, для чего включить АЗС ФПП-7 УПРАВЛ.СВЕТ и установить переключатель на пульте-оператора в положение СВЕТ ФАРА, после чего направить луч фары с помощью кнопки управления, находящейся там же.

- доложить командиру экипажа - "Вертолет над целью";

- приподнять эвакуационное устройство со спасателем электролебедкой ЛПГ-300, пользуясь объединенным переносным пультом стрелы и лебедки, для чего переключатель лебедки УБОРКА-ВЫПУСК установить в положение УБОРКА и нажать на гашетку уборки - выпуска троса лебедки;

- используя электромеханизм поворота стрелы, вывести ее вместе со спасателем, размещенным в эвакуационном устройстве за борт вертолета;

Примечания.

1. Управление механизмом поворота стрелы производится с помощью электромеханизма МП-750ТВ объединенного переносного пульта управления бортстрелой и лебедкой переключателем СТРЕЛА УБОРКА-ВЫПУСК, при включенном АЗС ПОВОРОТ СТРЕЛЫ на пульте управления оператора.

2. В случае отказа электромеханизма поворота стрелы поворот ее производится вручную.

- на объединенном переносном пульте стрелы и лебедки переключатель УБОРКА-ВЫПУСК лебедки установить в положение ВЫПУСК;

- убедившись в нормальном положении спасателя в эвакуационном устройстве и страховке его к подвеске, по команде командира экипажа вывести эвакуационное устройство из грузовой кабины поворотом стрелы с

помощью спасателя (волоком) и начать спуск спасателя на первой скорости работы лебедки. После опускания спасателя ниже корпуса вертолета дальнейший спуск можно выполнять на повышенной скорости работы лебедки. При подходе спасателя к водной поверхности (грунту) за 2-3 м приостановить спуск по сигналу спасателя, переключить лебедку на первую скорость и продолжить спуск до приводнения спасателя;

- доложить командиру экипажа об окончании спуска спасателя;
- следить за действиями спасателя (пострадавшего) и отслеживать произвольные смещения вертолета выпуском (уборкой) троса лебедки.

Примечание. Спасатель размещает пострадавшего ближе к центру тяжести спиной к себе.

- убедившись, что пострадавший и спасатель находятся в эвакуационном устройстве, по сигналу спасателя и команде командира экипажа начать их подъем на первой скорости лебедки при вертикальном положении троса;

– после подъема пострадавшего и спасателя над поверхностью воды (грунта) на 2-3 м, прекратить подъем, убедиться в нормальном положении пострадавшего и спасателя в эвакуационном устройстве, доложить об этом командиру экипажа и по его команде продолжить подъем на повышенной скорости работы лебедки;

– при подходе эвакуационного устройства с пострадавшим и спасателем к корпусу вертолета, при наличии раскочки или вращения его, подъем прекратить и остановить раскочку (вращение) с помощью багра, после чего продолжить подъем удерживая эвакуационное устройство багром во избежание касания его об элементы конструкции вертолета, до полной остановки лебедки. При выполнении работ по устранению раскочки эвакуационного средства и заводку его во входную дверь борттехник ногами делает упор о порожек и удерживается рукой за поручень над дверью;

– после подъема эвакуационного устройства с пострадавшим и спасателем к проему двери завести стрелу и эвакуационное устройство с находящимися в нем людьми внутрь грузовой кабины, используя для этого механизм поворота стрелы МП-750ТВ, для чего на объединенном пульте управления бортстрелой и лебедкой установить переключатель СТРЕЛА-УБОРКА-ВЫПУСК в положение УБОРКА.

Примечания.

1. Если при подъеме одного пострадавшего после автоматической остановки лебедки эвакуационное устройство окажется ниже порога проема двери, необходимо при помощи рукоятки вручную подтянуть эвакуационное устройство до уровня, обеспечивающего его проход внутрь грузовой кабины.

2. При спасении одного пострадавшего с использованием люльки 80МТ.9616.200 возможно, что после подтяга вручную он остается ниже проема двери. В этом случае приподнять вручную один конец люльки через порог входной двери и завести люльку волоком при помощи бортовой стрелы. Если в люльке производится подъем пострадавшего со спасателем и после подтяга вручную люлька остается ниже проема двери, необходимо зафиксировать его в положении кронштейном крепления в сторону кабины пилотов, после чего спасатель переходит из люльки в грузовую кабину, отцепив карабин страховочного фала от подвески, и, застегнув его за десантный трос, и вместе с оператором заводит люльку с пострадавшим аналогично описанному при подъеме одного пострадавшего.

3. При необходимости в процессе заведения стрелы с эвакуационным устройством внутрь грузовой кабины бортовой техник в помощь привлекает второго спасателя, который предварительно должен быть закреплен к десантному тросу грузовой кабины вертолета;

- установить переключатель ВЫПУСК-УБОРКА троса на переносном пульте стрелы и лебедки в положение ВЫПУСК и, нажав гашетку управления выпуском-уборкой троса лебедки, опустить эвакуационное устройство с людьми на пол грузовой кабины, закрыть входную дверь и с помощью второго спасателя отстегнуть страховочные фалы и помочь пострадавшему и спасателю выйти из эвакуационного устройства;

- доложить командиру экипажа об окончании подъема пострадавшего;

- подъем последующих пострадавших осуществлять аналогичным способом;

при всех выпусках и уборках постоянно следить за состоянием троса лебедки (отсутствие петель, завершенности, обрыва прядей и т.п.);

5.15.12. Действия спасателей

При использовании люльки спасатели обязаны:

- вместе с бортехником подготовить люльку к спуску, надеть пояс спасателя;

- проверить свое спецснаряжение;

- по команде бортехника сесть в люльку, пристегнуться с помощью страховочного карабина;

- пристегнуть карабин длинного фала пояса спасателя к стойке люльки и доложить бортехнику о готовности к спуску;

- после вывода люльки из кабины вертолета дать сигнал бортехнику о начале спуска;

- при спуске оценивать расстояние до водной поверхности, следить за спасаемым;

- на высоте 2-3 м от воды дать сигнал бортехнику прекратить спуск, отстегнуть страховочный карабин люльки от подъемного стропа своего спецснаряжения и дать сигнал бортехнику продолжить спуск;

- пристегнуть карабин короткого фала пояса спасателя за подъемный строп спецснаряжения спасаемого;

- путем перемещения по длинному фалу пояса спасателя вместе со спасаемым подплыть к люльке;

- стравить газовую смесь из поплавков (ворота) плавательного средства спасаемого;

- собрать в жгут и закрепить в люльке фал пояса спасателя;

- разместить спасаемого в люльке и разместиться в ней самому;

- подать бортехнику сигнал на подъем; на высоте 2-3 м от воды, когда бортехник приостановит подъем, пристегнуть страховочные карабины люльки к подъемным стропам своего спецснаряжения и спасаемого;

- после заведения люльки в кабину отстегнуть страховочные карабины от подъемных стропов спецснаряжения.

При использовании подъемного пояса спасатели обязаны:

- по команде бортового техника одеть подъемный пояс, для чего в левую руку взять карабин, пояс мягкой стороной наружу завести за спину, правой рукой взять кольца пояса, застегнуть их на груди и доложить о готовности к спуску;

- по команде с помощью бортового техника выйти за борт вертолета, убедиться, что тросик снятия статического электричества не запутан и находится ниже уровня ступней ног и начать спуск. В процессе спуска вращение и раскачку устранять разведением рук и ног;

- при подходе к поверхности воды (грунта) на 3-5 м подать сигнал бортовому технику на замедление спуска;

- после спуска на воду, не снимая подъемного пояса, подплыть к спасаемому, расстегнуть пояс, завести его на пострадавшего мягкой стороной наружу, застегнуть на груди и, следя за слабиной троса, подать сигнал о готовности к подъему.

При использовании подвески спасатели обязаны:

- по команде борттехника застегнуть карабин подвески за подъемный строп своего спецснаряжения;

- после выхода из кабины подать сигнал борттехнику начать спуск;

- в процессе спуска наблюдать за спасаемым.

Примечание.

Возникающее при спуске вращение тела устранить разведением в стороны рук и ног.

- в момент приводнения возле спасаемого произвести его захват, не освобождаясь от подъемного средства;

- поддерживая спасаемого так, чтобы он не погружался в воду с головой, завести свободный карабин подвески за подъемный строп его спецснаряжения;

- убедившись в надежности подцепки спасаемого, подать сигнал борттехнику о готовности к подъему;

- при подъеме поддерживать спасаемого, на конечном участке подъема предохранять его от ударов о конструкции вертолета.

5.15.13. Действия экипажа в особых случаях в полете.

При отказе бортовой лебедки: на начальном участке подъема пострадавшего выполнять транспортировку пострадавшего на тросе на берег с минимальной скоростью (не более 20 км/ч) при этом высота должна быть такой, чтобы расстояние от пострадавшего (спасателя) до воды (суши) было не более 10 м.

Если обнаружена неисправность подъемного средства или если оно из-за травмы пострадавшего неприменимо для подъема, освободить средство и подать бортовому технику сигнал о его замене.

В случае зацепления троса лебедки за элементы конструкции вертолета, которое принятыми мерами устранить не удалось, командиру экипажа произвести буксировку эвакуационного устройства с находящимся в нем пострадавшим (спасателем) к берегу (кораблю) по кратчайшему расстоянию. При отсутствии людей в эвакуационном устройстве обрубить трос нажатием

на кнопку аварийного сброса груза или выполнить перелет до ближайшей площадки для устранения зацепления.

При обнаружении повреждения троса лебедки и невозможности его использования для подъема людей спасательные работы прекратить, подать об этом сигнал спасателю, находящемуся на плаву, и с минимально допустимой (в зависимости от гидрометеоусловий) высоты висения сбросить спасателю и пострадавшему групповое средство спасения (лодку) с приведением его в действие.

Спасателю принять групповое средство спасания, привести его в рабочее состояние, убедиться в его исправности, разместиться в нем и принять на борт спасаемых, затем подать сигнал экипажу на убытие вертолета. Командиру экипажа сообщить руководителю полетов о случившемся, вызвать другой вертолет, по возможности замаркировать место нахождения пострадавших и возвратиться на площадку или аэродром вылета

5.16. Десантирование с использованием спусковых устройств СУ-Р

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ УКАЗАНИЯ

5.16.1. Спуски людей и грузов осуществляют выпускающие из состава, группы десантников. Обязанности выпускающего может выполнять бортовой техник. Выпускающие отвечают за меры безопасности при спусках.

5.16.2. Выпускающие и десантники допускаются к спускам после прохождения ими специальной подготовки. Десантники должны быть обеспечены защитными шлемами (касками), ножами и специальными перчатками.

5.16.3. Спуск людей и грузов может осуществляться через проемы левой двери (первый выпускающий – он же старший группы выпускающих), правой дверей (второй выпускающий), а также через проем люка внешней подвески и проем грузового люка, при снятой аппарели (третий и четвертый выпускающие).

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ.

5.16.4. Действия командира экипажа:

- выполнять расчет загрузки вертолета и определить порядок его покидания десанниками из условия сохранения центровки вертолета в допустимых пределах;
- совместно с выпускающими проверить наличие связи по СПУ;
- принять доклады выпускающих и бортового техника, о готовности десантников и десантного оборудования к полету.

5.16.5. Действия летчика-штурмана:

- определить место десантирования;
- уточнить метеоусловия в районе десантирования.

5.16.6. Действия бортового техника:

- проверить надежность фиксации левой и правой сдвижных дверей в открытом положении;
- установить окантовки на нижние кромки проемов левой и правой сдвижных дверей;

- установить и проверить состояние страховочных тросов по количеству десантников и выпускающих;
- проверить состояние десантных тросов вертолета;
- установить в проем люка внешней подвески окантовку, сняв крышку люка;
- демонтировать (при необходимости) аппарель и установить ограждение в проем грузового люка;
- установить траверсы над люком внешней подвески и над задней кромкой грузового пола;
- разместить десантников на сиденьях по левому и правому бортами, а также грузы в грузовой кабине с соблюдением центровки вертолета и очередности спуска;
- доложить командиру экипажа, о готовности к полету.

5.16.7. Действия выпускающего:

- проверить отсутствие повреждений (острых кромок, забоин и т.п.) на нижней части проемов левой и правой дверей, окантовке проема люка внешней подвески на задних кромках грузового пола;
- проверить состояние бортовых узлов подвески шнуров спусковых устройств;
- проверить укладку шнуров спусковых устройств в самораспускающиеся бухты;
- навести на бортовые узлы вертолета по одному шнуру с тормозными блоками, собранными в соответствии с весом десантников и установленными согласно очередности их спуска, (на каждом шнуре - не более трех блоков);
- проверить подготовку подвесных систем на десанниках;
- проверить зацепление карабина страховочного троса за соединенные вместе Д-образные пряжки подвесной системы каждого десантника;
- проверить подготовку груза к спуску (груз должен быть упакован в контейнер или обвязан так, чтобы его можно было быстро присоединить к тормозному блоку или отсоединить от него);
- проинструктировать десантников о порядке спуска;
- надеть на себя подвесную систему или страховочный пояс, зацепиться страховочным тросом за десантный трос вертолета;
- первому выпускающему совместно с командиром экипажа определить последовательность десантирования с различных точек;
- проверить наличие связи по СПУ с командиром экипажа, и доложить о готовности десантников (груза) и десантного оборудования к полету.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА**5.16.8. Действия командира экипажа:**

- выполнить полет в район десантирования;
- при подлете к месту десантирования дать команду "Приготовиться к спуску";

— визуально и по командам выпускающего (бортового техника) выполнить зависание над местом десантирования;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ПРИ ВИСЕНИИ В ГОРАХ СКЛОН ГОРЫ, НА КОТОРЫЙ ВЫПОЛНЯЕТСЯ ДЕСАНТИРОВАНИЕ, ДОЛЖЕН НАХОДИТЬСЯ В ПОЛЕ ЗРЕНИЯ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА, (ВПЕРЕДИ ИЛИ СЛЕВА ОТ ВЕРТОЛЕТА).

2. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ ДЛЯ ДЕСАНТИРОВАНИЯ В ГОРАХ И НАД ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ ВНЕ ВИДИМОСТИ БЕРЕГОВОЙ ЧЕРТЫ (ОРИЕНТИРОВ НА ВОДЕ) **ЗАПРЕЩАЮТСЯ**.

3. ВЫПОЛНЕНИЕ ОПЕРАЦИЙ ПО СПУСКУ ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ ПРИ ОТСУТСТВИИ СВЯЗИ ПО СПУ МЕЖДУ КОМАНДИРОМ ЭКИПАЖА И ВЫПУСКАЮЩИМИ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

— после зависания и получения доклада выпускающего "К спуску готов" дать ему команду "Сбросить бухты" и "Приступить к спуску";

— в процессе спуска десантников (груза) строго выдерживать высоту и место висения;

— после приземления (приводнения) десантника (груза) по команде выпускающего уменьшить высоту висения на 2-3 м для облегчения его отцепки;

— после доклада выпускающего (бортового техника) "СПУСКИ ЗАКОНЧЕНЫ" дать ему команду "УБРАТЬ (сбросить) ШНУРЫ, ЗАКРЫТЬ ДВЕРЬ" и выполнить полет к месту базирования;

— при зависании десантника, в случае заедания спускового устройства, выполнение задания прекратить и после доклада выпускающего о том, что десантник зафиксировался на шнуре, не допуская резких маневров вертолета, подобрать площадку и выполнить плавное снижение до приземления десантника.

5.16.9. Действия летчика—штурмана:

— при подлете к месту десантирования уточнить направление и скорость ветра;

— в процессе спуска десантников (груза) оказывать помощь командиру экипажа, в контроле высоты и места висения.

5.16.10. Действия выпускающих:

— по команде командира, экипажа "Приготовиться к спуску" первому выпускающему открыть левую входную дверь и командами "Влево-3", "Вперед-5" и т.д. помогать командиру экипажа выбрать место висения для десантирования;

— по команде командира экипажа "Сбросить бухты" выпускающему сбросить шнур, зацепленный за бортовой узел и проконтролировать его разматывание до земли (воды);

— доложить командиру экипажа "Бухта, сброшена, распушена до земли (воды)" и по команде "Приступить к спуску" подать команду десанникам "Первому на спуск";

- после подхода десантника к выходному проему взять правой рукой нижний тормозной блок, перегнуть шнур ниже блока и прижать его к правой стороне блока;

- зацепить карабин подвески десантника, соединяющий петлей удавкой Д-образные пряжки, за овальное отверстие тормозного блока и передать блок десантнику;

- отсоединить карабин страховочного троса от подвески десантника;

- подать команду десантнику "Пошел";

- выпускать очередного десантника необходимо после ухода с места приземления предыдущего десантника, с заданными интервалом и очередностью;

- после приземления последнего десантника доложить командиру экипажа, "Спуски закончены" и по его команде отсоединить от бортового узла карабин шнура и сбросить его на землю или поднять на борт вертолета, после чего закрыть двери, створки ограждения и доложить об этом командиру экипажа;

При выполнении одновременных спусков в проемы левой и правой дверей и грузового люка, первому выпускающему выпустить одного десантника для страховки шнуров от спутывания;

После спуска первого десантника второму выпускающему открыть правую дверь, а четвертому выпускающему открыть и зафиксировать створки ограждения в проеме грузового люка и сбросить бухты шнуров. Выполнить спуски десантников одновременно из трех точек. в указанной выше последовательности, при условии страховки шнуров на земле от спутывания между собой спустившимися десантниками. При этом первый выпускающий руководит действиями остальных выпускающих.

В случае зависания десантника на шнуре доложить об этом командиру экипажа. Убедившись в том, что десантник зафиксировался на шнуре, доложить об этом командиру экипажа и в процессе перелета к месту опускания десантника на землю докладывать командиру о состоянии десантника.

5.16.11. Действия десантников:

- по команде выпускающего подойти к выходному проему;

- после зацепления выпускающим карабина, подвески за тормозной блок и отцепления страховочного троса, взять у выпускающего в левую руку тормозной блок с прижатым к нему шнуром, по команде "Пошел" сесть на обрез выходного проема, отделиться от вертолета и зависнуть;

- взять шнур правой рукой выше перегиба, натянуть его и, не ослабляя натяжения, перевести руку со шнуром вниз, после чего начать спуск, периодически притормаживая.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ СПУСКАХ НА МОКРОМ ШНУРЕ СКОРОСТЬ СПУСКА ВОЗРАСТАЕТ, ПОЭТОМУ СПУСК ВЫПОЛНЯТЬ ПОСТОЯННО ПРИТОРМАЖИВАЯ, ПЕРЕД ПРИЗЕМЛЕНИЕМ УМЕНЬШИТЬ СКОРОСТЬ СПУСКА ДО МИНИМАЛЬНОЙ НАТЯЖЕНИЕМ В СТОРОНУ (ВВЕРХ) НИЖНЕГО КОНЦА, ШНУРА.

— после приземления присесть, создавая слабину шнуру отцепить карабин подвески от тормозного блока, отсоединить тормозной блок от шнура, и выйти из зоны спуска;

— в случае одновременного спуска с трех точек первому, а затем второму и третьему, спустившимся десантникам страховать сброшенные шнуры от спутывания путем разведения их в разные стороны на земле;

— при зависании в случае заедания спускового устройства перегнуть нижний конец шнура вдвое, продеть его в верхнее овальное отверстие пластины тормозного блока, охватить пластину петлей шнура, по ее выемкам, затянуть шнур и дать сигнал выпускающему о выполненной фиксации на шнуре (развести руки в стороны).

Примечания: 1. При спусках на лесные поляны десантнику зависнуть за 2-3м до верхней части кроны деревьев и только после центровки вертолета относительно поляны продолжить спуск.

2. При спусках на склон горы десантнику зависнуть на высоте 2-3 м осмотреть место приземления, после чего приземлиться, принять устойчивое положение (боком к склону) и отцепиться от шнура.

3. Действия при выполнении спусков ночью такие же как и днем.

ОСОБЕННОСТИ СПУСКА ГРУЗОВ

5.16.12. Для спуска грузов использовать тормозной блок, предназначенный для этой цели (на кожухи тормозного блока для грузов, нанесена полоска красного цвета шириной 25 мм).

Спуск грузов на землю должен выполняться с помощью стропальщика (десантника) находящегося на земле.

Скорость спуска грузов регулируется с земли натяжением свободного конца шнура, отведенного в сторону от точки зависания вертолета.

При зависании груза во время спуска, и невозможности снижения вертолета, командиру экипажа, принять решение сбросить груз или транспортировать его на открытую площадку. После принятия решения о транспортировке груза, выпускающий должен дать сигнал стропальщику на земле (вращением руки по кругу) чтобы он затянул остаток нераспустившейся бухты шнура петлей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ СПУСКЕ (СБРОСЕ) ГРУЗА СТРОПАЛЬЩИК ДОЛЖЕН НАХОДИТСЯ В СТОРОНЕ ОТ ТОЧКИ ВОЗМОЖНОГО ОПУСКАНИЯ (ПАДЕНИЯ) ГРУЗА, НЕ БЛИЖЕ 5 м.

5.17. Десантирование личного состава из грузовой кабины вертолета

5.17.1. Десантирование парашютистов разрешается выполнять в следующие выходы грузовой кабины:

- в проем левой входной двери;
 - в проем правой входной двери;
 - в проем грузового люка при снятой аппарели;
 - в проем грузового люка через выпущенную аппарель на опорных тросах.
- Диапазон допустимых скоростей для выпуска и уборки аппарели, фиксированной ограничительными тросами в полете 0-200 км/ч.

Полет с демонтированной аппарелью допускается выполнять во всем диапазоне скоростей полета вертолета.

5.17.2. Диапазоны допустимых приборных скоростей полета вертолета и условия применения каждого выхода для десантирования приведены в табл. 5.6 в зависимости от способа введения в действие парашютной системы (ПС) и конструктивных особенностей подготовки оборудования вертолета.

Таблица 5.6

№ п/п	Способ введения в действие парашютной системы	Конструктивные особенности подготовки оборудования вертолета	Допустимые приборные скорости горизонтального полета (км/ч)
Через проем левой (правой) двери			
1.	Ручное раскрытие с задержкой не менее 2 с.	С установленной левой (правой) фермой вооружения.	80-120
2.	Ручное раскрытие с задержкой не менее 2 с.	Со снятой левой (правой) фермой вооружения.	80-200
3.	Принудительное раскрытие ранца со стягиванием чехла с купола вытяжным парашютом.	Со снятой левой (правой) фермой вооружения.	140-200
4.	Принудительное раскрытие ранца с принудительным стягиванием чехла с купола основного парашюта вытяжным звеном.	Со снятой левой (правой) фермой вооружения.	80-100
5.	Принудительное раскрытие ранца с принудительным стягиванием чехла с вытяжного парашюта вытяжным звеном	Со снятой левой (правой) фермой вооружения.	120-140
Через проем аппарели грузового люка			
6.	Со стабилизацией не менее 3 с.	С установленным ограждением грузового люка и демонтированной аппарелью.	140-200
7.	Ручное раскрытие с задержкой более 2 с. с применением вытяжного звена (одиночные прыжки). Ручное раскрытие с задержкой более 2 с. без применения вытяжного звена для спортсменов-парашютистов при выполнении прыжков на групповую акробатику.	С установленным ограждением грузового люка (или без него) и демонтированной аппарелью.	80-250
8.	Ручное раскрытие с задержкой более 2 с. с применением вытяжного звена (одиночные прыжки, или прыжки группой не более 2 человек каждый с разных тросов ПВПС). Ручное раскрытие с задержкой более 2 с. без применения вытяжного звена (для инструкторов ПДП и спортсменов-парашютистов).	С аппарелью, выпущенной на опорные троса в горизонтальное положение, с установленным ограждением грузового люка (или без него).	80-200

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРЫЖКОВ ЧЕРЕЗ ПРОЕМ ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) ДВЕРИ СНЯТИЕ ПОДВЕСНОГО ВООРУЖЕНИЯ С ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) ФЕРМЫ ОБЯЗАТЕЛЬНО.

2. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРЫЖКОВ В ПРОЕМ ГРУЗОВОГО ЛЮКА С АППАРЕЛИ УСТАНОВКА ОПОРНЫХ ТРОСОВ АППАРЕЛИ ОБЯЗАТЕЛЬНА.

3. НАРУШЕНИЕ ПРАВИЛ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ ВЕРТОЛЕТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К СОУДАРЕНИЮ ПАРАШЮТИСТА С ЭЛЕМЕНТАМИ

КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА (ФЕРМА ОРУЖИЯ, КОЛЕСО ШАССИ, ХВОСТОВОЙ ВИНТ).

ПРЫЖКИ ЧЕРЕЗ ПРОЕМЫ ДВЕРЕЙ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ С ПАРАШЮТНЫМИ СИСТЕМАМИ, ИМЕЮЩИМИ ВЫТЯЖНЫЕ ЗВЕНЬЯ, ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНО ВЫПОЛНЯТЬ ЧЕРЕЗ ПРОЕМЫ ЛЕВОЙ ВХОДНОЙ ДВЕРИ.

5. ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

ВЫПОЛНЯТЬ ПРЫЖКИ ОДНОВРЕМЕННО В ДВА ИЛИ БОЛЕЕ ВЫХОДОВ;

ОДНОВРЕМЕННОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ НА АППАРЕЛИ БОЛЕЕ ТРЕХ ПАРАШЮТИСТОВ;

ВЫПОЛНЯТЬ ПРЫЖКИ ЧЕРЕЗ ПРОЕМЫ ВХОДНЫХ ДВЕРЕЙ, А ТАК ЖЕ ПРОЕМ ГРУЗОВОГО ЛЮКА ЧЕРЕЗ УСТАНОВЛЕННУЮ АППАРЕЛЬ В СЛУЧАЕ ПРИМЕНЕНИЯ ПС СО СТАБИЛИЗИРУЮЩИМ УСТРОЙСТВОМ;

ВЫПОЛНЯТЬ ПРЫЖКИ ЧЕРЕЗ ПРОЕМ АППАРЕЛИ В СЛУЧАЕ ПРИМЕНЕНИЯ ПС С ПРИНУДИТЕЛЬНЫМ РАСКРЫТИЕМ РАНЦА И СТЫГИВАНИЕМ ЧЕХЛА С КУПОЛА ВЫТЯЖНЫМ ЗВЕНОМ.

5.17.3. Разрешается выполнять прыжки со спортивно-тренировочными, десантными и спасательными ПС. Высота полета при десантировании определяется тактико-техническими данными ПС, руководящими документами по парашютной подготовке личного состава.

5.17.4. Максимальное количество десантников, размещаемых на сиденьях с ПС, оружием и снаряжением, не должно превышать 19 человек. При неполной загрузке вертолета парашютистами, они размещаются в соответствии с указаниями экипажа.

При выполнении прыжков в проем грузового люка с десантными ПС максимальное количество парашютистов в группе составляет 19 человек.

Десантирование в проем левой (правой) двери для ПС с вытяжными звеньями разрешается выполнять как одиночно, так и группами до 8 человек в один заход с учетом требований руководящих документов по парашютной подготовке. В случае применения ПС без вытяжных звеньев количество парашютистов в одном заходе определяется требованиями руководящих документов по парашютной подготовке.

Временной интервал при отделении парашютистов от вертолета при выполнении прыжков группой должен быть не менее 1 с. на скорости полета более 140 км/ч и 2-3 с. на скорости полета менее 140 км/ч.

5.17.5. Размеры площадки приземления при десантировании определены руководящими документами по парашютной подготовке.

При выполнении прыжков с задержкой в раскрытии ПС для расчета точки начала выброски необходимо учитывать баллистическое смещение парашютистов во время свободного падения.

При выполнении прыжков парашютистами со спортивными ПС размеры площадки могут быть уменьшены по решению руководителя прыжков.

Подготовка к полету на парашютное десантирование

5.17.6. Бортовому технику:

- проверить установку, исправность десантно-транспортного оборудования и сигнализации парашютистам;
- установить троса ПВПС;

- проверить наличие и правильность установки ограничителей перемещения карабинов камер стабилизирующих парашютов на тросах ПВПС (при выполнении прыжков по п. 6 табл. 5.6);
- демонтировать аппарат и установить ограждение грузового люка (при выполнении прыжков по п. 6 табл. 5.6);
- установить опорные троса аппарели и проверить работу гидросистемы аппарели (при выполнении прыжков по п. 8, табл. 5.6);
- снять подвесное вооружение (при выполнении прыжков по п.п. 1-5 табл. 5.6);
- снять левую (правую) ферму (при выполнении прыжков по п.п. 2-5 табл. 5.6);
- снять ступеньку под обрезом правой входной двери (при десантировании в проем правой двери);
- доложить командиру экипажа о готовности вертолета к десантированию.

5.17.7. Летчику-штурману:

- по шаропилотным данным рассчитать точку начала выброски парашютистов на площадку приземления;
- убедиться в исправности звуковой и световой сигнализации парашютистам;
- проверить правильность размещения парашютистов в грузовой кабине вертолета и знание ими команд и сигналов, подаваемых в полете.

5.17.8. Парашютистам:

- произвести посадку в вертолет через входную дверь и занять места по указанию выпускающего в соответствии с заданием на прыжок;
- при выполнении прыжков по п. 6 табл. 5.6 первые восемь парашютистов занимают места по правому борту, начиная от ограждения грузового люка (первым у ограждения занимает место помощник выпускающего);
- последующие два парашютиста занимают места на откидных сиденьях, установленных на перегородке кабины экипажа;
- последующие восемь парашютистов занимают места по левому борту, начиная от ограждения грузового люка;
- при посадке в вертолет составом группы менее 19 человек парашютисты занимают места с учетом загрузки и центровки вертолета по указанию экипажа.

5.17.9. Выпускающему:

- руководить парашютистами при посадке в вертолет;
- убедиться в готовности парашютистов и правильности их размещения в вертолете;
- доложить командиру экипажа о готовности парашютистов;
- после взлета и набора высоты карабины камер стабилизирующих парашютов зацепить за тросы ПВПС;
- заправить слабину стабилизаторов за клапаны ранца;

– зацепить свой карабин за трос ПВПС и занять свое место на откидном сидении на перегородке кабины экипажа.

Примечание: При выполнении прыжков по п. 6 табл. 5.6 группами 8 человек и менее через проем грузового люка выпускающий занимает место на правом борту у ограждения грузового люка.

Обязанности экипажа при выполнении полета на десантирование парашютистов

5.17.10. Командир экипажа несет ответственность за точный выход вертолета в расчетную точку десантирования парашютистов и за точное выдерживание заданной высоты и скорости полета во время десантирования парашютистов.

Он обязан:

– перед взлетом подать команду парашютистам на зацепление карабинов вытяжных звеньев и камер стабилизирующих устройств за тросы ПВПС;

– при заходе на десантирование парашютистов строго выдерживать заданную высоту, курс и скорость полета;

– после команды "Прыжок" не производить никаких изменений в режиме полета до окончания выброски парашютистов и уборки вытяжных звеньев;

– после команды "Приготовиться" при выполнении прыжков (по п.8, табл. 5.6) дать команду бортовому технику "Выпустить аппарат";

– после доклада бортового техника об окончании сбрасывания парашютистов дать команду бортовому технику "Закрыть аппарат";

– докладывать на КП и руководителю прыжков о выполнении задания и о наличии оставшихся в вертолете парашютистов;

– при взлете и посадке проявлять осмотрительность во избежание столкновения со снижающимися парашютистами;

– поддерживать связь по СПУ или через бортового техника с выпускающим.

5.17.11. Летчик-штурман несет ответственность за точность вертолетовождения и за точную по месту и времени выброску парашютистов.

Он обязан:

– знать расположение, размеры и характерные особенности площадки приземления парашютистов (район приводнения), а также направление захода, скорость, высоту полета и порядок выброски парашютистов;

– уточнить в воздухе расчет на сбрасывание парашютистов путем сбрасывания пристрелочных парашютов или одного - двух парашютистов;

– за 1 мин. до начала выброски подать команду "Приготовиться", момент выхода вертолета в точку начала выброски - команду "Прыжок";

– в случае необходимости прекратить прыжки, а также по истечении расчетного времени на сбрасывание парашютистов, немедленно подать команду "Отставить".

Примечание. По команде "Приготовиться" включается плафон желтого цвета и звучит короткий сигнал сирены; по команде "Прыжок" включается плафон зеленого цвета и звучит сигнал сирены продолжительностью на время серии; по команде "Отставить" включается плафон красного цвета и выключается сигнал сирены. По команде "Отставить" выпускающий (помощник выпускающего) обязан прекратить выброску парашютистов и перевести створку прохода из нижнего положения в верхнее, и зафиксировать ее;

5.17.12. Бортовой техник обязан:

- передавать выпускающему все указания командира экипажа, а также информацию руководителя прыжков о метеоусловиях на площадке приземления;

- при выполнении десантирования через аппарат (по п. 8 табл. 5.6) по команде командира экипажа, убедившись в отсутствии парашютистов на аппарате и вблизи нее, выпустить аппарат;

- по окончании сбрасывания парашютистов убрать вытяжные звенья, закрыть входную дверь и доложить командиру экипажа;

- по окончании сбрасывания парашютистов, при выполнении десантирования через аппарат (по п. 8 табл. 5.6) по команде командира экипажа, убедившись в отсутствии парашютистов на аппарате и вблизи нее, закрыть аппарат;

- в полете все работы в грузовой кабине вертолета выполнять с надетым парашютом и страховочным поясом.

5.17.13. Выпускающий обязан:

- после набора высоты дать команду парашютистам на включение страхующих парашютных приборов (при выполнении прыжков с ПС без вытяжных звеньев включения парашютных приборов);

- по команде командира экипажа за 2-3 мин. до начала выброски встать, поднять сиденье, открыть входную дверь для десантирования и наблюдать за сигналами командира экипажа;

- по команде летчика-штурмана "Приготовиться" дать команду парашютистам встать со своих мест, приготовиться к покиданию;

- по команде летчика-штурмана "Прыжок" дать команду парашютистам на покидание вертолета;

- при десантировании парашютистов через проем левой (правой) входной двери состав группы не должен превышать 8 человек, при этом карабины вытяжных звеньев зацепляются за соответствующий левый (правый) трос ПВПС;

- по мере освобождения мест для вытяжных звеньев на левом (правом) тросу ПВПС зацепить за него карабины с противоположного троса;

- после отделения парашютистов убрать вытяжные звенья в кабину и закрыть дверь (до отсоединения карабинов вытяжных звеньев чехлы должны находиться на полу грузовой кабины в течение 5-7 с. для снятия с них статического электричества);

- при десантировании парашютистов с ПС со стабилизирующими устройствами через проем грузового люка (по п. 6 табл. 5.6) по команде

командира экипажа за 2-3 мин до выброски встать со своего места, поднять сиденье и наблюдать за сигналами командира экипажа;

- по сигналу летчика-штурмана "Приготовиться" дать команду парашютистам левого борта встать со своих мест, приготовиться к отделению;

- по команде "Прыжок" вслед за последним парашютистом левого борта подойти к ограждению и руководить покиданием вертолета парашютистами правого борта;

- покинуть вертолет последним вслед за парашютистами правого борта;

- при выполнении прыжков малыми группами (не более 8 человек) выпускающий занимает место по правому борту у ограждения и проводит десантирование парашютистов только с левого борта. По мере освобождения мест на сиденьях левого борта выпускающий пересаживает на них парашютистов с сидений правого борта.

5.17.14. Помощник выпускающего обязан:

- при посадке в вертолет подать выпускающему карабин с камерой стабилизирующего устройства и заправить слабину стабилизатора за клапан ранца;

- по команде "Приготовиться" расфиксировать створку прохода ограждения, опустить ее вниз и поставить на фиксатор в нижнем положении;

- придерживать правой рукой парашютиста левого борта, прыгающего первым;

- по команде "Прыжок" выпустить парашютистов левого борта с интервалом не менее 1 с.;

- покинуть вертолет вслед за парашютистом левого борта, прыгающим последним.

5.17.15. Парашютисты обязаны:

- выполнять установленную очередность при посадке и покидании вертолета;

- контролировать зацепление своих карабинов камер стабилизирующих парашютов и вытяжных звеньев за троса ПВПС.

При выполнении прыжков через проем входной двери:

- по команде "Приготовиться", очередным прыгающим встать, поднять сиденья, повернуться в сторону входной двери и занять изготавочную позу;

- по команде "Прыжок" поочередно подойти к входной двери, поставить левую ногу в нижний задний угол проема двери, сгруппироваться и толчком левой ноги отделиться от вертолета горизонтально лицом вниз.

При выполнении прыжков через проем грузового люка:

- по команде "Приготовиться", парашютистам левого борта встать, выйти на середину грузовой кабины, повернуться лицом к грузовому люку и занять изготавочную позу;

- по команде "Прыжок", парашютистам левого борта поочередно подойти к обрезу проема грузового люка и легким толчком ноги, сгруппировавшись, покинуть вертолет горизонтально лицом вниз;

– парашютистам правого борта после покидания вертолета всеми парашютистами левого борта встать, повернуться лицом к грузовому люку, занять изготовочную позу и вслед за помощником выпускающего покинуть вертолет.

5.17.16. В случае зацепления чехлов за элементы конструкции вертолета при выполнении прыжков через проем входной двери и невозможности уборки их в грузовую кабину выпускающему доложить об этом командиру экипажа. Командиру экипажа прекратить выброску парашютистов и произвести посадку вертолета, при этом выпускающему, прикрепившись в грузовой кабине страховочным поясом, удерживать вытяжные фалы с чехлами и в случае их освобождения вблизи земли ($H=5-7$ м) быстро убрать чехлы в вертолет в целях предотвращения попадания их в лопасти несущего винта.

5.17.17. В случае зависания парашютиста за вертолетом выпускающему прекратить выброску парашютистов и доложить об этом командиру экипажа. Командиру экипажа после получения доклада от выпускающего о зависании парашютиста прекратить выполнение задания, уменьшить скорость горизонтального полета до минимально допустимой. Перевести вертолет в режим снижения, не допуская резких маневров. На $H=20$ м плавно затормозить вертолет и произвести зависание. Выполнить плавное снижение до касания парашютистом земли. Произвести дальнейшее снижение с одновременным перемещением вправо, не допуская попадания чехла с куполом в лопасти несущего винта.

5.17.18. При выполнении полета на выброску парашютистов все члены экипажа должны быть с надетыми спасательными парашютами.

5.17.19. Если в полете аппарат не убралась, выполнить посадку по-вертолетному или по-самолетному на скорости 40-50 км/ч.

РАЗДЕЛ 6. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

Содержание

РАЗДЕЛ 6. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ	6-1
6. Общие положения.....	6-4
6.1. Отказ одного двигателя.....	6-4
6.2. Отказ двух двигателей. Посадка на режиме самовращения несущего винта.....	6-10
6.3. Пожар на вертолете.....	6-12
6.4. Неисправности редукторов	6-14
6.5. Неисправность системы автоматического регулирования (САР) двигателя в полете.....	6-14
6.6. Выход оборотов несущего винта за допустимые пределы (для вертолетов, оборудованных блоком сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400А)	6-16
6.7. Повышенная (опасная) вибрация двигателя	6-17
6.8. Загорание светового табло ЗАСОР ТФ ЛЕВ. ДВ. или ЗАСОР ТФ ПРАВ. ДВ.	6-17
6.9. Падение давления масла в двигателе	6-17
6.10. Выход двигателя на режим ограничения по температуре газов перед турбиной или по оборотам ротора турбокомпрессора.....	6-18
6.11. Загорание светового табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. или СТРУЖКА ПРАВ. ДВИГ.	6-18
6.12. Неустойчивая работа двигателя (помпаж)	6-18
6.13. Отказ топливной системы (подкачивающего и перекачивающих насосов)	6-19
6.14. Загорание красного табло ОСТАЛОСЬ 270 л.....	6-20
6.15. Отказ путевого управления.....	6-20
6.16. Отказ гидросистемы	6-21
6.17. Порыв диафрагмы одного из гидроаккумуляторов основной гидросистемы (для вертолетов с выполненной доработкой по разделению газовых полостей спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы)	6-22
6.18. Земной резонанс	6-22
6.19. Непреднамеренное превышение максимально допустимой скорости полета	6-23
6.20. Самопроизвольное вращение вертолета влево при взлете или посадке	6-23
6.21. Потеря пространственного положения при полетах в облаках или ночью.....	6-24
6.22. Непреднамеренное уменьшение скорости полета ниже минимально допустимой	6-24
6.23. "Вихревое кольцо"	6-25
6.24. Появление низкочастотных колебаний в полете	6-26
6.25. Отказ генераторов переменного тока и выпрямительных устройств.....	6-26

6.26.	Отказ автопилота	6-29
6.27.	Отказ левого авиагоризонта	6-30
6.28.	Отказ курсовой системы	6-31
6.29.	Отказ барометрического высотомера	6-31
6.30.	Отказ левого указателя скорости	6-31
6.31.	Отказ радиостанции Р-863.....	6-32
6.32.	Отказ радиокompаса АРК-15М	6-32
6.33.	Потеря радиосвязи.....	6-33
6.34.	Действия экипажа при потере ориентировки	6-33
6.35.	Отказ системы подвижных упоров управления.....	6-34
6.36.	Неисправности ПОС винтов	6-34
6.37.	Вынужденное покидание вертолета в полете	6-35
6.38.	Правила вынужденного покидания вертолета на земле	6-38
6.39.	Рекомендации по действиям экипажа при вынужденном покидании приводнившегося вертолета	6-38
6.40.	Действия экипажа, при возникновении особых случаев в полете с применением очков ОВН-1	6-40
6.41.	Отказ очков ОВН-1	6-40
6.42.	Усложнение условий полета с применением очков ОВН-1	6-41

6. Общие положения

В подразделе используются следующие термины, определяющие степень срочности посадки:

- а) посадка на выбранную площадку - немедленная посадка на площадку,
- б) посадка на ближайший аэродром - продолжение полета и выбор места посадки по решению командира экипажа. В этом случае рекомендуется выполнить посадку на ближайший аэродром или пригодную площадку.

Примечание. Пригодная площадка это земельный (ледовый) участок заранее подготовленный для взлета и посадки вертолетов.

В большинстве случаев при отказе или неисправностях происходит срабатывание центральных сигнальных огней (ЦСО) красного или желтого цвета и соответствующих им красных аварийных либо желтых предупреждающих табло.

Загорание красных и некоторых желтых табло сопровождается прерывистым звуковым сигналом (зуммер). На вертолете речевая информация отсутствует.

После загорания аварийной или предупреждающей световой сигнализации необходимо нажатием кнопки-табло ЦСО красного или желтого цвета выключить ЦСО для возможности его повторного автоматического введения в действие на случай отказа или неисправности другой системы, агрегата или оборудования.

Экипажу по мере возможности убедиться в правильности срабатывания сигнализации по работе других приборов, оборудования и систем.

Ниже приведены действия экипажа в аварийных ситуациях и при отказах (неисправностях) систем и оборудования с описанием их признаков и порядка действий.

6.1. Отказ одного двигателя

6.1.1. 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 и желтого табло ЦСО.

6.1.2. Действия экипажа 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 и педалей 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.

Примечания: 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.

3. Полет с одним выключенным двигателем разрешается выполнять при работе второго двигателя на чрезвычайном режиме в течении 6 мин. Допускается одноразовая (за ресурс) непрерывная работа на чрезвычайном режиме до 60 мин., после чего двигатель подлежит замене.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСК В ПОЛЕТЕ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

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.

Б. 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%.

Примечания. 1. 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 (см. табл. 6.1), перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано выше.

2. Зависимость полетного веса вертолета, при котором обеспечивается горизонтальный полет на приборной скорости 120 км/ч в случае отказа одного из двигателей и работе другого на чрезвычайном режиме, от барометрической высоты и температуры наружного воздуха приведена на Рис. 6.1.

Таблица 6.1

Зависимость скорости от веса вертолета и барометрической высоты полета

Высота (барометрическая), м	Скорость, км/ч, при полетном весе	
	нормальном	максимальном
0	60 - 215	95 - 185
500	60 - 215	95 - 180
1000	60 - 210	95 - 175
2000	60 - 195	110 - 145
3000	75 - 175	-

6.1.3. Действия экипажа 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, как указано в ст. 6.1.2.

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, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.4. Действия экипажа при отказе двигателя на висении.

А. При высоте висения до 3 м:

- не изменяя положения рычага шаг-газ, соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

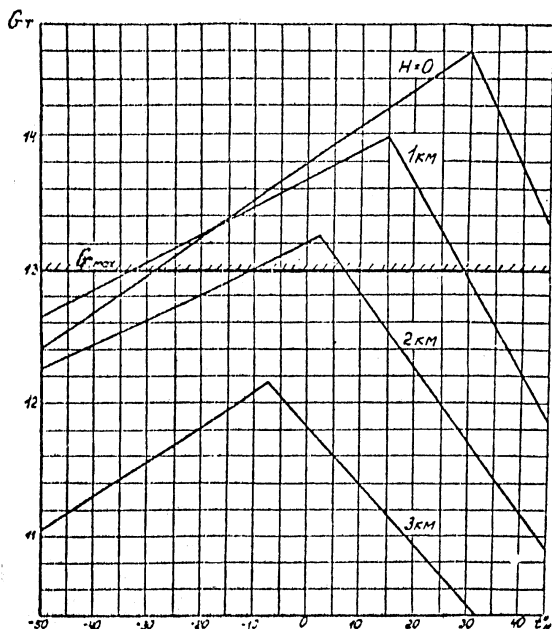


Рис. 6.1. Зависимость полетного веса вертолета от температуры наружного воздуха при условии обеспечения горизонтального полета на $V_{пр}=120$ км/ч при отказе одного двигателя и работе другого двигателя на чрезвычайном режиме.

- немедленно с переходом на снижение отклонением рычага шаг-газ вверх уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолет от разворота и крена;
- после приземления уменьшить общий шаг несущего винта до минимального, закрыть стоп-кран обоих двигателей;
- подать команду бортовому технику закрыть пожарные краны обоих двигателей.

Б. При высоте висения от 3 до 5 м:

- не изменяя положения рычага шаг-газ, соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

по достижении высоты 3 м энергичным отклонением рычага шаг-газ вверх до упора уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолет от разворота и кренения;

— после приземления действовать, как указано в п. А.

В. При высоте висения от 5 до 10 м:

— немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на 2-4° с одновременным парированием возникающих крена и разворота соответствующим отклонением ручки управления и педалей;

— убедиться, что работающий двигатель вышел на повышенный (чрезвычайный) режим;

— с высоты 3 м отклонением рычага шаг-газ вверх с максимально возможным темпом уменьшить вертикальную скорость к моменту приземления, удерживая вертолет от разворота и кренения. После приземления действовать, как указано в п. А.

Г. При высоте висения более 110 м:

— немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов не менее 92%;

— отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

— перевести вертолет в разгон с углом тангажа до -15°;

— после разгона до скорости 80-100 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет;

— последующий набор высоты и полет для выбора посадочной площадки выполнять на скорости 120 км/ч.

Примечание. Если вертолет при разгоне до высоты 20-10 м не достиг скорости горизонтального полета с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем (см. табл. 6.1) и продолжает снижаться, перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.5. Действия экипажа при отказе двигателя на взлете.

ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ

А. На высотах до 10 м и скорости полета 50 км/ч и менее необходимо:

— уменьшением общего шага несущего винта перевести вертолет на снижение и не допускать падения оборотов винта менее 92%;

— ручкой управления и педалями парировать возникающие крен и разворот;

— отклонением ручки управления придать вертолету посадочный угол;

— при достижении высоты 2-3 м энергичным отклонением рычага шаг-газ вверх вплоть до упора уменьшить вертикальную скорость и обеспечить приземление вертолета по-самолетному на основные колеса;

— после приземления установить общий шаг винта 4-5° 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 плавно

отклонить ручку управления от себя на 1/3-1/4 хода от нейтрального положения и применить тормоза колес;

— после останова вертолета бортовому технику закрыть стоп-краны и пожарные краны обоих двигателей.

Б. На высотах более 10 м и скоростях полета более 50 км/ч необходимо:

— энергичным отклонением рычага шаг-газ вниз не допустить уменьшения оборотов несущего винта ниже 92% и убедиться, что работающий двигатель вышел на повышенный (чрезвычайный) режим;

— отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

— отклонением ручки управления на себя произвести торможение вертолета в зависимости от полетного веса таким образом, чтобы приземление произошло: при полетном весе 12000 кгс - на скорости 30 км/ч, при полетном весе 11100 кгс - на скорости 20-10 км/ч;

— на высоте 1-5 м придать вертолету посадочное положение;

— после приземления установить общий шаг винта 4-5° 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 отклонить ручку управления от себя на 1/3-1/4 хода от нейтрального положения и применить тормоза колес;

— после останова вертолета бортовому технику закрыть стоп-краны и пожарные краны обоих двигателей.

ПРОДОЛЖЕННЫЙ ВЗЛЕТ

В случае отказа двигателя на взлете при высоте и скорости полета, больших их критических значений (см. Приложение 2), возможно выполнение продолженного взлета. Для этого необходимо:

— уменьшить общий шаг несущего винта, не допуская падения оборотов винта менее 92%;

— ручкой управления и педалями парировать возникающие крен и разворот;

— убедиться, что работающий двигатель вышел на повышенный (чрезвычайный) режим;

— плавной отдачей ручки управления от себя перевести вертолет в разгон до $V_{пр} = V_{без}$ с уменьшением угла тангажа на 10-15° от исходного;

— при достижении скорости $V_{без}$ перевести вертолет в набор высоты;

— выполнить заход на посадку и произвести посадку, как указано в п. 4.12.7.

6.1.6. На вертолете при нормальном и максимальном полетном весе возможен полет без снижения с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем в стандартных атмосферных условиях в диапазоне скоростей, указанных в табл. 6.1.

При включении ПОС диапазоны скоростей горизонтального полета сужаются по сравнению с приведенными в табл. 6.1 (минимальная скорость увеличивается, а максимальная уменьшается на 20 км/ч).

Полет с одним работающим двигателем рекомендуется выполнять на скорости 120-130 км/ч, так как на этой скорости потребная для полета мощность имеет минимальное значение.

6.1.7. Уход на второй круг возможен, если обеспечивается горизонтальный полет с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем на скорости 90 км/ч и менее. При этом минимальная высота начала ухода на второй круг составляет:

- на уровне моря - 60 м;
- на высоте 1000 м - 70м;
- на высоте 2000-3000 м - 80 м.

Скорость полета при наборе высоты 120 км/ч.

6.1.8. Во всех случаях отказа одного из двигателей в полете при невозможности выполнения горизонтального полета с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем необходимо выбрать площадку и произвести посадку.

6.2. Отказ двух двигателей. Посадка на режиме самовращения несущего винта

6.2.1. 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.

6.2.2. 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 "Закреть 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 целях 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 50 м производить отсчет текущего значения высоты по радиовысотомеру, сообщая по СПУ: "Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать";

- 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 выдерживать его в течение 0,5-1 с. Если этого окажется недостаточно для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг до 12° (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.

Примечания: 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.

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 "Закрывать 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 20° 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.

6.2.3. На висении при отказе обоих двигателей действия экипажа такие же, как и при отказе одного двигателя (ст. 6.1.4), 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.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗОПАСНАЯ ПОСАДКА ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ НА РОВНУЮ, ТВЕРДУЮ ПОВЕРХНОСТЬ. В ДРУГИХ СЛУЧАЯХ ВОЗМОЖНА ПОЛОМКА ВЕРТОЛЕТА.

6.3. Пожар на вертолете

6.3.1. 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;

— загорание красного ЦСО;

— в СПУ экипажа включение звукового сигнала "зуммер";

— появление дыма, пламени или запаха газа;

— загорание желтого табло **ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ** соответствующего отсека при автоматическом включении I-ой очереди пожаротушения.

6.3.2. Действия экипажа.

а) При пожаре в отсеке левого (правого) двигателя:

— краном останова выключить двигатель, в отсеке которого возник пожар;

— дать команду бортовому технику "Закрывать перекрывной кран левого (правого) двигателя" и убедиться в автоматическом срабатывании I-ой очереди пожаротушения;

– выполнение задания прекратить и произвести посадку на выбранную площадку (как указано в подр.6.1).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОСЛЕ ЛИКВИДАЦИИ ОЧАГА ПОЖАРА ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ, В ОТСЕКЕ КОТОРОГО БЫЛ ПОЖАР, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

б) При возникновении пожара в редукторном отсеке или отсеке ВСУ:

– убедиться в автоматическом выключении ВСУ по погасанию табло ОБОРОТЫ НОРМА и ДАВ МАСЛА НОРМА, а также падению температуры газов (если ВСУ была запущена). Выключить ВСУ кнопкой ВЫКЛ АИ-9В;

– убедиться в автоматическом срабатывании I-ой очереди пожаротушения;

в) При возникновении пожара в отсеке обогревателя КО-50:

– убедиться в автоматическом выключении КО-50 по погасанию табло КО-50 РАБОТАЕТ (если он был запущен). Выключить обогреватель установкой переключателя АВТОМ-РУЧН в нейтральное положение;

– убедиться в автоматическом срабатывании I-ой очереди пожаротушения.

г) 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 КО-50, ПОЖАР РЕД. ВСУ), необходимо нажать на кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека.

Если после ликвидации пожара применением I-ой очереди пожаротушения, возникают признаки пожара в другом отсеке, необходимо нажать на кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека.

д) При возникновении пожара в грузовой кабине или в кабине экипажа его ликвидация производится с помощью применения ручного бортового огнетушителя.

е) При загорании электропроводки отключить сеть, в которой возник пожар (если невозможно определить, в какой сети загорелась проводка, то обесточить весь вертолет).

Примечание. Чтобы обесточить вертолет, необходимо:

– переключатель 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПОСЛЕ ЛИКВИДАЦИИ ПОЖАРА В ЛЮБОМ ИЗ ОТСЕКОВ ДАЛЬНЕЙШЕЕ ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАДАНИЯ ПРЕКРАТИТЬ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ.

2. ЕСЛИ ПОСЛЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВСЕХ СРЕДСТВ ПОЖАРОТУШЕНИЯ ПОЖАР НЕ ПРЕКРАЩАЕТСЯ, КОМАНДИРУ

ЭКИПАЖА ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ О НЕМЕДЛЕННОМ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ ИЛИ ПОКИДАНИИ ВЕРТОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ С ПАРАШЮТОМ (В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СЛОЖИВШЕЙСЯ ОБСТАНОВКИ).

6.4. Неисправности редукторов

6.4.1. Признаки.

--падение давления масла в главном редукторе ниже минимально допустимого

— непривычные шумы главного, промежуточного или хвостового редукторов;

— вибрация вертолета;

— повышение температуры масла выше максимально допустимой;

— мигает или горит одно из желтых табло СТРУЖКА ГЛАВ. РЕД., СТРУЖКА ПРОМ. РЕД., или СТРУЖКА ХВ. РЕД.

— загорание желтого ЦСО на приборной доске левого летчика.

6.4.2. Действия экипажа. При появлении перечисленных признаков немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей на скорости 120-140 км/ч и произвести посадку на выбранную площадку. В зависимости от условий посадку выполнить по-вертолетному или по-самолетному.

При загорании или мигании только табло СТРУЖКА ГЛАВ. РЕД., (СТРУЖКА ПРОМ. РЕД., СТРУЖКА ХВ.РЕД.) и отсутствие других признаков, выполнение задания прекратить и следовать до ближайшего аэродрома, повысив контроль за параметрами работы редукторов.

6.5. 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.

6.5.1. 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 экипажа: при появлении одного из признаков неисправности выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром.

6.5.2. 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.

6.5.3. Отказ каналов СТ регулятора ЭРД.

Признаки:

– загорание желтого табло ПРЕВ.н_{ст} ЛЕВ.ДВ. или ПРЕВ.н_{ст} ПРАВ.ДВ.и желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;

– выключение двигателя не происходит.

Действия экипажа:

– кратковременно отключить ЭРД этого двигателя;

– убедиться, что табло ПРЕВ.н_{ст} 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 произвести посадку на свой или ближайший аэродром.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ, КОГДА ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ ТАБЛО ПРЕВ. н_{ст} ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. ПРОИСХОДИТ ОТКЛОНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ НОРМЫ, ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАДАНИЯ ПРЕКРАТИТЬ, ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ И ДЕЙСТВОВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С ПОДРАЗДЕЛОМ 6.1.

6.5.4. Отказ электронного регулятора ЭРД.

Признак: загорание табло ОТКЛ.ЭРД ЛЕВ.ДВ. или ОТКЛ.ЭРД ПРАВ.ДВ.

Действия экипажа:

– отключить отказавший ЭРД;

– продолжить выполнение задания, усилив контроль за параметрами работы двигателя с отказавшим ЭРД.

При отказе (выключении) регулятора ЭРД максимальные обороты турбокомпрессора не должны превышать 102,5%.

6.6. Выход оборотов несущего винта за допустимые пределы (для вертолетов, оборудованных блоком сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400А)

6.6.1. Признаки:

– загорание желтого табло н_{нв} НИЗКИЕ или н_{нв} ВЫСОКИЕ,

– загорание желтого ЦСО на приборной доске левого летчика, в СПУ экипажа включение звукового сигнала «зуммер».

6.6.2. Действия экипажа:

– немедленно проконтролировать обороты несущего винта по указателю;

– в случае выхода оборотов несущего винта за допустимые пределы, указанные в ст. 2.4.14 и 2.4.15, соответствующими отклонениями органов управления вертолетом (в зависимости от режима полета) установить обороты несущего винта в заданных пределах.

6.7. Повышенная (опасная) вибрация двигателя

6.7.1. Признаки:

- при повышенной вибрации загорание желтого табло ЛЕВ.ДВ.ВИБР.ПОВ. (ПРАВ.ДВ.ВИБР.ПОВ.) и желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- при опасной вибрации загорание в "проблесковом" режиме красного табло ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ.ДВ. (ВЫКЛЮЧИ ПРАВ.ДВ.) и красного ЦСО на приборной доске левого летчика;
- в СПУ экипажа включение звукового сигнала "зуммер".

6.7.2. Действия экипажа:

- при загорании желтого табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ.ВИБР.ПОВ. усилить контроль за работой двигателей и продолжить выполнение задания;
- при загорании красного табло ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. уменьшением режима работы двигателей рычагом общего шага попытаться понизить уровень вибрации.

Если сигнальное табло красного цвета погасло, выполнение задания прекратить, установить скорость 130-140 км/ч и следовать до ближайшего аэродрома. Посадку произвести по-самолетному. Если сигнальное табло красного цвета не гаснет, выключить двигатель, на котором возникла недопустимая вибрация, и действовать так же, как при отказе одного двигателя.

6.8. Загорание светового табло ЗАСОР ТФ ЛЕВ. ДВ. или ЗАСОР ТФ ПРАВ. ДВ.

Признаки: загорание желтого табло ЗАСОР ТФ ЛЕВ. ДВ. или ЗАСОР ТФ ПРАВ. ДВ., а также желтого ЦСО на приборной доске левого летчика.

Действия экипажа: выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром.

6.9. Падение давления масла в двигателе

6.9.1. Признаки:

- загорание желтого табло МАЛО Рм ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. и желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- уменьшение давления масла в двигателях до 2 кгс/см² по указателю.

6.9.2. Действия экипажа:

– рычагом отдельного управления снизить режим работы этого двигателя, продолжить полет и убедиться, что температура масла в двигателе не превышает 150°C. Выполнение задания прекратить и следовать до ближайшего аэродрома;

– посадку произвести по-самолетному. В случае уменьшения давления масла ниже 2 кгс/см² двигатель выключить и действовать, как при отказе одного двигателя.

6.10. Выход двигателя на режим ограничения по температуре газов перед турбиной или по оборотам ротора турбокомпрессора

6.10.1. Признаки:

- загорание на левой боковой панели электропульты зеленого табло ОГР.nTr ЛЕВ. (ПРАВ.);
- возможно повышение оборотов турбокомпрессора выше 101% или температуры газов по указателю выше 990°C.

6.10.2. Действия экипажа:

- уменьшить режим работы двигателя;
- если после уменьшения режима работы двигателя температура газов менее 990°C, а обороты турбокомпрессора менее 101%, продолжить выполнение задания, повысив контроль параметров работы двигателя;
- в случае повышения температуры и оборотов турбокомпрессора выше указанных значений дать команду выключить двигатель и действовать как при отказе одного двигателя (см. подраздел 6.1).

Бортовому технику:

- убедиться в исправности аппаратуры замера Tg;
- по команде КЭ закрыть стоп-кран и пожарный кран отказавшего двигателя.

Примечание. Работа двигателя на режиме ограничения по n или Tg разрешается в течении 6 мин. с последующим уменьшением режима его работы и охлаждением двигателя.

6.11. Загорание светового табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. или СТРУЖКА ПРАВ. ДВИГ.

6.11.1. Признаки:

"Загорание желтого табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. или СТРУЖКА ПРАВ. ДВ, а также желтого ЦСО на приборной доске левого летчика".

6.11.2. Действия экипажа:

- проконтролировать значения температуры и давления масла в двигателе;
- если значения параметров двигателя нормальные, выполнение задания прекратить, усилить контроль температуры и давления масла и произвести посадку на ближайший аэродром (выбранную площадку);
- если значения температуры и давления масла выходят за допустимые пределы, выполнение задания прекратить, выключить двигатель и действовать в соответствии с указаниями подразд. 6.1.

6.12. Неустойчивая работа двигателя (помпаж)

6.12.1. Признаки:

- появление характерного звука работы двигателей (хлопки);
- резкое уменьшение числа оборотов турбокомпрессора двигателя;
- возрастание температуры газов неустойчиво работающего двигателя;

– колебания бокового индекса неисправного двигателя на УР-117.

6.12.2. Действия экипажа: в полете, уменьшением режима работы двигателя попытаться ликвидировать его неустойчивую работу. Если ликвидировать помпаж не удалось, выключить неустойчиво работающий двигатель и действовать, как при отказе одного двигателя.

6.13. Отказ топливной системы (подкачивающего и перекачивающих насосов)

ОТКАЗ ПОДКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА

6.13.1. Признаки:

- загорание желтого табло РАСХОД НЕ РАБОТ. на средней панели электропульты и желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- в СПУ экипажа включение звукового сигнала "зуммер";
- кратковременное падение оборотов двигателей на 2...5% и несущего винта на 1...3%.

6.13.2. Действия экипажа:

- выполнение задания продолжить. При этом нормальную работу двигателей обеспечивают насосы двигателей ДЦН-70.

ОТКАЗ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ

6.13.3. Признаки:

- загорание на средней панели электропульты желтых табло ЛЕВЫЙ НЕ РАБОТ. или ПРАВЫЙ НЕ РАБОТ. или обоих табло вместе;
- загорание желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- в СПУ экипажа включение звукового сигнала "зуммер".

6.13.4. Действия экипажа:

- при отказе одного перекачивающего насоса горит табло ЛЕВЫЙ (или ПРАВЫЙ) НЕ РАБОТ. Выполнение задания продолжить. При этом обеспечивается перекачка топлива в расходный бак одним перекачивающим насосом;

– при отказе обоих перекачивающих насосов (например при обесточенном вертолете) пополнение топливом расходного бака из основных топливных баков не производится, для расходования остается только 320 л топлива, находящегося в расходном баке. При уменьшении топлива в расходном баке необходимо оценить возможность посадки на аэродром (основной, запасной) или выбранную площадку и принять решение о выполнении посадки.

Примечание. Топлива 320 л достаточно для полета на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 21 мин. на расстояние 70 км с посадкой по-вертолетному.

ЗАЕДАНИЕ ПОПЛАВКОГО КЛАПАНА В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ

6.13.5. Признаки:

- повышенный расход из расходного бака, несоответствующий режиму полета;
- течь топлива из дренажной трубки расходного бака;
- появление запаха топлива.

6.13.6. Действия экипажа:

- выключить перекачивающие насосы;
- выработку топлива из подвесных топливных баков производить периодическим включением перекачивающих насосов, не допуская уменьшения количества топлива в расходном баке менее 270 л и увеличения более 390 л.
- выполнение задания прекратить и принять решение, о посадке на запасной аэродром или выбранную площадку.

6.14. Загорание красного табло ОСТАЛОСЬ 270 л**6.14.1. Признаки:**

- загорание в проблесковом режиме красного табло ОСТАЛОСЬ 270 л и красного ЦСО на приборной доске левого летчика;
- включение звукового сигнала "Зуммер".

6.14.2. Действия экипажа:

- дать команду бортовому технику: "Проверить количество топлива по топливомеру";
- оценить возможность полета до расчетного пункта посадки, учитывая, что остатка топлива 270 л достаточно для полета на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 17 мин на расстояние 55 км с посадкой по-вертолетному;
- принять решение о продолжении полета или о посадке на запасной аэродром (выбранную площадку);
- пилотировать вертолет плавно, развороты выполнять координированно, избегая скольжений для предотвращения попадания воздуха в топливную систему и самовыключения двигателей.

6.14.3. Вследствие заедания поплавкового клапана в расходном баке в закрытом положении световое табло ОСТАЛОСЬ 270 л может загореться и при наличии топлива в подвесных топливных баках. Если световое табло ОСТАЛОСЬ 270 л горит устойчиво, то необходимо замерить количество топлива в расходном баке, а затем в течение 5 мин проследить за его выработкой. При уменьшении уровня топлива в расходном баке поставить переключатель с трафаретом ПЕРЕПУСК на пульте ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА в положение ОТКР. и дальнейшую выработку топлива производить только вручную, не допуская переполнения расходного бака и выбивания топлива из дренажа. При этом количество топлива в расходном баке не должно превышать 370-390 л.

6.15. Отказ путевого управления.

6.15.1. Признак: при разрушении в полете рулевого винта или трансмиссии к нему вертолет резко разворачивается влево и кренится вправо с опусканием носа.

6.15.2. Действия экипажа:

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;

- дать команду бортовому технику "Заккрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы";

- 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;

- в случае опрокидывания вертолета немедленно покинуть его через аварийные выходы.

6.16. Отказ гидросистемы

ПРИ ОТКАЗЕ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

6.16.1. Признаки:

- загорается на средней панели электропульты красное табло ДУБЛИР.ВКЛЮЧЕНА, а табло ОСНОВН. ВКЛЮЧЕНА гаснет;

- загорание красного ЦСО на приборной доске левого летчика;

- включение звукового сигнала "Зуммер";

- падает давление в основной гидросистеме ниже 42...48 кгс/см², а давление в дублирующей гидросистеме растет до 63...73 кгс/см².

6.16.2. Действия экипажа:

— получив подтверждение от бортового техника об отказе основной гидросистемы, дать команду бортовому технику выключатель ОСНОВН. ГИДРОСИСТЕМА установить в положение ВЫК.

Примечание. При переходе на дублирующую систему автопилот АП-34Б и система расстопоривания 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;

- нажать кнопку выключения автопилота на ручке управления;
- выполнение задания прекратить, усилив контроль работы гидросистемы, и произвести посадку на ближайший аэродром или выбранную площадку.

ПРИ ОТКАЗЕ ОСНОВНОЙ И ДУБЛИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ

6.16.3. Признаки:

- сильное "вождение" ручки управления;
- падение давления в обеих гидросистемах.

6.16.4. Действия экипажа:

- уменьшить скорость полета;
- усилия на ручке управления преодолевать совместно с летчиком-штурманом;
- по команде командира экипажа покинуть вертолет.

6.17. Порыв диафрагмы одного из гидроаккумуляторов основной гидросистемы (для вертолетов с выполненной доработкой по разделению газовых полостей спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы)

6.17.1. Признак: в 1,5-2 раза возрастает частота перемещения стрелки указателя манометра с 45 ± 3 до 65 ± 8 кгс/см² и обратно.

6.17.2. Действия экипажа: продолжить выполнение задания.

После посадки произвести проверку зарядки азотом обоих гидроаккумуляторов основной гидросистемы.

6.18. Земной резонанс

6.18.1. Признак: возникновение быстро нарастающих колебаний вертолета при опробовании двигателей, рулении, на пробеге после посадки или на разбеге при выполнении взлета.

6.18.2. Действия экипажа:

- 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.

6.19. Непреднамеренное превышение максимально допустимой скорости полета

6.19.1. Непреднамеренное превышение максимально допустимой скорости полета может привести к срыву воздушного потока с лопастей несущего винта, сопровождаемому увеличением тряски вертолета, ухудшением управляемости и раскачкой вертолета. В этом случае необходимо плавно уменьшить общий шаг несущего винта и одновременно отклонением ручки управления на себя уменьшить скорость полета до заданной.

6.20. Самопроизвольное вращение вертолета влево при взлете или посадке

ПРИ ЗАВИСАНИИ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

6.20.1. 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;

6.20.2. Действия летчика:

- немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2°, парируя возникающий крен и тангаж;
- одновременно с уменьшением общего шага дать команду бортовому технику "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.

ПРИ ЗАВИСАНИИ ПЕРЕД ПОСАДКОЙ

6.20.3. 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.

ПРИ ЗАВИСАНИИ НА ВЫСОТЕ МЕНЕЕ 10 М

6.20.4. Действия летчика:

- немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2°, парируя возникающий крен и тангаж;

- одновременно с уменьшением общего шага дать команду бортовому технику "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.

ПРИ ЗАВИСАНИИ НА ВЫСОТЕ БОЛЕЕ 10 М

- удерживая правую педаль на упоре, немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на $1-2^\circ$ и одновременно, парируя возникающий крен и тангаж, отклонением ручки управления вперед и влево перевести вертолет на поступательный полет;
- одновременно с уменьшением общего шага дать команду бортовому технику "Выключить СПУУ-52";
- уйти на второй круг;
- выполнить повторный заход и посадку по-самолетному.

6.21. Потеря пространственного положения при полетах в облаках или ночью

6.21.1. Признак:

- положение вертолета по показаниям приборов не совпадает с физиологическим ощущением положения вертолета в пространстве.

6.21.2. Действия летчика:

- немедленно соответствующим отклонением органов управления убрать крен вертолета и установить шарик указателя скольжения в центр. Одновременно проинформировать летчика-штурмана о возникновении иллюзий;
- по показаниям авиагоризонта установить нулевой тангаж;
- по показаниям вариометра и высотомера определить набирает вертолет высоту или снижается. Соответствующим отклонением ручки управления и рычага шаг-газ вывести вертолет в горизонт и установить заданный режим полета, не допуская при этом выхода оборотов несущего винта за допустимые пределы;
- при сохранении иллюзий с разрешения руководителя полетов выйти из облаков, если это возможно, и перейти на визуальное пилотирование вертолета.

6.22. Непреднамеренное уменьшение скорости полета ниже минимально допустимой

6.22.1. Признаки:

- появление тряски вертолета, аналогичной тряске, возникающей при выполнении предпосадочного торможения;
- разворот вертолета с одновременным опусканием носа;

- самопроизвольное снижение вертолета с различными вертикальными скоростями в зависимости от исходного режима работы двигателей при неизменном положении рычага шаг-газ;

- неустойчивые показания указателя скорости (колебания стрелки в верхней части указателя между цифрами 50 и 450 км/ч);

- колебание стрелок прибора контроля оборотов двигателя в пределах $\pm 2\%$ при фиксированном положении рычага шаг-газ.

6.22.2. Действия экипажа:

1. Если выход вертолета на скорость полета ниже минимально допустимой произошел при работе двигателей на режимах, соответствующих выполнению горизонтального полета или набора высоты, необходимо:

- не изменяя режима работы двигателей, плавным отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа от -5° до -10° и начать увеличение скорости полета вертолета;

- по достижении поступательной скорости 80-100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную скорость.

2. С режима планирования необходимо:

- отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа от -5° до -10° с одновременным увеличением мощности вплоть до взлетной;

- по достижении скорости полета по прибору 80-100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную поступательную скорость.

6.23. "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.

6.23.1. Признаки:

- самопроизвольное увеличение вертикальной скорости;

- тряска и броски вертолета в стороны;

- ухудшение эффективности управления;

- неустойчивые показания указателей скорости и вариометра.

6.23.2. Действия экипажа:

- отклонением ручки управления "от себя" с одновременным увеличением мощности до взлетной перевести вертолет в разгон с углом тангажа на пикирование $10-20^\circ$, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 92%;

- при достижении скорости 60-80 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета.

Примечания: 1. При таком выводе вертолета из "вихревого кольца" потеря высоты составляет 50-200 м и зависит от:

- исходной величины поступательной скорости в момент входа в режим "вихревого кольца";

- величины вертикальной скорости снижения в момент вывода из режима "вихревого кольца";
 - темпа разгона поступательной скорости (угла тангажа на пикирование) и увеличения мощности двигателей;
 - веса вертолета;
 - температуры наружного воздуха и атмосферного давления.
2. При запаздывании с выводом из "вихревого кольца" вертикальная скорость может достигать 20 м/с.
3. Величина угла тангажа при разгоне скорости зависит от высоты в момент вывода из "вихревого кольца".

6.24. Появление низкочастотных колебаний в полете

6.24.1. Признаки:

- появление низкочастотных вертикальных колебаний вертолета с частотой близкой к частоте вращения несущего винта и колебаний конуса вращения несущего винта до величины 300-600 мм по концу лопасти.

6.24.2. Действия экипажа:

- застопорить рычаг общего шага (отпустить кнопку фрикциона, если она была нажата);
- выключить автопилот;
- перевести вертолет в прямолинейный полет без снижения;
- освободить ручку управления, страхуя ее от произвольных перемещений в продольном и поперечном отношении;

Примечание. В случае возникновения колебаний при застопоренном рычаге общего шага, кнопку фрикциона не нажимать.

- если в течение 2-3 с после освобождения ручки управления колебания не затухают, энергично уменьшить общий шаг несущего винта на 2-3°. После уменьшения общего шага до заданной величины немедленно отпустить кнопку фрикциона;

- уменьшить скорость полета на 30-40 км/ч;
- после прекращения колебаний включить автопилот и продолжить полет на этой скорости;
- если после включения автопилота колебания возникли вновь, повторить действия по их устранению и завершить полет с выключенным автопилотом на скорости 150-160 км/ч.

Примечание. При полетах на высотах ниже 50 м перевести вертолет в пологий набор высоты с последующим освобождением ручки управления. При необходимости уменьшения общего шага, удерживать вертолет от снижения упреждающим отклонением ручки управления "на себя".

6.25. Отказ генераторов переменного тока и выпрямительных устройств

ОТКАЗ ОДНОГО ГЕНЕРАТОРА ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

6.25.1. Признаки:

- загорание на электрощитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК электропульты красного табло ГЕН.№1 ОТКЛ. или ГЕН.№2 ОТКЛ.;
- загорание красного ЦСО на приборной доске левого летчика;
- включение звукового сигнала "зуммер";
- стрелка амперметра отказавшего генератора отклоняется до нуля;
- при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ в положение отказавшего генератора стрелка вольтметра устанавливается на ноль.

6.25.2. Действия экипажа:

- установить выключатель отказавшего генератора ГЕНЕРАТОРЫ I (2) в выключенное положение (нейтрально);

- выключить противообледенительную систему несущего и рулевого винтов, для чего на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА левой панели электропульты:

если полет выполняется с включенной вручную ПОС, убедиться, что выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. - в положении ВКЛ., переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ - в положении РУЧНОЕ, установить переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. - в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК.;

если полет выполняется с включенной автоматически ПОС, убедиться, что переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. - в положении АВТОМ., выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. - в положении ВКЛ., установить переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ - в положение РУЧНОЕ и нажать кнопку ВЫК.;

- принять решение о дальнейшем выполнении задания.

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

ОТКАЗ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

6.25.3. Признаки:

- загорание на электрощитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК электропульты красных табло ГЕН.№1 ОТКЛ. и ГЕН.№2 ОТКЛ.;

- загорание красного ЦСО на приборной доске левого летчика;

- включение звукового сигнала "зуммер";

- загорание желтых табло ПТС ВКЛЮЧЕН, РЕЗЕРВ.ЛИНИЯ ВКЛ. и ~36 В РЕЗЕРВ.;

- загорание желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;

- при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ в положения 1 ГЕНЕРАТОР – А,В,С и 2 ГЕНЕРАТОР – А,В,С стрелка вольтметра устанавливается на ноль;

- стрелки амперметров обоих генераторов устанавливаются на ноль.

6.25.4. Действия экипажа:

Командира экипажа:

– дать команду бортовому технику выключить выключатели генераторов, противообледенительную систему несущего и рулевого винтов и стекол, запустить ВСУ и включить ее генератор;

– если до конца полета требуется времени более 35 мин, выполнение задания прекратить, выполнить полет и посадку на ближайший аэродром или выбранную площадку.

Бортового техника:

– доложить об отказе генераторов;

– установить переключатели ГЕНЕРАТОРЫ 1 и 2 в нейтральное (выключенное) положение;

– выключить ПОС НВ и РВ;

– запустить ВСУ и включить ее генератор;

– установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ ТОКА на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК в положение РЕЗЕРВ. ГЕНЕР.;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ЗАПУСКЕ ВСУ С ПЕРВОЙ ПОПЫТКИ СУММАРНОЕ ВРЕМЯ ПИТАНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ КАТЕГОРИИ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ И ГЕНЕРАТОРА ВСУ СОСТАВЛЯЕТ 35 МИН.

2. ПРИ ПОЛЕТЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВЫЙТИ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И ДОЛОЖИТЬ РУКОВОДИТЕЛЮ ПОЛЕТОВ.

3. НАГРУЗКА НА ГЕНЕРАТОР ВСУ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 100 А.

Если ВСУ не запустилась или самопроизвольно выключилась, а также в случае отсутствия напряжения после включения генератора ВСУ (при его отказе) необходимо:

– после получения доклада от бортового техника о незапуске (самовыключении) ВСУ или отсутствии напряжения от резервного генератора дать команду бортовому технику выключить ВСУ и резервный генератор;

– дать команду всем членам экипажа выключить потребители электроэнергии, без которых можно безопасно завершить полет;

– принять решение о посадке на ближайший аэродром или выбранную площадку.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПОЛЕТАХ НА АККУМУЛЯТОРАХ ПОМНИ:

1. ЗАПАСА ЭНЕРГИИ АККУМУЛЯТОРОВ ДОСТАТОЧНО ДЛЯ ПИТАНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ НОЧЬЮ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 15 мин.

2. ЗАПАСА ЭНЕРГИИ АККУМУЛЯТОРОВ ПРИ ОДНОЙ ПОПЫТКЕ ЗАПУСКА ВСУ ДОСТАТОЧНО ДЛЯ ПИТАНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ, ПОДКЛЮЧЕННЫХ К АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ В СМУ НОЧЬЮ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 6 мин.

3. С ЦЕЛЬЮ УВЕЛИЧЕНИЯ ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА НА АККУМУЛЯТОРАХ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ВЫКЛЮЧИТЬ НАСОС РАСХОДНОГО БАКА И ОДИН ИЗ ДВУХ РАБОТАЮЩИХ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ И ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ОДНУ ПОПЫТКУ ЗАПУСКА ВСУ.

4. ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ АККУМУЛЯТОРЫ ЯВЛЯЮТСЯ АВАРИЙНЫМ ИСТОЧНИКОМ ПИТАНИЯ И СЛУЖАТ ДЛЯ ПИТАНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ КАТЕГОРИИ (см. 8.20).

ОТКАЗ ОДНОГО ВЫПРЯМИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА**6.25.5. Признаки:**

- загорание желтого табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. (ВУ 2 НЕ РАБОТ.) на электрощитке электропульты и желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ ТОКА в положение отказавшего ВУ стрелка амперметра отклоняется до нуля;
- отключается керосиновый обогреватель КО-50, не горит табло КО-50 РАБОТАЕТ (если был включен в полете).

6.25.6. Действия экипажа:

- установить выключатель отказавшего выпрямителя ВЫПРЯМИТЕЛИ 1 (2) на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК в положение ОТКЛ.;
- командиру экипажа принять решение о прекращении выполнения задания и возвращении на аэродром вылета или о выполнении посадки на запасном аэродроме.

ОТКАЗ ДВУХ ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ**6.25.7. Признаки:**

- загорание желтых табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. и ВУ 2 НЕ РАБОТ.;
- загорание желтого ЦСО на приборной доске левого летчика;
- при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ ТОКА в положение выпрямителей стрелки амперметров устанавливаются на ноль;
- отключается керосиновый обогреватель КО-50, не горит табло КО-50 РАБОТАЕТ (если был включен в полете).

6.25.8. Действия экипажа:

- установить выключатели выпрямителей на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК в положение ОТКЛ.;
- запустить ВСУ;
- после выхода ВСУ на нормальные обороты установить выключатель РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. в положение ВКЛ.;
- выполнение задания прекратить и произвести посадку на аэродроме вылета или ближайшем аэродроме. Для принятия решения при выборе места посадки необходимо учесть, что суммарное время питания потребителей первой категории от аккумуляторов и генератора ВСУ составляет 35 мин.

6.26. Отказ автопилота**6.26.1. Признаки:**

- незначительный, но ощутимый рывок вертолета по курсу, крену, тангажу или высоте с одновременным уходом подвижного индекса нулевого индикатора канала в крайнее положение;
- возникновение колебаний вертолета относительно одной из осей с колебанием подвижного индекса индикатора канала;
- медленный уход вертолета с заданного режима полета;

- загорание лампы-кнопки на пульте управления.

6.26.2. Действия экипажа:

- при изменении пространственного положения вертолета своевременным отклонением рычагов управления предотвратить вращение вертолета и перевести его в горизонтальный прямолинейный полет; определить отказавший канал (каналы) автопилота по уходу подвижного индекса нулевого индикатора на пульте автопилота в крайнее положение; выключить отказавший канал и убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом автопилота; принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

- при возникновении колебаний вертолета выключить автопилот кнопкой, расположенной на ручке управления, и убедиться в исчезновении колебаний вертолета;

- последовательно включать каналы автопилота, проверяя, не возникают ли колебания вертолета; как только появятся колебания вертолета, выключить тот канал, после включения которого они возникли: убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом и принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

- в случае медленного ухода вертолета с установленного режима полета определить отказавший канал автопилота по уходу подвижного индекса индикатора, выключить отказавший канал и принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

- при непреднамеренном развороте вертолета по курсу немедленно поставить ноги на педали, при этом от нажатия надпедальников произойдет отключение канала направления и движение педалей прекратится. Повторное включение отказавшего канала **запрещается**.

6.27. Отказ левого авиагоризонта

6.27.1. Признаки:

- появление флажка сигнализации отказа авиагоризонта;
- на изменение крена и тангажа силуэт-самолетик не реагирует.

6.27.2. Действия летчиков:

- выключить и заарретировать АГ;
- в сложных метеорологических условиях и ночью выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром;

- пилотирование вертолета производить по дублирующим приборам (указателю поворота, указателю высоты, вариометру) и правому авиагоризонту;

- в простых метеорологических условиях принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания.

Примечание. При включенном автопилоте дополнительным признаком отказа правого авиагоризонта является рывок вертолета по крену и тангажу. При отказе правого авиагоризонта летчику-штурману доложить командиру экипажа, выключить и заарретировать авиагоризонт, а летчику выключить автопилот.

6.28. Отказ курсовой системы

6.28.1. Признаки:

- резкое изменение показаний курса на указателе УГР-4УК в момент появления отказа;
- несоответствие показаний указателя УГР-4УК и показаний КИ-13 в прямолинейном горизонтальном полете;
- резкий, но незначительный рывок по курсу в момент появления отказа при полете с включенным автопилотом;
- отсутствие реакции стрелки указателя УГР-4УК на изменение курса полета;
- загорание лампы ЗАВАЛ ГА на пульте управления ГМК-1А.

6.28.2. Действия экипажа: выполнение задания прекратить и вывести вертолет на свой или ближайший аэродром, используя радиокompас и магнитный компас КИ-13. При отсчете показаний по магнитному компасу крен и тангаж вертолета не должны превышать 10°.

6.29. Отказ барометрического высотомера

6.29.1. Признаки:

- неустойчивые показания;
- изменение показаний при постоянной высоте полета;
- постоянство показаний при изменении высоты полета.

6.29.2. Действия экипажа:

- проверить, включен ли обогрев ПВД;
- перевести кран приемников статического давления в положение ЛЕВАЯ, а затем ПРАВАЯ и оценить правильность показаний прибора при этих положениях. Если показания высоты при питании от левого или правого приемника устойчивые и соответствуют режиму полета, то кран приемника оставить в положении, при котором указатель показывает высоту правильно, и продолжать выполнение задания.

Если признаки отказа высотомера остались, то постоянство высоты выдерживать по указателю радиовысотомера, исправному барометрическому высотомеру и вариометру.

6.30. Отказ левого указателя скорости

6.30.1. Признаки:

- неустойчивые показания;
- расхождение показаний скорости по указателю левого и правого летчика;
- несоответствие скорости полета по указателю установленному режиму полета.

6.30.2. Действия экипажа:

- перевести кран приемников статического давления в положение ЛЕВАЯ, а затем - ПРАВАЯ и оценить правильность показаний прибора при этих положениях. Если показания скорости при питании от левого или правого приемника устойчивые и соответствуют режиму полета, то кран приемника

оставить в положении, при котором указатель показывает скорость правильно, и продолжать выполнение задания;

- в случае неустойчивых показаний или несоответствия его показаний режиму полета при нахождении кран приемника в положении как ЛЕВАЯ, так и ПРАВАЯ, контроль скорости полета осуществлять по правому указателю;

- принять решение о возможности дальнейшего выполнения задания или произвести посадку на ближайший аэродром.

6.31. Отказ радиостанции Р-863

6.31.1. Признаки:

- отсутствует ответ наземной радиостанции на запрос;
- отсутствует самопрослушивание при работе радиостанции в режиме "Передача".

6.31.2. Действия экипажа:

- убедиться в том, что АЗС КОМАНД. РС и СПУ включены, а переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ установлен в положение УКР;

- проверить надежность подсоединения разъема шлемофона и его исправность;

- проверить правильность установки необходимого канала связи;

- проверить, установлен ли регулятор громкости на пульте управления Р-863 в положение максимальной громкости;

- проверить радиосвязь на других каналах;

- если после указанной проверки радиосвязь не будет восстановлена, перейти на работу по KB радиостанции, доложить об этом руководителю полетом и действовать по его указанию.

6.32. Отказ радиокompаса АРК-15М

6.32.1. Признаки:

- стрелка указателя радиокompаса при изменении направления полета остается неподвижной;

- непрерывное вращение стрелки указателя радиокompаса или большие ее колебания в прямолинейном полете;

- не прослушиваются позывные приводной радиостанции, на которую настроен радиокompас.

6.32.2. Действия экипажа:

- убедиться в том, что АЗС РАДИОКОМПАС АРК-15М включен, переключатель рода работ радиокompаса установлен в положение КОМПАС, а переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ - в положение РК 1;

- запросить у руководителя полетов, работает ли приводная радиостанция, и проверить настройку радиокompаса;

- если работоспособность радиокompаса восстановить не удалось, то об отказе доложить руководителю полетов;

— заход на посадку выполнять с помощью автоматического радиопеленгатора (п.4.21) и по командам руководителя полетов.

6.33. Потеря радиосвязи

Радиосвязь с руководителем полетов (КП) считается потерянной, если в течение 5 мин при использовании всех имеющихся каналов радиосвязи на неоднократные запросы по каждому из них руководитель полетов не отвечает.

При потере радиосвязи включить сигнал БЕДСТВИЕ и действовать в соответствии с Наставлением по производству полетов.

6.34. Действия экипажа при потере ориентировки

В случае потери ориентировки экипажу необходимо:

— включить сигнал БЕДСТВИЕ и немедленно доложить руководителю полетов о потере ориентировки;

— записать время и курс полета, определить остаток горючего и оценить обстановку;

— при необходимости встать в круг, перейти на режим максимальной продолжительности полета и набрать высоту 800-1000 м, чтобы создать наилучшие условия для обнаружения вертолета и оказания ему помощи средствами РТО;

— при потере ориентировки вблизи государственной границы или за линией фронта взять курс на свою территорию, а при полете над морем - в сторону берега;

— вступить в связь с радиопеленгаторами (радиолокаторами), ответившими на сигнал "Полюс", запросить у них курс полета на радиопеленгатор (радиолокатор) и взять курс, данный руководителем полетом (оператором), для выхода на аэродром;

— прокладкой пути и запросом радиопеленгаторов запасных аэродромов определить район местонахождения вертолета, а затем наметить средства и способы для уточнения места вертолета. Определив место вертолета (восстановив ориентировку), доложить руководителю полетов об этом и действовать по его указаниям. При отказе радиооборудования на вертолете восстановление ориентировки следует производить выходом на линейный ориентир, взяв курс, перпендикулярный ему. Если после выхода на линейный ориентир ориентировка не будет восстановлена, полет следует продолжать вдоль ориентира в сторону наиболее вероятного местонахождения крупных характерных ориентиров;

— если восстановить ориентировку не удалось, не допуская полного израсходования горючего, произвести посадку на первом встретившемся аэродроме или пригодный для посадки площадке.

6.35. Отказ системы подвижных упоров управления

6.35.1. Признаки:

- при увеличении высоты полета или температуры наружного воздуха подвижный индекс нулевого индикатора не изменяет своего положения или отклоняется вправо (на ограничение хода правой педали);
- загорание кнопки-табло ОТКЛ. с красным светофильтром и отклонение подвижного индекса в крайнее левое положение.

6.35.2. Действия экипажа:

- при возникновении в полете первого признака отказа системы подвижных упоров поставить выключатель СПУУ-52 в нижнее положение и убедиться в установке подвижного индекса в крайнее левое положение. В этом случае, а также при возникновении второго признака отказа посадку произвести в обычном порядке, не допуская резких и на большую величину отклонений педалей в целях предотвращения чрезмерного возрастания нагрузки трансмиссии вертолета;
- если после постановки выключателя СПУУ-52 в нижнее положение подвижный индекс не устанавливается в крайнее левое положение, произвести посадку по-самолетному. При невозможности выполнить посадку по-самолетному произвести сброс внешних подвесок, выработать топливо из основных баков и произвести посадку по-вертолетному против ветра.

6.36. Неисправности ПОС винтов

6.36.1. Признаки:

- при первых признаках обледенения и загорании красного табло ОБЛЕДЕН. загорается табло ОТКАЗ ПОС НВ, красный и желтый ЦСО, а табло ПОС ВКЛЮЧЕНА и 1,2,3,4 СЕКЦИЯ не горят (не включается противообледенительная система НВ и РВ в автоматическом режиме). Отсутствуют показания амперметра при контроле тока секций лопастей НВ и РВ;
- в случае неисправности токосъемника НВ при включенной противообледенительной системе НВ и РВ после загорания красного табло ОБЛЕДЕН. и красного ЦСО табло: ОТКАЗ ПОС НВ, ПОС ВКЛЮЧЕНА и 1,2,3,4 СЕКЦИИ не горят;
- в СПУ экипажа включение звукового сигнала "зуммер";
- появление тряски вертолета при полете в условиях обледенения при включенной противообледенительной системе НВ и РВ не включаются табло обогрева отдельных секций, потребляемые токи не соответствуют установленным значениям.

6.36.2. Действия экипажа:

ПРИ НЕВКЛЮЧЕНИИ ПОС НВ И РВ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

- дать команду бортовому технику ПОС НВ и РВ включить в ручной режим;
- в случае не включения ручного режима, выйти из зоны обледенения и продолжить выполнение задания;

— при невозможности выхода из зоны обледенения выполнить полет и посадку на ближайшем аэродроме.

ПРИ НЕИСПРАВНОСТИ ТОКОСЪЕМНИКА НВ

- дать команду бортовому технику выключить ПОС НВ и РВ;
- выйти из зоны обледенения;
- продолжить выполнение задания;
- при невозможности выхода из зоны обледенения выполнить полет и посадку на ближайшем аэродроме.

ПРИ ОТСУТСТВИИ ОБОГРЕВА ОТДЕЛЬНЫХ СЕКЦИЙ ЛОПАСТЕЙ

- дать команду бортовому технику проверить потребляемые токи нагревательных элементов секций;
- выйти из зоны обледенения и продолжить выполнение задания;
- при невозможности выхода из зоны обледенения выполнить полет и посадку на ближайшем аэродроме.

6.37. Вынужденное покидание вертолета в полете

6.37.1. Полеты до высоты 100 м, в том числе висения, подлеты и перемещения у земли, а также полеты при перевозке пассажиров и раненых на любой высоте, разрешается выполнять без парашютов. В этом случае на сиденьях должны быть специальные подушки, а члены экипажа - пристегнуты привязными ремнями. Во всех остальных случаях полеты производить со спасательными парашютами. Для раскрытия ранца на парашюте должен быть смонтирован страхующий парашютный прибор типа КАП-3 или ППК-У, установленный на высоту срабатывания 500 м (над рельефом местности) и на время срабатывания 2 с.

6.37.2. После посадки на свои рабочие места члены экипажа обязаны присоединить карабин фала гибкой шпильки парашютного прибора к кольцу на чашке сиденья.

6.37.3. В случае возникновения в полете аварийной обстановки, при которой не обеспечивается безопасность посадки и создается угроза жизни перевозимых людей и членов экипажа, командир экипажа обязан прекратить выполнение задания и принять решение об аварийном покидании в воздухе, командиру экипажа по возможности снизить скорость полета.

6.37.4. Покидание вертолета в воздухе производится по командам командира экипажа.

Если вертолет управляемый, то подаются две команды: предварительная - "Приготовиться к прыжку" и исполнительная - "Прыжок". Когда вертолет неуправляемый, то подается только одна исполнительная команда - "Прыжок".

6.37.5. При вынужденном покидании вертолета необходимо после отделения от него сделать задержку раскрытия парашюта в зависимости от высоты полета:

- на высотах более 500 м..... 5 с;
- на высотах 200-500 м..... 2 с;

– на высотах менее 200 м..... немедленно.

6.37.6. При пользовании парашютными приборами с фалом гибкой шпильки длиной 2 м включение прибора для раскрытия ранца парашюта будет происходить только после отделения летчиков от вертолета через боковые аварийные люки, а бортового техника - как через аварийные люки летчиков, так и через двери грузовой кабины.

При необходимости покидания вертолета летчиками через двери грузовой кабины необходимо отсоединить карабин фала гибкой шпильки от специального узла на чашке сиденья.

6.37.7. Покидание вертолета членами экипажа осуществляется через аварийные люки летчиков после сброса сдвижных блистеров или, при необходимости, через левую и правую двери грузовой кабины после их аварийного сброса.

Перевозимые в грузовой кабине люди покидают вертолет через левую и правую двери грузовой кабины после их аварийного сброса.

6.37.8. Члены экипажа покидают управляемый вертолет в такой последовательности: первым покидает летчик-штурман, вторым – бортовой техник через аварийный люк летчика-штурмана или через дверь грузовой кабины.

Если в грузовой кабине находятся люди с парашютными системами, то командир экипажа покидает вертолет после покидания ими вертолета.

6.37.9. Действия летчика-штурмана при покидании вертолета по команде командира экипажа:

- правой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера и расстегнуть замок привязных ремней;

- левой рукой взяться за козырек приборной доски, а правой за полумягкую петлю в переднем верхнем углу проема блистера;

- приподняться с сиденья, вывести парашют из чашки сиденья;

- поставить правую ногу в чашку сиденья и развернуться вправо лицом к проему блистера;

- взяться правой рукой за правый нижний угол проема блистера, а левой рукой за левый нижний угол проема блистера и поставить левую ногу на чашку сиденья с упором в правую стенку чашки;

- толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе, втягивая корпус тела в проем блистера, отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.37.10. Действия бортового техника по команде командира экипажа:

а) При покидании вертолета через проем блистера летчика-штурмана:

- расстегнуть замок привязных ремней;

- встать с сиденья и сделать левой ногой шаг вперед;

- развернуться вправо лицом к проему блистера, правую ногу поставить на чашку сиденья летчика-штурмана;

- обеими руками взяться за боковые обрезы проема блистера;

- толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

б) При покидании вертолета через проемы дверей грузовой кабины:

- расстегнуть замок привязных темней;
- встать с сиденья и развернуться влево на 180°;
- левой рукой откинуть сиденье вверх;
- правой рукой открыть дверь в грузовую кабину;
- войти в грузовую кабину, ручку аварийного сброса входной двери повернуть влево и оттолкнуть от себя;

Вынужденное покидание вертолета через проем левой двери (с увеличенной шириной) необходимо выполнять, отделяясь от передней его части, в следующей последовательности:

- встать перед обрезом на колени;
- взяться левой рукой за нижний, а правой - за передний обрез проема двери;

- оттолкнуться от обреза проема руками в сторону вниз головой

Вынужденное покидание вертолета через проем правой двери выполнять в следующей последовательности:

- поставить правую ногу в правый угол проема двери и толчком обеих ног отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.37.11. Действия командира экипажа (левого летчика) при покидании вертолета:

- левой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера;
- правой рукой расстегнуть замок привязных ремней;
- правую ногу вынести в проход и поставить на пол между, сиденьями летчиков;
- правой рукой взяться за полумягкую петлю в верхнем проеме блистера, а левой рукой опереться в нижний левый угол проёма;
- приподняться, вывести парашют из сиденья, развернуться влево лицом к проему и поставить левую ногу на чашку сиденья;
- толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.37.12. Действия перевозимых людей с парашютными системами при покидании вертолета по команде командира экипажа:

- сбросить аварийные входные двери (если они не сброшены бортовым техником);

- зацепить карабин вытяжного фала парашюта за трос у входных дверей;
- покинуть вертолет через проемы входных дверей в последовательности, указанной командиром экипажа перед вылетом,

Вынужденное покидание вертолета через проем левой двери (с увеличенной шириной) необходимо выполнять, отделяясь от передней его части, в следующей последовательности:

- встать перед обрезом на колени;
- взяться левой рукой за нижний, а правой - за передний обрез проема двери;
- оттолкнуться от обреза проема руками в сторону вниз головой.

Вынужденное покидание вертолета через проем правой двери выполнять в следующей последовательности:

- поставить правую ногу в правый угол проема двери и толчком обеих ног отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.37.13. Если после выдергивания рукоятки аварийного сброса блистера (двери, крышки люка) сброс не произошел, энергичным толчком ноги или руки вытолкнуть блистер (дверь, крышку люка) наружу.

6.37.14. При полетах с использованием комплекта кислородного оборудования ККО-ЛС2 перед покиданием вертолета убедиться (после вставания с рабочего места) что кислородная магистраль разъединена. В противном случае необходимо принудительно разъединить магистраль, дернув за красный шарик на разъединителе Р-58.

6.38. Правила вынужденного покидания вертолета на земле

6.38.1. Аварийное покидание вертолета на земле выполнять в следующем порядке:

- членам экипажа через проемы аварийно сброшенных блистеров и дверей (левой и правой) грузовой кабины;

- пассажирам (десантникам) через проемы аварийно сброшенных левой и правой дверей грузовой кабины, а также через задний проем грузовой кабины по выпущенной бортовым техником аппарели.

6.38.2. Перед аварийным покиданием вертолета членам экипажа необходимо расстегнуть привязные ремни, оказать помощь пассажирам в покидании вертолета и после этого покинуть вертолет.

После покидания вертолета оказать помощь травмированным, отбежать на безопасное расстояние.

6.39. Рекомендации по действиям экипажа при вынужденном покидании приводнившегося вертолета

6.39.1. Командиру экипажа после принятия решения на приводнение:

- подать команду экипажу "Приготовиться к приводнению"
- сбросить блистер своего аварийного выхода подтянуть привязные ремни;

- отсоединить карабин фала парашютного прибора от кресла;

- произвести приводнение;

- опустить светофильтр защитного шлема.

6.39.2. Летчику-штурману:

- сбросить блистер своего аварийного выхода;

- подтянуть привязные ремни;

- отсоединить карабин фала парашютного прибора;

- оказать помощь командиру экипажа в пилотировании и приводнении вертолета;

- опустить светофильтр защитного шлема.

6.39.3. Бортовому технику:

- открыть грузовые двери;
- занять свое рабочее место, застегнуть и подтянуть привязные ремни;
- принять изготовочную позу, исключающую возможность травмирования в момент приводнения вертолета.

ПОСЛЕ ПРИВОДНЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА

6.39.4. Командиру экипажа:

— оценив условия приводнения (вертолет находится на плаву - в горизонтальном положении, на левом или правом боку), подать команду экипажу: "Покинуть вертолет". При этом командир экипажа своими действиями создает благоприятные условия для покидания вертолета членами экипажа (удерживая вертолет на плаву или в равновесном положении) и покидает вертолет через свой аварийный выход с парашютом, для чего перед покиданием рычаг шаг-газ и РРУД перевести вниз до упора, расстегнуть привязные ремни.

В процессе покидания (если кабина не заполнена водой) правой рукой взяться за мягкую ручку в верхнем переднем углу проема блистера, а левой - за задний обрез проема блистера в его средней части, затем перенести левую ногу через рычаг шаг-газ и РРУД и поставить на нижний обрез проема люка, а правую - перенести на пол слева от ручки управления, после чего встать с сиденья с парашютом, вывести голову и туловище за обводы кабины и энергичным толчком отделиться от вертолета.

6.39.5. Летчику-штурману:

— по команде командира экипажа "Покинуть вертолет" выполнить действия, аналогичные действиям командира экипажа, но с учетом условий расположения своего рабочего места.

6.39.6. Бортовому технику:

— по команде командира экипажа "Покинуть вертолет" расстегнуть привязные ремни, выйти с парашютом в грузовую кабину, выбросить лодку группового пользования, если она есть на борту, и покинуть вертолет.

Примечание. Если вертолет после приводнения находится на левом или правом боку, то члены экипажа покидают вертолет через блистера, которые не находятся в воде, и верхний люк кабины экипажа.

6.39.7. Если положение вертолета в момент приводнения неопределенное или в случае его быстрого затопления – вертолет покидается без команды. Очередность покидания зависит от сложившейся обстановки, и каждый член экипажа момент покидания определяет для себя сам.

В случае затопления вертолета аварийное покидание производить с парашютом через аварийные выходы вплавь на спине, энергично отталкиваясь руками и ногами от элементов конструкции вертолета.

При невозможности покидания вертолета через свой аварийный выход членам экипажа покидать вертолет через ближайший аварийный выход.

ПОСЛЕ ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА

6.39.8. Члены экипажа должны:

- отплыть от вертолета на безопасное расстояние;
- освободиться от подвесной системы парашюта, не отсоединяя от обмундирования карабин фала НАЗ (лодки);

- включить систему газонаполнения или поддуть спасательный жилет (пояс);
- открыть ранец парашюта и раскрыть ручную промежуточное дно ранца;
- извлечь из ранца парашюта НАЗ, лодку МЛАС-1 "ОБ" и включить ручную систему газонаполнения лодки;
- влезть в лодку и втащить за собой НАЗ;
- собраться вместе и соединить лодки фалами плавучих якорей;
- найти лодку группового пользования, привести ее в рабочее состояние и разместиться в ней;
- воспользоваться содержимым НАЗ для подачи сигналов бедствия и оказания необходимой помощи друг другу.

6.40. Действия экипажа, при возникновении особых случаев в полете с применением очков ОВН-1

При возникновении особых случаев в полете экипажу действовать в соответствии с Разд. 6 Настоящего руководства.

При этом экипажу необходимо оценить характер особого случая и принять решение о дальнейших действиях. Для определения характера отказа командиру экипажа, при необходимости, перевести очки в походное положение. Летчику-штурману с применением очков производить осмотр впереди расположенной местности и докладывать об обнаруженных препятствиях.

Если в рекомендациях по действиям экипажа предусмотрено выполнение вынужденной посадки, то посадку произвести по решению командира экипажа с применением очков или с включенными посадочными фарами без применения очков.

Летчик - штурман и бортовой техник при этом оказывают помощь командиру экипажа в выборе площадки и ведут осмотр впереди расположенной местности.

Если в рекомендациях по действиям экипажа предусмотрено прекратить выполнение задания, то необходимо увеличить высоту до минимально безопасной (не менее 150 м) и возвратиться на свой или ближайший аэродром.

6.41. Отказ очков ОВН-1

6.41.1. Признаки:

- нет свечения одного или двух экранов ЭОП;
- исчезновение или резкое ухудшение изображения наблюдаемых объектов.

6.41.2. Действия экипажа

а) Нет свечения двух экранов ЭОП

У командира экипажа:

- перейти на пилотирование по приборам и перевести вертолет в набор высоты;

- дать команду летчику - штурману и бортовому технику вести осмотр внекабинного пространства;
- включить резервное питание очков от автономных источников (аккумуляторов);
- если работоспособность очков восстановилась, то отключить бортовое питание очков и продолжить выполнение задания. Если работоспособность очков не восстановилась:
 - увеличить высоту полета до минимально безопасной;
 - перевести очки в походное положение;
 - выключить бортовое и резервное питание очков;
 - отрегулировать яркость свечения СТО;
 - принять решение о прекращении или продолжении выполнения задания без применения очков.

Примечание. При работоспособных очках у бортового техника, командиру экипажа разрешается заменить свои очки на очки бортового техника и продолжить выполнение задания.

При отказе очков у летчика-штурмана и бортового техника необходимо:

- доложить командиру экипажа;
- включить резервное питание очков;
- если работоспособность очков восстановилась, то отключить бортовое питание, доложить командиру и продолжить выполнение задания;
- если работоспособность очков не восстановилась, то доложить командиру экипажа, перевести очки в походное положение, выключить бортовое и резервное питание.

Командиру экипажа при отказе очков у летчика - штурмана или бортового техника после их доклада оценить обстановку и принять решение о дальнейших действиях.

б) Нет свечения одного экрана ЭОП.

У командира экипажа:

- перейти на пилотирование по приборам и перевести вертолет в набор высоты до минимально безопасной;
 - принять решение о прекращении или продолжении выполнения задания.
- У летчика-штурмана или бортового техника:
- доложить командиру экипажа и действовать по его указаниям.

6.42. Усложнение условий полета с применением очков ОВН-1

6.42.1. Признаки:

- исчезновение или резкое ухудшение видимости внекабинного пространства одновременно у всех членов экипажа (при наличии свечения экранов ЭОП).

6.42.2. Действия экипажа.

Командиру экипажа:

- перейти на пилотирование по приборам;
- увеличить высоту до минимально безопасной;

- перевести очки в походное положение;
- выключить бортовое питание очков;
- принять решение о продолжении выполнения задания или возвращении на свой аэродром.

Остальным членам экипажа после доклада командиру перевести очки в походное положение и продолжать выполнять свои функциональные обязанности без применения очков.

6.42.3. Особенности вынужденного покидания вертолета в полете с применением очков.

Перед вынужденным покиданием вертолета в полете с парашютом членами экипажа, использующими очки ночного видения ОВН-1 необходимо:

- снять их, для чего нажать пальцем правой или левой руки два рычага на узле фиксации с последующим резким движением руки вниз;
- после выхода очков из направляющей на ЗШ-7В продолжить движение рукой в левую или правую сторону для отсоединения кабеля электропитания от ЗШ-7В;
- командир экипажа сбрасывает очки правой рукой вправо, летчик-штурман левой рукой влево, бортовой техник правой рукой вправо.

РАЗДЕЛ 7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

Содержание

РАЗДЕЛ 7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ	7-1
7.1. Проверка противообледенительной системы.....	7-3
7.2. Порядок пользования радиоэлектронным оборудованием	7-6
7.3. Эксплуатация кислородного оборудования	7-11
7.4. Обогрев и вентиляция кабин вертолета.....	7-14
7.5. Применение доплеровской аппаратуры ДИСС-15.....	7-15
7.6. Проверка системы подвижного упора	7-16
7.7. Порядок включения и проверки состояния источников электропитания	7-17
7.8. Запуск двигателя АИ-9В	7-20
7.9. Включение прожектора SX-16 при выполнении визуального поиска объектов в ночных условиях.....	7-21

7.1. Проверка противообледенительной системы

7.1.1. Проверка исправности и работоспособности ПОС выполняется перед полетами при температуре наружного воздуха +5°C и ниже, а также перед полетом в сложных метеорологических условиях.

Перед запуском двигателей проверить исправность противообледенительной системы (ПОС), для чего:

- включить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА (УПРАВЛЕНИЕ, ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВОГО, ПЗУ ДВИГАТ. ПРАВОГО, СО-121, СТЕКОЛ);

- убедиться, что переключатели РУЧНОЕ - АВТОМАТ включения обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ, находятся в положении АВТОМАТ, а переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. - в положении ВЫКЛ.;

- установить переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. в положение РУЧН., при этом загораются лампы табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ. ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН., что свидетельствует о подаче электропитания к программному механизму ПМК-21 включения электрообогрева лопастей несущего и рулевого винтов термоэлектронным регулятором ТЭР-1 включения обогрева стекол и ПЗУ, об открытии заслонки обогрева правого двигателя и ПЗУ;

- переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. поставить в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК., при этом табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы заслонок сработают на закрытие и выключатся;

- переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., что свидетельствует о подаче электропитания к электромеханизмам заслонок обогрева двигателя, обогрева входа в левый двигатель и ПЗУ;

- переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить в положение РУЧНОЕ, после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР, ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН., что свидетельствует о подаче электропитания к электромеханизмам заслонок обогрева двигателя, обогрева входа в правый двигатель и ПЗУ;

- переключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ., ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить соответственно в положения ВЫК. и АВТОМАТ, при этом табло ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы сработают на закрытие и выключатся;

- проверить работоспособность сигнализатора обледенения, для чего:

1. Снять предохранительную заглушку с вибратора датчика сигнализатора обледенения;

2. Включить автомат защиты сети противообледенительной системы СО-121 на правой панели АЗС.

Не должны загораться индикаторы ОБОГРЕВ и ОБЛЕДЕНЕНИЕ на передней панели преобразователя. Допускается одиночная вспышка индикатора ОБОГРЕВ.

3. Снять защитный колпачок с кнопки ИМИТАЦИЯ на передней панели преобразователя.

4. Нажать кнопку ИМИТАЦИЯ на время не более 2 с на передней панели преобразователя и отпустить ее в момент загорания индикаторов ОБОГРЕВ и ОБЛЕДЕНЕНИЕ на передней панели преобразователя и табло ОБЛЕДЕН на левой панели электропульты, включить секундомер бортовых часов и контролировать длительность горения табло ОБЛЕДЕН и СО-121 ИСПРАВЕН на левой панели электропульты.

ВНИМАНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВЫХОДА ДАТЧИКА ИЗ СТРОЯ (ПЕРЕГОРАНИИ ОБМОТКИ ОБОГРЕВА ВИБРАТОРА), ПОВТОРНОЕ НАЖАТИЕ КНОПКИ ИМИТАЦИЯ ПРОИЗВЕДИТЕ ЧЕРЕЗ ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ 2 мин., ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ СЛЕДУЮЩИХ ПРОВЕРОК, КНОПКУ ИМИТАЦИЯ НАЖИМАЙТЕ ЧЕРЕЗ ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ 15 мин.

5. С момента отпускания кнопки ИМИТАЦИЯ:

- через 6-10 с должно погаснуть табло ОБЛЕДЕН;
- через 30-52 с на левой панели электропульты должно загореться табло СО-121 ИСПРАВЕН;
- через 55-99 с табло СО-121 ИСПРАВЕН должно погаснуть.

6. Отключить автомат защиты сети СО-121 и закрыть кнопку ИМИТАЦИЯ защитным колпачком.

7. Надеть предохранительную заглушку на вибратор датчика.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РАБОТУ ПОС ЛОПАСТЕЙ ВИНТОВ ПРОВЕРЯТЬ ТОЛЬКО ПРИ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ.

После запуска двигателей при нормальной работе генераторов проверить работу противообледенительной системы, для чего:

- включить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА;
- на пульте управления ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ. поставить в положение РУЧН., при этом загорятся табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. Обогрев левого двигателя при этом не включается;

– поочередно устанавливая переключатель ТОК ПОТРЕБИТЕЛЕЙ в положения ЛОПАСТИ НЕСУЩ. ВИНТА 1-2-3-4-5, по амперметру проверить ток, потребляемый каждой секцией нагревательных элементов лопастей несущего винта. Номер потребляющей секции определяется по загоранию ламп-табло 1 СЕКЦИЯ, 2 СЕКЦИЯ, 3 СЕКЦИЯ, 4 СЕКЦИЯ. Ток, потребляемый каждой секцией, должен быть в пределах 60-80 А;

– установить переключатель ТОК ПОТРЕБИТЕЛЕЙ в положение ХВОСТ. ВИНТ; ток, потребляемый группой одноименных секций нагревательных элементов, должен быть в пределах 110-150 А.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО И РУЛЕВОГО ВИНТОВ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ДЛЯ ПРОВЕРКИ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ ОДНОГО ЦИКЛА. ЕСЛИ В ТЕЧЕНИЕ ЭТОГО ВРЕМЕНИ ПРОВЕРКА ОСТАЛАСЬ НЕ ЗАКОНЧЕННОЙ, СЛЕДУЮЩЕЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ДЛЯ ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛНОЙ ПРОВЕРКИ ПРОИЗВОДИТЬ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 5 мин.

– проверить работу системы обогрева стекол, установив выключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ на пульте управления ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА, в положение РУЧНОЕ. Установить галетный переключатель в положение СТЕКОЛ. При этом нагрузка на сеть переменного тока 204 В должна быть 40-120 А. Проверить на ощупь нагрев стекол.

Примечание. Включение обогрева стекол произойдет лишь в том случае, если температура окружающей среды будет ниже температуры настройки терморегуляторов (20°С).

– загорание табло ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. свидетельствует об открытии заслонок обогрева правого двигателя, обогрева входа в правый двигатель и ПЗУ;

– выключить противообледенительную систему. На пульте управления ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА выключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ, поставить в положение АВТОМ. и нажать кнопку выключения противообледенительной системы, при этом должны погаснуть табло ОБЛЕДЕН., ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. Проверку исправности и работоспособности противообледенительной системы двигателей и обогрева стекол можно производить независимо от проверки ПОС лопастей несущего и рулевого винтов.

Для проверки ПОС двигателей необходимо:

– переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., после чего загорается табло ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН.;

– переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить в положение РУЧНОЕ, после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН.; ток, потребляемый ПОС ПЗУ двигателей, должен быть в пределах 45-140 А;

– переключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ., ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить соответственно в положения ВЫК. и АВТОМАТ., при этом табло ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ОБОГРЕВ ДВ. ПРАВ., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы заслонок сработают на закрытие и выключатся.

Примечания: 1. При включении ПОС двигателей температура газов перед турбиной повысится на 25-50°С, увеличатся обороты турбокомпрессора на 1-2%, что свидетельствует о подаче горячего воздуха на обогрев.

2. При температуре наружного воздуха выше 15°С включение ПОС производить на режимах не выше номинального.

3. При снятых ПЗУ проверка ПОС производится в той же последовательности, при этом табло ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН. загораться не будут.

После проверки противообледенительной системы убедиться, что ручка галетного переключателя проверки напряжения стоит в положении ВЫК., а выключатель на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА - ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. стоит в положении АВТОМ. Выключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ стоят в положении АВТОМАТ., выключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. в положении ВЫК.

7.2 Порядок пользования радиоэлектронным оборудованием

Перед включением радиоэлектронного оборудования убедиться в том, что напряжение бортовой сети постоянного тока составляет 28,5 В и напряжение переменного тока 115 В.

Контроль за напряжением бортовой сети постоянного и переменного тока производится по вольтметрам, установленным на верхнем электропульте в кабине экипажа.

ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7

7.2.1. Переговорное устройство обеспечивает внутреннюю связь между членами экипажа. Кроме того, с помощью абонентского аппарата СПУ каждый член экипажа может использовать радиоаппаратуру, которая ему необходима в полете.

Для пользования переговорным устройством необходимо:

1. Летчику-штурману включить питание СПУ автоматом защиты СПУ, установленным на правой панели АЗС верхнего электропульты.

2. Каждому члену экипажа подключить шлемофон к кабелю абонентского аппарата СПУ.

3. Установить на абонентских аппаратах СПУ переключатель СЕТЬ 1 - СЕТЬ 2 в положение СЕТЬ 1.

4. Вызвать нужного члена экипажа нажатием кнопки СПУ (переключателя СПУ-РАДИО) на ручке управления вертолетом, или кнопки циркулярного вызова ЦВ на абонентском аппарате СПУ, или кнопки ВЫЗОВ на дополнительной переговорной точке.

Во всех случаях должна осуществляться связь между членами экипажа независимо от положения переключателя радиосредств и при любом положении переключателя СПУ-РАДИО на абонентском аппарате. При ведении внутренней связи левый и правый летчики одновременно должны прослушивать (с пониженной громкостью) радиоприем той радиостанции, на которую установлены переключатели абонентских аппаратов.

5. При проверке СПУ убедиться в разборчивости речи и громкости ее прослушивания. Отрегулировать громкость прослушивания регуляторами, установленными на абонентских аппаратах и дополнительных переговорных точках.

6. Для прослушивания сигналов, принимаемых радиокompасами с рабочего места бортового техника, необходимо переключатель ПРОСЛУШ. АРК-СВ - АРК-УКВ поставить соответственно в положение АРК-СВ или АРК-УКВ. При этом летчик (левый или правый) для обеспечения внутренней связи с бортовым техником (или инспектирующим) должен нажать кнопку ЦВ на своем абонентском аппарате. В свою очередь член экипажа, находящийся на рабочем месте бортового техника, для разговора с летчиками должен поставить переключатель ПРОСЛУШ. АРК-СВ - АРК-УКВ в нейтральное положение и нажать кнопку СПУ или, оставляя переключатель ПРОСЛУШ. АРК-СВ - АРК-УКВ в положении прослушиваемого радиокompаса, нажать кнопку ВЫЗОВ на дополнительной переговорной точке.

7. При работе летчика-штурмана с прицелом ОПБ-1Р для ведения связи по СПУ необходимо выключатель ЛАРИНГ на правом щитке электропульты

поставить в положение ВКЛ., что позволяет ему вести связь по СПУ без нажатия кнопки СПУ-РАДИО на ручке управления.

РАДИОСТАНЦИЯ Р-863

7.2.2. Для пользования радиостанцией Р-863 необходимо:

1. 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 пультах 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 в крайнее правое положение.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах.

2. Работа с радиостанцией в полете аналогична работе при проверке ее работоспособности на земле.

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

Примечания: 1. При приеме информации по радиостанции Р-863 работа по радиостанции Р-828 или Ядро-1А в режиме ПЕРЕДАЧА не рекомендуется из-за возможного появления помех радиоприему.

2. Выключатель аварийного приемника (АП) и переключатель прослушивания радиокompаса АРК-15 (РК) на пульте управления радиостанцией не задействованы.

РАДИОСТАНЦИЯ ЯДРО-1А

7.2.3. Для пользования радиостанцией Ядро-1А необходимо:

1. 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 в крайнее правое положение;
- ручками установки частоты необходимую частоту, при этом на пульте управления радиостанцией загорается табло НАСТ., которое должно погаснуть не более чем через 5 с.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или с помощью системы встроенного контроля. Для проверки работоспособности радиостанции с помощью системы встроенного

контроля нажать кнопку КОНТР., расположенную 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.

Примечания: 1. Если табло НАСТ. через 5 с не погасло, повторно установить рабочую частоту. Горение табло НАСТ. после указанных действий свидетельствует об отказе радиостанции.

2. При загорании на пульте управления табло АВАР. выключить радиостанцию и вновь включить. Горение табло АВАР. после указанных действий свидетельствует о неисправности в цепях питания радиостанции. Необходимо выключить радиостанцию.

2. Работа с радиостанцией в полете аналогична работе при проверке ее работоспособности на земле. При ухудшении слышимости сигналов наземной радиостанции выключить подавитель шумов. Для выключения радиостанции автомат защиты сети СВЯЗН. РС установить в положение ВЫК.

РАДИОСТАНЦИЯ Р-828

7.2.4. Для пользования радиостанцией Р-828 необходимо:

1. Включить питание радиостанции выключателем Р-828 ВКЛ.-ВЫКЛ., питание СПУ - автоматом защиты сети СПУ. Установить переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение КР, а переключатель СПУ-РАДИО в положение РАДИО. Установить переключатель Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС в положение СВЯЗЬ.

Установить на пульте управления радиостанцией:

- выключатель ПШ в положение ВЫКЛ.;
- регулятор громкости в крайнее правое положение;
- переключателем КАНАЛ номер заданного канала связи, при этом лампа НАСТР. должна загореться и через 1-5 с погаснуть.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах. Для выключения радиостанции выключатель Р-828 ВКЛ.-ВЫКЛ. установить в положение ВЫКЛ.

Примечания: 1. Если лампа НАСТР. не погасла после переключения канала, кратковременно нажать кнопку АСУ. При исправной радиостанции лампа НАСТР. должна погаснуть, а в телефонах должны появиться шумы.

2. В том случае, если после нажатия кнопки АСУ лампа НАСТР. не погасла, переключателем каналов произвести переключение с рабочего канала на любой промежуточный и обратно на рабочий. Повторно нажать кнопку АСУ. Горение лампы НАСТР. после указанных действий свидетельствует об отказе радиостанции Р-828.

2. В полете для обеспечения вывода вертолета на наземную радиостанцию типа Р-111, Р-123 с помощью радиокompаса АРК-УД при совместной его работе с радиостанцией Р-828 необходимо:

- убедиться, что питание радиостанции Р-828 и радиокompаса АРК-УД включено;
- установить двустороннюю радиосвязь по радиостанции Р-828 с наземной радиостанцией, дать команду оператору наземной радиостанции на включение ее в режим ТОНАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ.

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

Осуществить вывод вертолета на наземную радиостанцию путем выдерживания нулевых показаний указателя АРК-УД. При пролете наземной радиостанции показания указателя АРК-УД изменяются на 180°.

Примечания: 1. При приеме информации по радиокompасу АРК-УД работа по радиостанции Ядро-1А или Р-863 в режиме ПЕРЕДАЧА не рекомендуется из-за возможного появления помех радиоприему.

2. При работе радиокompаса АРК-УД по аварийно-спасательной радиостанции Р-855 переключатель Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС необходимо установить в положение СВЯЗЬ.

РАДИОКОМПАС АРК-15

7.2.5. Для пользования радиокompасом необходимо:

1. Включить питание радиокompаса и СПУ автоматами защиты сети КОМПАС СВ, СПУ.

Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение РК1, а переключатель СПУ-РАДИО в положение РАДИО.

2. Установить на пульте управления радиокompасом:

- переключатель рода работы в положение АНТ.;
- 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 КАНАЛ в положение 1;
- наборным устройством первого канала частоту работы приводной радиостанции и прослушать ее позывные, которые должны прослушиваться четко и ясно;
- переключатель рода работы в положение КОМ., 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° путем нажатия кнопки РАМКА, отпустить кнопку РАМКА, при этом стрелка указателя УГР-4 должна возвратиться в первоначальное положение.

3. Установить переключатель КАНАЛ в положение 2 и настроить радиокompас аналогичным образом.

4. Работа с радиокompасом в полете аналогична работе при проверке его работоспособности на земле.

5. При работе радиокompаса в условиях электростатических 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОС НЕСУЩЕГО И РУЛЕВОГО ВИНТОВ ДАЛЬНОСТЬ ПРОСЛУШИВАНИЯ ПОЗЫВНЫХ ПРС УМЕНЬШАЕТСЯ СО 180 км ДО 100 км, ПРИ ЭТОМ СТРЕЛКА УКАЗАТЕЛЯ РАДИОКОМПАСА ДАЕТ УСТОЙЧИВЫЕ ПОКАЗАНИЯ КУР.

Для прослушивания позывных ПРС разрешается кратковременное выключение ПОС несущего и рулевого винтов на время не более 30 с. Для

выключения ПОС переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. - АВТОМ. установить в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК., при этом переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. - в положение РУЧНОЕ. После прослушивания позывных ПРС переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ. установить в положение РУЧН.

МВ-ДМВ РАДИОКОМПАС АРК-УД

7.2.6. Для пользования радиоконпасом АРК-УД необходимо:

1. Включить автоматы защиты сети КОМПАС УКВ и СПУ на правой панели АЗС.

2. Установить выключатель АРК СВ - АРК УКВ в положение АРК УКВ (для вертолетов без указателя БСУП-2К радиоконпаса АРК-УД).

3. Установить переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение РК2, а переключатель СПУ-РАДИО - в положение РАДИО.

4. Установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение ШП, переключатель диапазонов - в положение УКВ, а переключатель КАНАЛ - в положение 4, при этом должны прослушиваться собственные шумы приемника.

5. Нажать кнопку КОНТР, и удерживать ее в таком положении, пока стрелка указателя АРК-УД установится в положение 180° с точностью $\pm 13^\circ$, при этом лампы-сигнализаторы УП и ШП должны гореть, а в телефонах должен прослушиваться тональный сигнал.

6. Нажать кнопку АНТ. Л (или П). Не отпуская кнопки КОНТР., отвести стрелку указателя АРК-УД на КУР= 0° . Отпустить кнопку и убедиться, что стрелка вернулась в прежнее положение. Отпустить кнопку КОНТР.

7. Произвести аналогичную проверку при установке переключателя режимов в положение УП (должна загореться лампа УП), а затем в положение И (должна загореться лампа И и, возможно, загорится лампа УП). При установке переключателя режимов в положение И в наушниках должен прослушиваться тональный сигнал с пониженной частотой.

8. Установить переключатель диапазонов на пульте управления в положение ДЦВ, а переключатель КАНАЛ - в положение 1. Проверить работоспособность радиоконпаса АРК-УД в режимах ШП, УП и И описанным выше методом.

Примечание. Разрешается проверку АРК-УД производить в диапазоне и режиме, необходимых для выполнения задания.

9. После проверки установить переключатели диапазонов и каналов в необходимое для выполнения задания положение и выключить радиоконпас установкой переключателя режимов в положение ВЫКЛ.

РАДИОВЫСОТОМЕР А-037

7.2.7. Включение и проверка работоспособности.

1. Включить автомат защиты сети ВЫСОТОМЕР, расположенный на правой панели АЗС верхнего электропульты.

2. Установить выключатель РАДИО. ВКЛ. – ВЫК., расположенный на левой приборной доске, в положение ВКЛ.

После включения радиовысотомера стрелка индикатора высоты должна отклониться в темный сектор и через 1-2 мин установиться в пределах

двойной оцифрованной нулевой риски шкалы, а флажок бленкера индикатора высоты должен исчезнуть из поля зрения.

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 телефонах членов экипажа в течение 3-9с слышится прерывистый сигнал) и световая сигнализация (загорается желтая лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА).

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

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

7.3. Эксплуатация кислородного оборудования

Полеты на высотах более 4000 м производить с использованием кислородного оборудования.

7.3.1. В состав оборудования входит три комплекта легкосъемного кислородного оборудования ККО-ЛС2, устанавливаемых на рабочих местах членов экипажа.

В состав каждого комплекта входят:

- кислородный прибор КП-75А;
- кислородный прибор КП-58;
- разъединитель Р-58;
- кислородная маска с замком КМ-16Н;

7.3.2. Для подготовки и пользования кислородным оборудованием в полете на корпусе кислородного прибора имеется:

- штуцер для присоединения кислородного баллона;
- зарядный штуцер;
- вентиль подачи кислорода с манометром для контроля наличия кислорода;
- ручка открытия крана дополнительной подачи кислорода (голубого цвета), имеющая два положения: СМЕСЬ и 100% O₂;
- ручка открытия крана непрерывной подачи (красного цвета), имеющая положения ВКЛ и ВЫКЛ.

7.3.3. До высоты 2000 м при установке ручки крана дополнительной подачи в положение СМЕСЬ дыхание осуществляется атмосферным воздухом, подсасываемым через клапан подсоса маски. С увеличением высоты будет автоматически подаваться смесь кислорода с воздухом, при этом с поднятием на высоту количество кислорода в смеси увеличиваться. Контроль за подачей кислорода осуществляется по индикатору потока, вмонтированному в шланг разъединителя.

Конструкция прибора позволяет переход на дыхание чистым кислородом и включение непрерывной подачи кислорода.

При установке ручки крана дополнительной подачи в положение 100% O₂ дыхание осуществляется чистым кислородом без подсоса воздуха на всех высотах.

При установке ручки крана непрерывной подачи в положение ВКЛ. Кислород непрерывным потоком под избыточным давлением поступает в маску, независимо от высоты.

7.3.4. Перед выполнением полета с использованием кислородного оборудования необходимо произвести осмотр и проверку работоспособности оборудования, для чего каждому члену экипажа необходимо:

- убедиться в отсутствии жировых и масляных пятен на деталях комплекта, в установке ручек дополнительной и непрерывной подачи соответственно в положении СМЕСЬ и ВЫКЛ;

- убедиться в наличии контровки (ниткой) чеки разъединителя;

- перед надеванием парашюта продеть правый ножной обхват в шлевку с замком, предназначенную для крепления разъединителя таким образом, чтобы при надетом парашюте замок располагался с наружной стороны (положение защелки замка может быть любым);

- закрепить замок разъема маски на парашютной лямке;

- продеть правый ножной обхват через скобу круговой лямки и вставить его пряжку в парашютный замок;

- пристегнуть карабин шнура разъединителя к скобе, при этом длину шнура отрегулировать так, чтобы он не мешал выполнять необходимые движения в полете и в то же время не давал большого провисания;

- присоединить маску к прибору, надеть и подогнать ее к лицу;

- проверить маску на герметичность, для чего, пережав гофрированный шланг маски, сделать вдох. Если вдох сделать нельзя - маска герметична и подогнана правильно;

- шланг разъединителя соединить с разъемом маски;

- плавно и до конца открыть вентиль прибора и по манометру убедиться в наличии кислорода в баллоне;

- установить ручку крана непрерывной подачи в положение ВКЛ и убедиться в поступлении кислорода в маску, сделав несколько вдохов и выдохов. При этом индикатор потока должен находиться в верхнем положении. Установить ручку непрерывной подачи в положение ВЫКЛ;

- установить ручку крана дополнительной подачи в положение 100% O₂ и сделать несколько вдохов и выдохов. Если при этом дыхание не затруднено и поплавков индикатора реагирует на вдох и выдох - комплект работает нормально;

- закрыть вентиль подачи кислорода и стравить давление из прибора, для чего сделать несколько вдохов и выдохов;

- после прекращения реагирования на дыхание поплавок индикатора потока убедиться, что манометр показывает 0 кгс/см² и снять кислородную маску;

- ручку крана дополнительной подачи установить в положение СМЕСЬ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ПРИ ПОЛЕТЕ НА ВЫСОТУ БОЛЕЕ 4000 м КИСЛОРОДНУЮ МАСКУ НАДЕВАТЬ НА ЗЕМЛЕ.

2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПРЕЖДЕВРЕМЕННОГО ВЫХОДА КИСЛОРОДНОГО ПРИБОРА ИЗ СТРОЯ ПОСЛЕ ЗАКРЫТИЯ ВЕНТИЛЯ СТРАВЛИВАНИЕ КИСЛОРОДА ИЗ ПРИБОРА ПРОИЗВОДИТЬ ОБЯЗАТЕЛЬНО.

7.3.5. При выполнении полета с использованием кислородного оборудования необходимо:

- убедиться, что ручки дополнительной и непрерывной подачи кислорода находятся соответственно в положении СМЕСЬ и ВЫКЛ;
- на земле надеть кислородную маску и оторвать вентиль подачи кислорода;
- по легкости дыхания и перемещению поплавка индикатора контролировать поступление кислорода в маску;
- следить по манометру за наличием кислорода. При уменьшении давления в баллоне до 25 кгс/см² доложить командиру экипажа;
- при ухудшении самочувствия или затруднении дыхания установить ручку непрерывной подачи в положение ВКЛ, проверить открытие вентиль подачи кислорода и доложить командиру экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УМЕНЬШЕНИИ ДАВЛЕНИЯ КИСЛОРОДА ДО 25 кгс/см² ИЛИ ВКЛЮЧЕНИИ КРАНА НЕПРЕРЫВНОЙ ПОДАЧИ ХОТЯ БЫ ОДНИМ ЧЛЕНОМ ЭКИПАЖА, КОМАНДИРУ ЭКИПАЖА ДОЛОЖИТЬ О СЛУЧИВШЕМСЯ РУКОВОДИТЕЛЮ ПОЛЕТОВ И СНИЗИТЬСЯ ДО ВЫСОТЫ НЕ ПРЕВЫШАЮЩЕЙ 3000 м.

7.3.6. При полете в зараженной атмосфере по команде командира установить ручку дополнительной подачи в положение 100% О₂.

7.3.7. В случае необходимости передвижения по вертолету с парашютом:

- снизиться до высоты не превышающей 3000 м;
- отсоединить разъединитель Р-58 от замка со шлевкой;
- закрыть вентиль прибора КП-75А;
- отсоединить байонетный замок разъединителя от шланга прибора КП-58 и извлечь шланг разъединителя из-под лямки.

После возвращения на рабочее место закрепить разъединитель в замке со шлевкой, проложить шланг разъединителя к прибору КП-58 под правым ножным обхватом, подсоединить байонетный замок разъединителя к шлангу прибора КП-58 и открыть вентиль прибора КП-75А.

7.3.8. После окончания пользования кислородом или снижении на высоту не более 3000 м закрыть вентиль, стравить давление в приборе, снять кислородную маску и установить ручку дополнительной подачи в положение СМЕСЬ.

7.3.9. Порядок проверки готовности кислородного оборудования, предназначенного для питания кислородом раненых, такой же, как указано в ст. 7.3.4.

Пользование кислородом больными и ранеными на земле и в полете производится периодически (по усмотрению медработника).

Для пользования кислородом необходимо:

- присоединить кислородную маску КМ-15И к прибору КП-21;
- надеть маску и убедиться в плотности прилегания ее к лицу;

– в наземных условиях и при полетах на высотах до 2000 м при необходимости питания кислородом, а также при отказе кислородного прибора, затруднении дыхания или ухудшении самочувствия на любой высоте полета открыть вентиль аварийной подачи на приборе КП-21.

7.4. Обогрев и вентиляция кабин вертолета

7.4.1. Керосиновый обогреватель (КО-50) рекомендуется включать:

- на земле при температуре наружного воздуха от +5°C и ниже;
- в воздухе при работающих двигателях на любом режиме полета.

При аварийных посадках КО-50 выключать перед приземлением.

Обогреватель может работать в автоматическом, ручном и вентилятором режимах. В режиме отопления воздух забирается из атмосферы с подсосом из грузовой кабины или для ускоренного прогрева только из грузовой кабины (режим рециркуляции) и подается в обогреватель. В режиме вентиляции воздух забирается из атмосферы.

7.4.2. Для обогрева кабин в автоматическом режиме необходимо:

- установить заслонку вентилятора воздухозаборника КО-50 в положение, соответствующее условиям запуска обогревателя. При запуске обогревателя на земле заслонка должна быть открыта, при запуске в полете - закрыта;

- включить автомат защиты сети КО-50;

- установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение АВТОМ.;

- установить задатчик температуры на заданную (требуемую) температуру;

- нажать кнопку ЗАПУСК, при этом на пульте должно загореться табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ. Затем должно загореться табло ЗАЖИГАНИЕ и погаснуть табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ. Одновременно с загоранием табло ЗАЖИГАНИЕ загорается табло КО-50 РАБОТАЕТ. По истечении не более 40 с погаснет табло ЗАЖИГАНИЕ, что будет означать установившийся процесс горения в КО-50.

7.4.3. Для обогрева кабин в ручном режиме необходимо:

- установить заслонку вентилятора обогревателя в положение, соответствующее условиям запуска обогревателя;

- включить АЗС КО-50;

- установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение РУЧН.;

- установить переключатель в положение ПОЛН. РЕЖИМ (максимальный режим) или СРЕДН. РЕЖИМ (средний режим);

- нажать кнопку ЗАПУСК.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЕСЛИ КО-50 НЕ ЗАПУСКАЕТСЯ В ТЕЧЕНИЕ НЕ БОЛЕЕ 30 С ПРИ ПОЛОЖИТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ И НЕ БОЛЕЕ 2 МИНУТ ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ (ТАБЛО ЗАЖИГАНИЕ НЕ ГАСНЕТ) УСТАНОВИТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ АВТОМ.–РУЧН НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ ОБОГРЕВАТЕЛЕМ В СРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ. ЗАТЕМ ПРОДУЙТЕ КАЛОРИФЕР, УСТАНОВИВ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ

ВЕНТИЛ. В ПОЛОЖЕНИЕ ВКЛ. ПО ИСТЕЧЕНИЕ 1-2 МИН ВЫКЛЮЧИТЕ ВЕНТИЛЯТОР. ПОВТОРИТЕ ЗАПУСК ОБОГРЕВАТЕЛЯ.

2. ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ АВТОМ. - РУЧН. ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ АВТОМ. В ПОЛОЖЕНИЕ РУЧН. И НАОБОРОТ НЕОБХОДИМО КО-50 ВЫКЛЮЧИТЬ, ОХЛАДИТЬ В ТЕЧЕНИЕ 10-15 МИН, А ЗАТЕМ ПРОИЗВЕСТИ ЗАПУСК В ТРЕБУЕМОМ РЕЖИМЕ.

3. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ЗАПУСК ОБОГРЕВАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ РЕЦИРКУЛЯЦИИ, ЕСЛИ ТЕМПЕРАТУРА В ГРУЗОВОЙ КАБИНЕ ВЫШЕ $+15^{\circ}\text{C}$.

7.4.4. Если требуется ускорить обогрев кабин вертолета в автоматическом или ручном режиме работы обогревателя при температуре наружного воздуха ниже -13°C , то необходимо перейти на режим рециркуляции, для чего рукоятку управления воздушной заслонкой из положения ИЗ АТМОСФЕРЫ перевести в положение ИЗ КАБИНЫ.

7.4.5. Для выключения обогревателя КО-50 установить переключатель АВТОМ. - РУЧН. в нейтральное положение. После посадки вертолета слить топливо из дренажного бачка.

7.4.6. Для перехода в режим вентиляции кабин установить выключатель ВЕНТИЛ. на пульте управления обогревателем в положение ВКЛ.

7.5. Применение доплеровской аппаратуры ДИСС-15

Проверить работоспособность доплеровской аппаратуры ДИСС-15, для чего:

- установить переключатель на пульте контроля аппаратуры (сзади правого летчика) в положение ПАМЯТЬ:

- установить переключатели С-М и К-Р в положения С и Р соответственно;

- установить АЗС ДИСС, выключатели ДИСС и (при необходимости) ПОДСВЕТ ДИСС в положение ВКЛ.; при этом на пульте контроля ДИСС должны загореться табло КОНТР, М и В, на индикаторе путевой скорости и угла сноса - табло П, на правой приборной доске - табло ДИСС ОТКАЗАЛ;

- проверить работу аппаратуры в режиме решения контрольных задач путем последовательной установки переключателя на пульте контроля ДИСС-15 в положения 1, 2 и 3; при этом показания индикатора висения и малых скоростей не должны отличаться более чем на $\pm 2,5$ км/ч и $\pm 0,5$ м/с соответственно от значений, указанных на пульте контроля, а показания индикатора путевой скорости и угла сноса должны быть $136 \pm 3,5$ км/ч и $0 \pm 1^{\circ}$ соответственно;

- проверить работу аппаратуры ДИСС-15 в режиме МОРЕ, установив переключатель С-М на индикаторе путевой скорости и угла сноса в положение М при установке переключателя на пульте контроля в положение СКОРОСТЬ-136, СНОС-0. Значение путевой скорости при этом должно увеличиться на 3 км/ч. Оставить переключатель С-М в положении С или М в зависимости от вида предполагаемых полетов - над сушей или морем соответственно;

- проверить работоспособность индикатора координат, установив на нем нулевые значения счетчиков ПУТЬ КМ, БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, УГОЛ КАРТЫ клавишами Н, В, ВЛ, ВПР, "-" и "+". При нахождении переключателя

на пульте контроля ДИСС-15 в положении СКОРОСТЬ-136, СНОС-0 и показаниях путевой скорости $136 \pm 3,5$ км/ч и угла сноса $0 \pm 1^\circ$ нажать клавишу ВКЛ. на индикаторе координат. При исправной работе аппаратуры за 5 мин счетчик ВПЕРЕД на индикаторе координат должен отработать 11,3 км;

- проверить правильность отработки вычислителем контрольной задачи, задаваемой с индикатора путевой скорости и угла сноса, путем установки переключателя К-Р в положение К. Показания путевой скорости должны быть $306 \pm 3,5$ км/ч, а угла сноса $15 \pm 1^\circ$;

- проверить переход аппаратуры в режим ПАМЯТЬ, поставив переключатель на пульте контроля в положение ПАМЯТЬ. При этом показания путевой скорости должны измениться не более чем на ± 9 км/ч, а угол сноса - не более чем на $\pm 3^\circ$. Одновременно должно загореться табло П на индикаторе путевой скорости и угла сноса. После выполнения указанных проверок установить переключатель К-Р в положение Р и переключатель на пульте контроля в положение РАБОТА.

Прогрев аппаратуры ДИСС-15 при температуре наружного воздуха выше 40°C составляет 5 мин, при более низкой температуре - не менее 15 мин.

При полетах над морем и большими водоемами (с гладкой водной поверхностью) в штилевых условиях показаниями аппаратуры ДИСС не пользоваться.

После пролета штилевого участка и перехода ДИСС в режим "РАБОТА" его показания могут быть использованы для выполнения полета.

7.6. Проверка системы подвижного упора

Для включения и проверки СПУУ-52 необходимо:

- после запуска двигателей включить АЗС на правой панели, выключатель СПУУ-52 на левом щитке электропульты летчиков установить в положение ВКЛ.;

- поставить педали в нейтральное положение;

- нажать кнопку ОТКЛ. на центральном пульте летчиков (кнопка-табло загорается) и, не отпуская ее, установить нажимной переключатель в положение t (планка индикатора нуля перемещается на правую промежуточную отметку), затем в положение Р (планка перемещается на левую отметку);

- отпустить кнопку-табло и нажимной переключатель (кнопка-табло гаснет, планка индикатора нуля занимает среднее положение);

- нажать кнопку-табло ОТКЛ. и, не отпуская ее, поворотом ручки КОНТРОЛЬ на пульте управления СПУУ установить планку индикатора нуля в крайнее правое положение;

- выключить выключатель СПУУ-52 (установив его в положение ВЫК.) и отпустить кнопку-табло (планка индикатора нуля должна переместиться в крайнее левое положение, а кнопка-табло продолжает гореть);

- включить выключатель СПУУ-52 (установив его в положение ВКЛ.), нажать кнопку-табло и, не отпуская ее, ручкой КОНТРОЛЬ установить планку индикатора нуля в среднее положение.

Перед полетом должны быть включены АЗС, выключатель СПУУ-52, индикатор нуля должен быть в среднем положении, а кнопка-табло ОТКЛ. не должна гореть.

В полете планка индикатора нуля перемещается влево с увеличением температуры или уменьшением давления наружного воздуха.

7.7. Порядок включения и проверки состояния источников электропитания

7.7.1. Включение и проверка аккумуляторов.

– установить галетный переключатель на панели постоянного тока последовательно в положения АККУМУЛЯТ 1 и 2 и убедиться по вольтметру, что напряжение разомкнутой цепи каждого аккумулятора не менее 25,5 В;

– включить топливный подкачивающий насос, ПТС, фары, обогрев ПВД, АНО в режим ЯРКО;

– установить галетный переключатель в положение АККУМУЛЯТ 1 и установить выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 в положение ВКЛ., и убедиться через 5 с, что нагрузка по амперметру составляет 85-100 А, а напряжение по вольтметру – не менее 24 В и горят табло ВУ 1 НЕ РАБОТ., ВУ 2 НЕ РАБОТ., ГЕН №1 ОТКЛ., ГЕН №2 ОТКЛ., РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;

– установить галетный переключатель в положение АККУМУЛЯТ 2, выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 2 установить в положение ВКЛ., а выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 в положение ОТКЛ., и через 5 с после включения убедиться, что нагрузка по амперметру составляет 85-100 А, а вольтметр показывает напряжение не менее 24 В;

– выключить включенные потребители электроэнергии;

– установить выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 в положение ВКЛ.;

7.7.2. Включение и проверка наземного источника питания:

– после установки и проверки аккумуляторов дать команду на подключение наземного источника питания к вилке;

– после подсоединения наземного источника питания к вилке бортовой части разъема загорается табло РАП ПОДКЛ.;

– установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ - ПТС АЭР. ПИТАН. на панели переменного тока в положение ПТС АЭР. ПИТАН.;

– установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения А, В, С АЭР. ПИТАН., при этом напряжение по вольтметру должно быть 115-119 В;

– переключатели ПТС и ТР-Р36В установить в положение АВТОМАТ, при этом должны загореться табло ~36 В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;

– установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения А, В, С ПТС, при этом напряжение по вольтметру должно быть 115-119 В;

– установить выключатель АЭР. ПИТАН. в положение ВКЛ., при этом табло ~36 В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ. должны погаснуть;

– установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ - ПТС АЭР. ПИТАН. в положение ГЕНЕРАТОРЫ;

– установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения А, В, С ГЕНЕРАТОР 1 и А, В, С ГЕНЕРАТОР 2 и проконтролировать по вольтметру наличие напряжения 115-119 В на шинах генераторов;

– выключатели ВЫПРЯМИТЕЛИ 1, 2 на панели постоянного тока поставить в положение ВКЛ., при этом табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. и ВУ 2 НЕ РАБОТ. должны погаснуть;

– установить галетный переключатель контроля напряжения на панели постоянного тока последовательно в положения ШИНА ВУ КАНАЛЫ 1 и 2, при этом напряжение по вольтметру должно быть 27-29 В, после чего поставить переключатель в положение ОТКЛ;

– убедиться по величине отклонения стрелок амперметров постоянного тока ниже нулевого значения о режиме заряда аккумуляторов.

Примечания: 1. Величина тока заряда нормально заряженных аккумуляторов должна быть не более 10 А. Если аккумуляторы слабо заряжены, ток заряда после включения ВУ может быть более 10 А, но при этом он должен уменьшаться по мере зарядки аккумуляторов и через 30 минут работы ВУ составлять не более 10 А.

2. При малой нагрузке на шинах ВУ №1 и №2 возможно циклическое отключение одного из выпрямителей.

7.7.3. Включение и проверка генератора двигателя АИ-9В:

– включить и проверить напряжение аккумуляторов (см. 7.7.1);

– проверить исправность системы пожаротушения (см. 3.3.7);

– запустить двигатель АИ-9В (см. 7.8);

– включить выключатель РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. на панели постоянного тока;

– установить галетный переключатель контроля напряжения на панели постоянного тока последовательно в положение РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. и проверить по вольтметру напряжение резервного генератора, которое должно быть 28,5 В. При необходимости подрегулировать его реостатом РЕГУЛИР. НАПРЯЖ. М-Б;

– переключатели ПТС и ТР-Р36В на панели переменного тока установить в положение РУЧНОЕ, а затем в положение АВТОМАТ, при этом должны загореться табло ~36 В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;

– убедиться в наличии напряжения переменного тока, для чего переключатели ГЕНЕРАТОРЫ – ПТС АЭР. ПИТАН. установить в положение ПТС АЭР ПИТАН. и, устанавливая галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ поочередно в положения А-В-С, проверить по вольтметру напряжения на шинах ПТС, которые должны быть 115-119 В;

– переключатели ПТС и ТР-Р36В установить в положение РУЧНОЕ, при этом табло РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ. должно погаснуть;

– контроль тока генератора ВСУ осуществлять при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ ТОКА в положение РЕЗЕРВ.ГЕНЕР.

Примечания: 1. Величина тока генератора ВСУ при проверке оборудования не должна превышать 100 А.

2. От генератора ВСУ возможна проверка оборудования, кроме потребителей подключенных к шинам генераторов 1 и 2 переменного тока.

3. Для выполнения проверки оборудования необходимо включить выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. на панели постоянного тока, при этом должно загореться табло ПРОВЕРКА ОБОРУД.

4. Ввиду ограниченной мощности стартер – генератора СТГ-3 (3 кВт) и ПТС (800 ВА) проверку оборудования от них необходимо производить только поочередно, с контролем тока генератора ВСУ.

5. В случае появления тока разряда аккумуляторов, выключить включенные потребители, и, если разряд не прекратился, выключатели ПРОВЕРКА ОБОРУД. и РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. установить в положение ОТКЛ.

7.7.4. Включение и проверку генераторов переменного тока и выпрямительных устройств производить при работе двигателей на режиме правой коррекции на оборотах НВ не менее 88% в следующей последовательности:

- нажать переключатели ГЕНЕРАТОРЫ 1 и 2 на панели переменного тока в положение КОНТРОЛЬ, при этом за время не более 5 с должны выключиться табло ГЕН №1 ОТКЛ., ГЕН №2 ОТКЛ., после возвращения переключателей в нейтральное (среднее) положение эти табло должны загореться вновь;

- для включения системы переменного тока установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ 1 в верхнее положение, и, после погасания табло ГЕН №1 ОТКЛ., установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ 2 в верхнее положение. После погасания табло ГЕН №2 ОТКЛ., установить выключатель АЭР. ПИТАН. в положение ОТКЛ.;

Примечание. Поочередное включение генераторов производится для обеспечения непрерывного питания бортовой сети напряжением 27 В.

- переключатель ГЕНЕРАТОРЫ – ПТС АЭР. ПИТАН. установить в положение ГЕНЕРАТОРЫ;

- установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ поочередно во все положения А, В, С и проверить по вольтметру напряжения на шинах генераторов 1 и 2, которое должно быть 115-119 В;

- дать команду на отсоединение наземного источника питания от вертолета;

- после отсоединения розетки наземного источника питания табло РАП, ОТКЛ. должно погаснуть;

- переключатели ТР-Р36В и ПТС установить в положение АВТОМАТ;

- переключатель ТРАНСФ. ДИМ на центральном пульте установить в положение ОСНОВ.;

- выключатель ВЫПРЯМИТЕЛИ 1, 2 установить в положение ВКЛ.;

- установить галетный переключатель контроля напряжения на панели постоянного тока в положение ШИНА ВУ КАНАЛЫ 1 и 2, при этом напряжение по вольтметру должно быть 27-29 В, после чего установить переключатель в положение ОТКЛ.;

- проверить работу выпрямительных устройств по отклонению стрелки амперметра при установке галетного переключателя КОНТРОЛЬ ТОКА на панели постоянного тока в положения ВЫПРЯМИТ. 1 и 2;

– проверить на панелях постоянного и переменного тока отключение всех табло.

7.8. Запуск двигателя АИ-9В

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

- дать команду "Запуск АИ-9В";
- на панели ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТА, поставить переключатель ЗАПУСК - ПРОКРУТ. - ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК в положение ЗАПУСК;
- нажать на 2-3 с кнопку ЗАПУСК, после чего должно загореться табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН, двигатель АИ-9В автоматически выходит на режим холостого хода, при этом загорятся лампы-табло ДАВЛ. МАСЛ. НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА. Время выхода на режим холостого хода не более 20 с.

7.8.2. В процессе запуска двигателя АИ-9В допускаются:

- максимальный заброс температуры газов не более 880°C;
- мигание лампы табло ДАВЛ. МАСЛА НОРМА;
- падение напряжения в сети при запуске не менее 18 В.

7.8.3. После выхода двигателя на режим холостого хода проверить параметры его работы и убедиться в том, что:

- температура газов за турбиной не более 720°C;
- горят сигнальные табло ДАВЛ. МАСЛА НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА;
- давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска двигателей находится в соответствии с графиком на рис. 3.2;
- переключатель РЕЗЕРВН. ГЕНЕР. находится в положении ОТКЛ.

7.8.4. Бортовому технику доложить командиру экипажа о запуске двигателя АИ-9В. После прогрева двигателя АИ-9В в течение не менее 1 мин доложить командиру экипажа о готовности к запуску двигателей ТВЗ-117ВМ.

7.8.5. ВСУ автоматически выключится если:

- ВСУ не вышла на режим холостого хода за 20 с;
- при увеличении частоты вращения выше допустимой;
- при возникновении пожара в отсеке ВСУ.

В случае самопроизвольного выключения двигателя АИ-9В для прекращения подачи топлива в двигатель необходимо нажать на 2-3 с кнопку ВЫКЛ АИ-9В.

7.8.6. Запуск двигателя АИ-9В прекратить нажатием на 2-3 с кнопки ВЫКЛ. АИ-9В, если:

- в течение 9 с после начала запуска нет показания температуры газов;
- напряжение в сети запуска падает ниже 18 В;
- температура газов за турбиной превышает 880°C;
- после 30 с с начала запуска продолжает гореть сигнальная лампа работы автоматической панели запуска;
- замечены какие-либо другие ненормальности в работе двигателя и его систем.

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

– поставить переключатель ЗАПУСК-ПРОКРУТ. - ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК в положение ПРОКРУТ.;

– нажать кнопку ЗАПУСК, при этом должны загореться лампы-табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН, ДАВЛ. МАСЛА НОРМА.

7.8.8. При температуре наружного воздуха -40°C и ниже перед запуском необходимо произвести подогрев двигателя АИ-9В горячим воздухом с температурой от $+80$ до $+90^{\circ}\text{C}$ в течение 25-30 мин. Если температура наружного воздуха ниже -40°C и двигатель АИ-9В проработал более 10 мин, то его повторный запуск без подогрева разрешается выполнять в течение 1 ч с момента его останова.

7.8.9. 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.

7.8.10. Разрешается производить три последовательных отбора воздуха с перерывами между отборами не менее 1 мин на холостом ходу. Продолжительность каждого отбора воздуха не более 45 с. При этом общее время непрерывной работы двигателя АИ-9В в указанном режиме не более 10 мин, после чего его выключить для охлаждения в течение 15 мин.

7.8.11. Время непрерывной работы двигателя АИ-9В в режиме РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ. не более 30 мин, после чего его выключить для охлаждения в течение 15 мин.

7.8.12. В случае необходимости разрешается производить пять последовательных отборов воздуха для запуска двигателя ТВ3-117ВМ 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.

7.10.13. В процессе запуска двигателя АИ-9В включать отбор воздуха на запуск двигателей ТВ3-117ВМ и выключатель РЕЗЕРВ. ГЕНЕРАТ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

7.9. Включение прожектора SX-16 при выполнении визуального поиска объектов в ночных условиях

7.9.1. Для включения в работу прожектора установить переключатель ПРОЖЕКТ-ФПП УПРАВЛ., установленный на кронштейнах у приборных досок, в положение ПРОЖЕКТ.

На щитке управления прожектором, установленном на центральном пульте, установить выключатель ПРОЖЕКТОР в положение ВКЛ и нажать на время 3-5 с кнопку ПОДЖИГ. Лампа прожектора должна гореть.

Примечания: 1. Задержка кнопки в стартовом положении после загорания лампы или во время продолжительных серий пусковых импульсов может повлечь за собой преждевременную поломку некоторых элементов стартовой схемы и ксеноновой лампы.

2. В случае незагорания лампы допускается производить запуск прожектора серией кратковременных (3-5 с) импульсных нажатий кнопки ПОДЖИГ.

3. Во избежание повреждения прожектора избегать раскачки груза при подъеме системами СЛГ-300.

7.9.2. С помощью 4-х позиционных кнопок на ручках общего шага произвести изменение направления луча на объект поиска.

7.9.3. С помощью кнопки ФОКУС изменяется диаметр светового луча от 4 град. до 20 град.

7.9.4. После окончания работы установить прожектор в исходное горизонтальное положение рефлектором вперед. Выключить выключатель ПРОЖЕКТОР на центральном пульте.

Примечание. При одновременном включении переключателей ПРОЖЕКТ-ФПП УПРАВЛ командиром и летчиком-штурманом приоритет отдается командиру экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА МЕХАНИЗМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЖЕКТОРОМ ПОСАДКУ ВЫПОЛНЯТЬ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ.

РАЗДЕЛ 8. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ

Оглавление

РАЗДЕЛ 8. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ	8-1
8.1. Основные геометрические данные вертолета	8-3
8.2. Система управления	8-5
8.3. Гидравлическая система	8-7
8.4. Топливная система	8-9
8.5. Противообледенительная система	8-10
8.6. Система пожаротушения	8-11
8.7. Десантно-транспортное оборудование	8-12
8.8. Воздушная система	8-17
8.9. Система обогрева и вентиляции	8-17
8.10. Кислородное оборудование	8-19
8.11. Санитарное оборудование	8-20
8.12. Силовая установка	8-20
8.13. Система автоматического регулирования двигателей	8-22
8.14. Пылезащитное устройство	8-25
8.15. Бортовая вспомогательная силовая установка	8-26
8.16. Система запуска	8-27
8.17. Главный редуктор и трансмиссия	8-28
8.18. Индикация параметров работы маслосистем и пояснение смысла установленных ограничений	8-30
8.19. Система воздушного охлаждения	8-32
8.20. Система электроснабжения	8-32
8.21. Светотехническое оборудование	8-38
8.22. Приборное оборудование	8-41
8.23. Пилотажно-навигационное оборудование	8-56
8.24. Система омыва лобовых стекол кабины экипажа	8-59
8.25. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ	8-59
8.26. Блок сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400А (для вертолетов ,оборудованных этой системой)	8-60
8.27. Измеритель мощности дозы ИМД-1А (ИМД-1Р)	8-60
8.28. Радиоэлектронное оборудование	8-61
8.29. Аппаратура А-723	8-67
8.30. Радиолокационная станция 8А-813Ц	8-82
8.31. Очки ночного видения ОВН-1	8-87

8.1. Основные геометрические данные вертолета

8.1.1. Общие данные

Длина:	
без несущего и рулевого винтов	18,989 м
с вращающимися несущим и рулевым винтами	25,352 м
Высота:	
без рулевого винта	4,865 м
с вращающимся рулевым винтом	5,521 м
Расстояние от земли до нижней точки	
фюзеляжа (клиренс)	0,445 м
Площадь горизонтального оперения	2,0 м ²
Угол установки стабилизатора относительно оси	
хвостовой балки:	-3°
Размеры грузовой кабины:	
длина (по полу)	5,34 м
ширина	2,3 м
высота	1,8 м
Проема фюзеляжа в зоне аппарели (в свету):	
высота	1,560 м
ширина (по строительной горизонтали)	2,270 м
Проем левой сдвижной двери (в свету):	
высота	1,370 м
ширина	1,220 м
Проем правой сдвижной двери (в свету):	
высота	1,375 м
ширина	0,910 м
Ширина вертолета,	
без спецподвески (с учетом шасси)	5,0 м
со спецподвеской	7,2 м
Размеры проема люка внешней подвески	
длина	0,950 м
ширина	0,496 м

8.1.2. Несущий винт

диаметр	21,300 м
число лопастей	5
направление вращения	Против хода часовой стрелки (если смотреть снизу)
Площадь, ометаемая несущим винтом	356,1 м ²
Коэффициент заполнения	0,0777
Угол свеса лопастей:	
по нижнему ограничителю	4° +10' -20'
по центробежному ограничителю	1°40' +20'
максимально возможный угол взмаха	25° ±30'

угол установки лопастей ($R=0,7$):	
минимальный	$1^{\circ}\pm 10^{\circ}$ (на УП-21)
максимальный	$14^{\circ}45'\pm 30'$
Коэффициент компенсатора взмаха	0,5
Угол отклонения лопасти в плоскости вращения несущего винта:	
вперед	$13^{\circ}\pm 15'$
назад	$11^{\circ}\pm 10'$
Угол наклона оси несущего винта вперед	$4^{\circ}30'_{-10'}$
Минимальное расстояние от конца лопасти до хвостовой балки (на стоянке)	Не менее 0,5 м

8.1.3. Рулевой винт

Тип	Карданный
Диаметр	3,908 м
Направление вращения	Передняя лопасть движется вверх
Число лопастей	3
Угол установки лопастей (на $R = 0,7$):	
минимальный (левая педаль до упора)	$-6^{\circ} \begin{smallmatrix} +1^{\circ}10' \\ -50' \end{smallmatrix}$
максимальный (правая педаль до упора)	$-23^{\circ} \begin{smallmatrix} +30' \\ -15' \end{smallmatrix}$

8.1.4. Взлетно-посадочные устройства

Тип шасси	Трехстоечное неубирающееся
Колея главных ног шасси	4,510 м
База шасси	4,281 м
Размеры колес шасси:	
передней ноги	595x185 мм
главных ног	865x280 мм
Стояночный угол (строительная горизонталь вперед вверх)	$4^{\circ}10'$
Хвостовая опора	Амортизационная

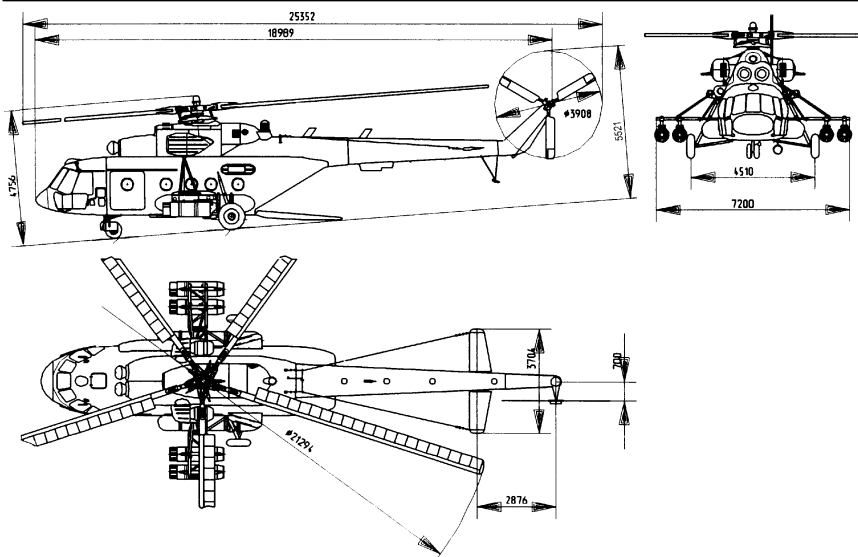


Рис. 8.0. Геометрические размеры вертолета

8.2. Система 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.

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.

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 при обжатии амортизаторов производится микровыключателями, установленными на амортизационных стойках главных ног шасси. После отрыва вертолета от земли гидроупор автоматически отключается.

В управлении рулевым винтом используется система подвижного упора СПУУ-52-1 в целях ограничения предельного угла установки лопастей рулевого винта в зависимости от температуры и давления окружающей среды.

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.

Управление общим шагом осуществляется от рычага шаг-газ, кинематически связанного с ползуном автомата перекоса и одновременно с рычагами управления двигателями.

Наряду с объединенным управлением системой шаг-газ на вертолете предусмотрено раздельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы отдельно каждого двигателя, а также производить поочередное опробование двигателей на земле. Раздельное управление двигателями осуществляется двумя рычагами, установленными на кронштейне левой ручки шаг-газ.

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

Левый рычаг шаг-газ имеет дисковый фрикцион с электрогидравлическим упором. Фрикцион затянут маховичком так, что без нажатия кнопки отключения электрогидроупора необходимо применить усилие в 20 - 25 кгс.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА КОНТРОЛЬНОМ ВИСЕНИИ

При нормальной работе гидросистемы вертолета необходимо на контрольном висении убедиться в исправности системы управления.

В момент отрыва основных колес при увеличении общего шага вертолет имеет тенденцию к развороту влево, вследствие того, что увеличивается реактивный момент от несущего винта, а реакция земли, парирующая этот момент, исчезает.

Для предотвращения разворота влево летчику необходимо перемещением правой педали увеличить тягу рулевого винта и убедиться, что вертолет реагирует на путевое управление, при этом перемещение ручки управления и педалей происходит без рывков и заеданий.

Если в момент отрыва вертолет не реагирует на перемещение правой педали (тенденция к развороту влево не устраняется), летчику необходимо уменьшить общий шаг несущего винта до минимального значения. При необходимости выключить двигатели.

Перед отрывом вертолета от земли необходимо убедиться в достаточности запасов продольного и поперечного управления, т. е. отклонения ручки управления от ее нейтрального положения на величину, необходимую для отделения вертолета от земли.

Примечание. На всех режимах полета запасы управления обеспечивают достаточную управляемость вертолета в пределах, установленных инструкцией экипажу.

8.3. Гидравлическая система

Гидравлическая система вертолета предназначена для питания рабочей жидкостью:

- агрегатов управления (КАУ-30Б и РА-60Б);
- гидроцилиндра управления фрикционом ручки шаг-газ;
- гидроцилиндра управления переменным упором в продольном управлении вертолетом.

Для обеспечения питания гидроусилителей управления вертолетом имеются две гидросистемы: основная и дублирующая, которые объединены в одном гидроблоке. Кроме того, основная система обеспечивает подачу жидкости к гидроцилиндрам управления фрикционом ручки шаг-газ, управление переменным упором в продольном управлении, а также обеспечивает переключение комбинированных агрегатов управления на управление вертолетом от автопилота.

При нормальной работе основной системы насос дублирующей системы работает на слив. При падении давления в основной системе до 30 ± 5 кгс/см² автоматически включается дублирующая система.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ГИДРОСИСТЕМЫ

Рабочая жидкость	Масло АМГ-10
Рабочее давление в основной и дублирующей гидросистемах	$45 \pm 3 - 65_{-2}^{+8}$ кгс/см ²
Диапазон температуры окружающего воздуха, при которой обеспечивается нормальная работа гидросистем.....	от -50 до +60°С
Количество масла АМГ-10 в гидросистемах.....	22 л
Давление в системе, при котором происходит включение насоса на рабочий режим.....	45 ± 3 кгс/см ²
Давление в основной системе, при котором насос дублирующей системы переключается:	
на холостой режим.....	65_{-2}^{+8} кгс/см ²
Минимальное давление в основной системе, при котором происходит переключение питания гидроусилителей на дублирующую систему.....	30 ± 5 кгс/см ²
Давление в гидроаккумуляторах после зарядки техническим азотом (при отсутствии давления в гидросистеме).....	30 ± 2 кгс/см ²

При нормальной работе гидросистемы горит зеленое табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА на средней панели электропульты летчиков, при этом давление жидкости в гидросистеме контролируется по манометру над световым табло.

При падении давления в основной гидросистеме до 30 ± 5 кгс/см² гаснет зеленое табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА и загорается красное табло в

проблесковом режиме ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА в СПУ звучит сигнал "ЗУММЕР", а манометр над световым табло показывает нарастание давления в дублирующей гидросистеме. Летчику в этом случае необходимо выключатель основной гидросистемы установить в положение ВЫКЛ. для предотвращения возможной утечки гидросмеси через место повреждения.

Однако при малых утечках гидросмеси из основной гидросистемы не происходит устойчивого перехода управления на питание от дублирующей гидросистемы (попеременно подключается то одна, то другая гидросистема). При этом гидросмесь из дублирующей гидросистемы перетекает в основную и через имеющуюся в ней течь теряется из системы.

Для исключения этого недостатка гидросистема доработана электроавтоматикой, обеспечивающей устойчивое (необратимое) подключение дублирующей гидросистемы после нарастания в ней давления до $(25 \pm 1,63) \text{ кгс/см}^2$.

Срабатывание автоматики происходит и в нормальных условиях эксплуатации при запуске двигателей, когда давление в дублирующей гидросистеме нарастает быстрее, чем в основной, и при переключении управления на питание от дублирующей гидросистемы при его проверке. Подключение основной гидросистемы в работу в процессе запуска происходит автоматически без нажатия на кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР.

При работающих двигателях, после установки выключателя ОСНОВ. ГИДРОСИСТЕМА в положение ВКЛ. основная гидросистема вступит в работу только после нажатия на кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР.

В целях исключения возможности одновременного выключения основной и дублирующей гидросистем выключатель дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. должен находиться в положении ВКЛ., закрыт предохранительным колпаком и опломбирован.

При сравнении давления в основной гидросистеме после остановки двигателей может произойти переключение на дублирующую гидросистему. В этом случае, после останова несущего винта, необходимо перемещением ручки управления сравнить давление в дублирующей гидросистеме, после чего нажать на кнопку ОТКЛ. ДУБЛИР. и, удерживая ее в нажатом положении, перемещениями ручки управления сравнить давление в основной гидросистеме. В полете при отказе гидросистемы необходимо руководствоваться указаниями, изложенными в разд. 6. настоящего РЛЭ.

При переходе на дублирующую гидросистему автопилот и система расцепления фрикциона 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.

Сила затяжки фрикциона регулируется маховичком, установленным на оси рычага шаг-газ. При вращении маховичка по ходу часовой стрелки, если смотреть со стороны летчика, предварительная сила сжатия пружин фрикциона уменьшается. В этом случае для перемещения рычага шаг-газ потребуется меньше усилия. При вращении маховичка против хода часовой стрелки усилия для перемещения рычага шаг-газ возрастают.

Для обеспечения работоспособности основной гидросистемы при разрушении в полете одной из диафрагм гидроаккумуляторов этой системы на вертолетах предусмотрена доработка спаренных гидроаккумуляторов

основной гидросистемы по разделению их газовых полостей. Давление зарядки азотом каждого из гидроаккумуляторов остается без изменений.

8.4. Топливная система

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

На вертолете топливо размещается в трех основных топливных баках, из которых два подвесных жестких бака расположены снаружи по бортам фюзеляжа, а один расходный мягкий бак - в контейнере за главным редуктором.

При необходимости для увеличения дальности и продолжительности полета внутри фюзеляжа могут быть установлены от одного до четырех дополнительных жестких бака (два на полу и два в верхней части грузовой кабины).

Применяемые топлива или их смеси: Т-1 и ТС-1 ГОСТ 10227-62, Т-7 ВТУ 38-1-87-67.

Примечание. Топливо ТС-1 разрешается применять при температуре атмосферного воздуха не ниже минус 45° С.

Измерение запаса топлива в баках вертолета как отдельно, так и суммарно (кроме правого дополнительного бака) осуществляется с помощью топливомера СКЭС-2027Б. Указатель топливомера и его переключатель установлены на правой приборной доске летчиков.

На вертолетах с подвесными и дополнительными баками с пенополиуретановой защитой вместимость топливных баков составляет:

расходного протектированного бака	415 л
левого подвесного бака с пенополиуретаном	1090 л
правого подвесного бака с пенополиуретаном.....	1070 л
дополнительного бака с пенополиуретаном.....	895 л

Примечание. В систему топливомера СКЭС-2027Б дополнительно включены:

— три реостатных датчика ДТПР для двух верхних и правого нижнего дополнительных баков;

— три иммитатора датчика ИДП1: для установки их вместо датчиков ДТПР, при снятых дополнительных баках;

— дополнительный галетный переключатель для контроля количества топлива в верхних и нижних дополнительных баках, расположенный на левой панели АЗС.

Измерение запаса топлива отдельно в трех основных баках вертолета осуществляется по указателю топливомера с помощью переключателя, установленного на правой приборной доске, а в четырех дополнительных - с помощью переключателя, расположенного на левой панели АЗС.

Для измерения суммарного запаса топлива необходимо:

— установить переключатель на правой приборной доске в положение СУММА и по указателю топливомера измерить суммарный запас топлива в трех основных баках;

— установить переключатель на приборной доске в положение Д;

- измерить количество топлива поочередно в каждом дополнительном баке с помощью переключателя на левой панели АЗС;

- прибавить количество топлива, замеренное отдельно в каждом дополнительном баке, к суммарному количеству топлива в основных баках;

- установить переключатель на приборной доске в положение РАСХ.

Все дополнительные и подвесные баки заполнены пенополиуретаном для защиты от взрыва при воздействии средств поражения, а расходный и подвесные - протектированы.

Измерение запаса топлива в топливных баках осуществляется с помощью штатного топливомера.

На корпусе переключателя нанесены трафареты, соответствующие фиксированным положениям ручки переключателя.

В схему топливомера включено табло о резервном остатке топлива в расходном баке ОСТАЛОСЬ 270 Л на правой приборной доске летчиков.

Цепь питания топливомера подключена к аккумуляторной шине через АЗС ТОПЛИВОМЕР, установленный на правой панели АЗС электропульты.

Топливо из подвесных баков двумя центробежными насосами ЭЦН нагнетается по трубопроводам в расходный бак, из которого электроприводным центробежным насосом подается к двигателям ТВЗ-117ВМ. В магистралях от насоса расходного бака к двигателям установлены перекрывные (пожарные) краны. Отбор топлива для питания двигателя АИ-9В и керосинового обогревателя КО-50 производится от магистрали, идущей к правому двигателю ТВЗ-117ВМ, до пожарного крана.

Заправка топливных баков осуществляется открытым способом через заливные горловины. Слив топлива из баков производится через сливной кран расходного бака, при этом топливо перекачивается насосами подвесных баков в расходный.

Работа подкачивающих и перекачивающих насосов контролируется по световым табло РАСХОД НЕ РАБОТ., ЛЕВЫЙ НЕ РАБОТ., ПРАВЫЙ НЕ РАБОТ. на средней панели электропульты.

Для включения топливных насосов должны быть включены автоматы защиты сети насосов и выключатели НАСОСЫ БАКОВ – РАСХОД, ЛЕВЫЙ и ПРАВЫЙ, НАСОСЫ ТОПЛИВН. БАКОВ – РАСХОД ЛЕВОГО, ПРАВОГО. При нормальной работе насосов табло не должны гореть.

8.5. Противообледенительная система

Противообледенительная система (ПОС) вертолета предназначена для защиты от обледенения лопастей несущего и рулевого винтов, двух передних боковых стекол кабины экипажа и входных устройств двигателей с ПЗУ (пылезащитные устройства), ПВД.

Противообледенительные системы винтов, ПВД и стекол кабины экипажа работают на принципе электротеплового действия.

Противообледенительная система ПЗУ смешанная - воздушно-теплого и электротеплового действия, а противообледенительная система входных устройств двигателей - воздушно-теплого действия.

Питание системы электрообогрева осуществляется переменным током напряжением 200 В и частотой 400 Гц.

Для воздушно-теплового обогрева используется горячий воздух, отбираемый от компрессоров двигателей.

Противообледенительная система винтов, правого двигателя с ПЗУ и стекол включается автоматически от сигнала сигнализатора обледенения или вручную. ПОС левого с ПЗУ двигателя включается только вручную выключателем ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. ОБОГРЕВ ПВД включается вручную.

8.6. Система пожаротушения

Противопожарное оборудование предназначено для обнаружения, сигнализации и ликвидации пожаров в защищенных отсеках.

Противопожарное оборудование вертолета состоит:

- из системы сигнализации о пожаре;
- из системы пожаротушения.

Обнаружение пожара и оповещение экипажа обеспечиваются электрической системой сигнализации о пожаре ССП-ФК.

На вертолете установлены три комплекта аппаратуры ССП-ФК, которые обеспечивают защиту всех опасных в пожарном отношении отсеков фюзеляжа:

- отсека левого двигателя ТВ3-117ВМ;
- отсека правого двигателя ТВ3-117ВМ;
- отсека главного редуктора и расходного топливного бака;
- отсека двигателя АИ-9В;
- отсека керосинового обогревателя КО-50;

Для защиты подвесных топливных баков от взрыва при воздействии средств поражения в них установлен пенополиуретан.

Система сигнализации о пожаре ССП-ФК обеспечивает:

- обнаружение пожара в защищаемых отсеках вертолета;
- для эффективного привлечения внимания экипажа сигналы пожара подключены к системе САС, которая обеспечивает работу сигнальных табло в режиме "проблеск" с выходом на красный ЦСО и одновременной звуковой сигнализацией "зуммер" через СПУ, а также выдачу сигналов на аппаратуру САРПП;

– автоматическое включение разрядки баллона первой очереди в зону того отсека, из которого получен сигнал о пожаре;

- индикацию срабатывания средств пожаротушения;
- проверку исправности системы и готовности ее к действию.

В комплекте аппаратуры ССП-ФК использованы 14 групп датчиков:

- в отсеке главного редуктора и расходного топливного бака - четыре группы;
- в отсеках левого и правого двигателей ТВ3-117ВМ - по три группы;
- в отсеках двигателя АИ-9В и обогревателя КО-50 - по две группы.

Система пожаротушения обеспечивает хранение огнегасящего состава и распределение его по защищенным отсекам вертолета при пожаре.

Стационарная система пожаротушения состоит из двух баллонов типа УБШ с огнегасящим составом, которые обеспечивают тушение пожара в две

очереди; трубопроводов, распылителей и аппаратуры автоматического и ручного управления подачей огнегасящего состава в каждую зону пожаротушения.

В грузовой кабине вертолета установлены два переносных огнетушителя типа ОУ-2.

8.7. Десантно-транспортное оборудование

СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

Система внешней подвески представляет собой устройство, предназначенное для подвески груза под фюзеляжем и транспортировки его вертолетом, а также для быстрой отцепки груза на месте доставки.

В комплект системы внешней подвески входят:

- 4 силовых стропа для крепления подвески к вертолету;
- 6 удлинительных тросов – 1,7; 5; 2х10; 2х20 м;
- 4 грузовых стропа длиной 4 м;
- 2 грузовых электромеханических замка ВТ-ДГ6.

Силовые стропы внешней подвески (4 шт.) через карданы крепятся к узлам, установленным попарно в верхней части шпангоутов №7 и 10 по левому и правому бортам фюзеляжа. К нижним концам грузовых строп через карданы крепится весоизмерительное устройство, которое предназначено для контроля веса груза, поднимаемого вертолетом на внешней подвеске.

В целях безопасности при работе с внешней подвеской проем люка в полу грузовой кабины ограждается быстроразъемным ограждением.

Возможен вариант применения подвески без нижнего замка с тросом длиной 1,7 м или с тросами длиной от 5 до 65 м.

Особенностью конструкции верхнего и нижнего замков ВТ-ДГ6 является установка в них упорного подшипника, обеспечивающего осевое вращение замка вместе с грузом в полете.

При использовании двух замков для исключения вращения верхнего замка, на нем устанавливается упор и крышка, которые соединяются между собой болтами.

Электроснабжение верхнего замка осуществляется от аккумуляторной шины через АЗСы УПРАВЛ. ЗАМКА ОСНОВН. и УПРАВЛ. ЗАМКА ДУБЛИР., установленные на правой панели электропульты.

Управление открытием верхнего замка осуществляется от кнопок ТАКТ. СБРОС ГРУЗА и АВАР. СБРОС ГРУЗА на левом рычаге шаг-газ при установке переключателя ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА ЗАМОК - БОРТ. СТРЕЛА., на левой боковой панели электропульты, в положение ЗАМОК. Об открытии замка сигнализирует табло ГРУЗ СБРОШЕН, установленное на левой боковой панели электропульты.

Электроснабжение нижнего замка осуществляется через АЗСы СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., установленные на пульте питания и контроля нижнего замка.

Управление открытием нижнего замка осуществляется от кнопок СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., установленных на переносном пульте сброса груза. Об открытии нижнего замка сигнализирует табло

НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульты и сигнальная лампа на пульте сброса груза.

Контроль исправности цепей нижнего замка, без его срабатывания, осуществляется при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ЦЕПЕЙ ЗАМКА установленной на пульте питания и контроля замка. При исправных цепях на пульте загораются сигнальные лампы ОСНОВ. и ДУБЛ. Контроль исправности этих ламп производится при нажатии на рядом установленную кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП.

Бортовая система измерения веса груза "Вектор" предназначена для измерения веса груза на внешней подвеске, выдачи экипажу визуальной информации на цифровое табло о весе груза и на шкальный индикатор об уровне величины веса груза относительно предварительно установленного максимально допустимого значения веса или превышении его.

Шкальный индикатор обеспечивает линейную индикацию веса грузов от нуля до предварительно установленного значения (при этом цена одного деления равна установленному значению деленному на 16) и индикацию превышения максимального значения с дискретностью 80 кгс. Диапазон зеленой части шкалы равен установленному значению, красной (работающей при превышении установленного значения) - 400 кгс, при этом красные индикаторы мигают при превышении измеренного веса над установленным значением более чем на 500 кгс.

Питание системы "Вектор" осуществляется от аккумуляторной шины через выключатель ВИУ на блоке индикации.

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ДЕСАНТИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ СУ-Р

В комплект вертолетного оборудования для обеспечения беспарашютного десантирования входят траверсы, страховочные тросы, окантовки, десантные тросы и ограждение грузозюка.

Одна траверса устанавливается над люком внешней подвески, другая над обрезом грузозюка.

Траверсы через сферические головки двух вилок устанавливаются в верхние гнезда стоек санитарных носилок. Вилки и гнезда фиксируются стопором.

Подцепка шнура спускового устройства производится за узел на середине траверсы. Окантовка устанавливается в проеме люка внешней подвески при открытой его крышке и стопорится за край проема с помощью пружинной лирки. Окантовка предохраняет элементы спускового устройства от механических повреждений.

Страховочные тросы служат для соединения подвесных систем на десанниках с десантными тросами вертолета.

Десантирование с использованием задней траверсы осуществляется при снятой на земле аппарели и установленном ограждении.

Для зацепления карабина шнура СУ-Р у проема левой входной двери служит второй (из четырех) по полету узел над дверью для бортовой лестницы.

В комплекте спускового устройства СУ-Р входят 4 тормозных блока (из них один для груза), шнур для спуска длиной 50 м, 3 подвесные системы и сумка для хранения. Вес комплекта 11 кгс.

ГРУЗОВАЯ АППАРЕЛЬ

Грузовая аппарель закрывает задний проем грузовой кабины, а в выпущенном положении она используется в качестве грузового трапа, через который производится погрузка и выгрузка техники, грузов, десантников, носилок с больными.

Аппарель выпускается и убирается от автономной бортовой гидросистемы как на земле так и в полете. В убранном положении аппарель фиксируется двумя замками, которые закрываются автоматически, без участия замкового гидроцилиндра. Давление рабочей жидкости в гидросистеме создается насосной станцией НС-74-2 или ручным насосом НР-01/1.

Для обеспечения перевозки длинномерных грузов предусмотрено открытое положение аппарели до уровня пола грузовой кабины, которое обеспечивается установкой двух тросовых опор закрепляемых к узлам аппарели и грузового проема.

При открытии с установленными тросами аппарель находится в зафиксированном положении, рабочая жидкость в поршневой полости гидроцилиндра демфирует аппарель от действия аэродинамических сил.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АППАРЕЛЮ.

Гидросистема, аппарели предназначена для питания рабочей жидкостью гидроцилиндров выпуска и уборки аппарели и гидроцилиндров замков.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ГИДРОСИСТЕМЫ

Рабочая жидкость..... Масло АМГ-10

Рабочее давление 50 кгс/см²

Максимальное давление создаваемое насосной станцией НС-74-2 и ручным насосом 70 кгс/см²

Количество масла заливаемого в бак 4,5 л

Усилие на рукоятке ручного насоса (при давлении 50 кгс/см²), не более 10 кгс

Время выпуска (уборки) аппарели от:

- насосной станции НС-74-2..... 5 (5) с

- ручного насоса 5 (20) с

Агрегаты гидросистемы установлены в грузовой кабине на левом борту между шп. 12...16, а гидрозамки между шп. 19...20.

Цепи управления аппарелью питаются от аккумуляторной шины. Питание электродвигателя насосной станции производится переменным трехфазным током напряжением 115/200 В, частотой 400 Гц, через АЗСы СЛГ-300, АППАРЕЛЬ, установленные внизу под электрощитком электропульты. Один автомат защиты в цепи питания от шин генератора №1 установлен в РК №2, а второй (от шины генератора №2) – внизу на электрощитке электропульты.

Управление выпуском (уборкой) аппарели от насосной станции НС-74-2 производится нажимным двухпозиционным с нейтралью переключателем АППАРЕЛЬ ВЫПУСК-УБОРКА, установленным на панели за креслом летчика-штурмана или аналогичным переключателем на щитке управления аппарелью установленным в грузовой кабине справа между шп. 14...15.

Для обеспечения раздельного управления аппарелью, из кабины экипажа или из грузовой кабины, на центральном пульте установлен двухпозиционный переключатель УПР. АППАРЕЛ. ГРУЗ. КАБИНА.

Переключатель имеет два положения:

- для выпуска и уборки из кабины экипажа переключатель в нижнем положении под предохранительным колпачком;

- для выпуска и уборки из грузовой кабины в положении ГРУЗ.КАБИНА.

Все три переключателя закрыты откидными предохранительными колпачками для исключения непреднамеренного включения аппарели на уборку или выпуск. Для выпуска или уборки аппарели необходимо предохранительный колпачок открыть, а после окончания выпуска или уборки - закрыть.

Положение аппарели контролируется по светосигнальным табло АППАРЕЛЬ УБРАНА (зеленое) и АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА (красное), расположенным на центральном пульте или по зеленой лампочке на щитке управления в грузовой кабине, которая загорается при убранном положении аппарели.

Управление выпуском и уборкой аппарели при отсутствии электропитания на борту производится от ручного насоса нажатием кнопок двух кранов ГА-163Т. Краны установлены на гидропанели в грузовой кабине на левом борту между шп.12...13:

- передний по полету - для управления гидроцилиндрами уборки - выпуска аппарели;

- задний по полету - для управления гидроцилиндрами открытия замков аппарели.

Перед нажатием кнопок необходимо снять предохранительные колпачки и установить их обратно после завершения выпуска (уборки) аппарели. Для уменьшения усилий нажатие кнопок производится с помощью двух легкоъемных рычажных рукояток, которые хранятся в кармане клапана на бортовой панели.

ПОРЯДОК ВЫПУСКА И УБОРКИ АППАРЕЛИ

Выпуск и уборку аппарели производит летчик – штурман при работающих двигателях или от наземного источника питания, а бортовой техник должен наблюдать снаружи вертолета за аппарелью.

Выпуск (уборку) аппарели из грузовой кабины от насосной станции или от ручного насоса производит бортовой техник. В этом случае необходимо установить с наружной стороны наблюдателя, предварительно проинструктировав его о технике безопасности.

Перед выпуском (уборкой) аппарели необходимо:

- убедиться, что переключатель на центральном пульте УПР. АППАРЕЛЬ установлен в положение ГРУЗ. КАБИНА;

- отсоединить опорные троса и убедиться в отсутствии в зоне ее движения людей, средств наземного обслуживания или других посторонних предметов;

- подать команду "От аппарели" и по получении ответной команды "Есть от аппарели" производить выпуск (уборку).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОДНОВРЕМЕННОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ НС-74-2 И ЭЛЕКТРОЛЕБЕДКИ ЛПГ-300 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**ПОРЯДОК ВЫПУСКА АППАРЕЛИ ОТ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ:**

- включить АЗС УПРАВЛ. АППАРЕЛЬ, на правой панели АЗС и АЗС СЛГ-300, АППАРЕЛЬ установленный внизу под электрощитком электропульты;
- нажать переключатель АППАРЕЛЬ в положение ВЫПУСК и удерживать его до загорания табло АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА;
- визуально убедиться в полном выпуске аппарели до касания ее о грунт.

ПОРЯДОК УБОРКИ АППАРЕЛИ ОТ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ

- нажать переключатель АППАРЕЛЬ в положение УБОРКА и удерживать его до загорания табло АППАРЕЛЬ УБРАНА. При установке аппарели на замки на щитке управления аппарелью в грузовой кабине загорается сигнальная лампа с зеленым светофильтром.

ПОРЯДОК ВЫПУСКА АППАРЕЛИ ОТ РУЧНОГО НАСОСА:

- ручным насосом создать давление в гидросистеме по манометру 50...70 кгс/см² и поддерживать его до начала движения аппарели;
- рычажной рукояткой нажать до упора левую кнопку замкового крана ГА-165Т и удерживать ее до полного открытия замков. После открытия замков аппарель под действием своего веса должна плавно опуститься до касания земли.

ПОРЯДОК УБОРКИ АППАРЕЛИ ОТ РУЧНОГО НАСОСА:

- убедиться, что выключен АЗС УПРАВЛ. АППАРЕЛЬ на правой панели АЗС;
- ручным насосом создать давление 50...70 кгс/см² и поддерживать его до полной уборки аппарели и закрытия замков;
- рычажной рукояткой нажать до упора правую кнопку аппарельного крана ГА-163Т и удерживать ее до полной уборки аппарели и закрытия замков;
- визуально убедиться в надежном закрытии аппарели и замков по загоранию зеленой сигнальной лампы на щитке в грузовой кабине при включенном АЗС УПРАВЛ. АППАРЕЛЬ;
- снять рычажные рукоятки и уложить их в карман клапана бортовой панели.

После выпуска и уборки аппарели установить переключатель УПР. АППАРЕЛЬ на центральном пульте в нижнее положение и закрыть колпачком.

Примечания:

Для перевозки длинномерных грузов необходимо подсоединить к аппарели опорные (ограничительные) троса и выпустить аппарель от ручного насоса до натяжения тросов. При этом стопорение от перемещений аппарели вверх в полете обеспечивается при включенном АЗС УПРАВЛ. АППАРЕЛЬ. Перед уборкой аппарели от ручного насоса этот АЗС необходимо выключить.

8.8. Воздушная система

Воздушная система предназначена для торможения колес главных ног шасси и подзарядки камер колес от бортовых баллонов во внеаэродромных условиях с помощью специального приспособления.

Сжатый воздух с давлением $40-50^{+4}$ кгс/см² находится в двух баллонах общей вместимостью 10 л. В качестве баллонов используются внутренние полости двух подкосов главных ног шасси.

Во время полета вертолета пневматическая система подзарядается от воздушного компрессора, установленного на главном редукторе.

Если давление в системе превысит допустимую величину 50^{+4} кгс/см² (в случае отказа автомата давления АД-50), летчику необходимо нажатием на рычаг управления тормозами колес поддерживать давление в системе в установленных пределах. Контроль за давлением в системе осуществляется по манометру НТМ-100, установленному на левой боковой панели электропульты летчиков.

При торможении вертолета нажатием на рычаг управления тормозами колес создается редуцированное давление воздуха (в пределах $0-33 \pm 3$ кгс/см²) в тормозных цилиндрах колес, распирающее тормозные колодки. Контроль за давлением воздуха в магистрали торможения осуществляется по манометру МА-60, установленному на левой боковой панели электропульты летчиков.

Для исключения перегрева тормозных барабанов колес при торможении вертолета на пробеге пользование тормозами колес на скорости 40 км/ч и более запрещается.

8.9. Система обогрева и вентиляции

Система обеспечивает:

- подачу подогретого и атмосферного воздуха в кабину экипажа и в грузовую кабину для поддержания в них нормальных температурных условий;

- обдув передних стекол и блистеров кабины экипажа;

- обогрев сливного крана дренажного бачка.

Основным агрегатом системы является керосиновый обогреватель КО-50.

В режиме отопления вентилятор обогревателя забирает воздух через воздухозаборник капота обогревателя и частично через патрубок из грузовой кабины. Для ускорения прогрева воздух для обогревателя может забираться только из грузовой кабины. При этом заслонка в воздухозаборнике закрывается.

Нагретый воздух из обогревателя подается в выходной распределитель, в котором он распределяется на два потока: в грузовую кабину и в кабину экипажа.

Для подачи теплого воздуха к ногам летчиков заслонки, расположенные у ног летчика, должны быть открыты. Для ускорения обогрева стекол кабины экипажа вышеуказанные заслонки перекрываются.

В режиме вентиляции включается вентилятор обогревателя без подачи топлива в обогреватель. В этом случае воздух забирается из атмосферы через воздухозаборник и подается (без подогрева) в выходной

распределитель, далее поступает в кабины по тем же каналам, что в режиме отопления.

Кроме того, у правого и левого летчиков установлены вентиляторы ДВ-302Т индивидуального пользования.

Керосиновый обогреватель КО-50 может работать в автоматическом, ручном, а также в вентиляторном режимах.

При работе обогревателя в автоматическом режиме температура воздуха поддерживается постоянной в зависимости от положения задатчика температуры. Для работы на этом режиме необходимо включить автомат защиты сети КО-50. Задатчиком температуры устанавливается температура +30°C, а после запуска обогревателя - требуемая температура; переключатель РУЧН.- АВТОМ. устанавливается в положение АВТОМ. и нажимается кнопка ЗАПУСК. При этом должно загореться табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ, что означает подогрев топлива. При достижении температуры 70±5°C табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ гаснет и загорается табло ЗАЖИГАНИЕ, сигнализирующее о включении в работу свечи и табло КО-50 РАБОТАЕТ, сигнализирующее о запуске обогревателя. По истечении времени не более 30с при положительных температурах окружающего воздуха и не более 2мин при отрицательных температурах табло ЗАЖИГАНИЕ гаснет, что означает стабилизацию процесса горения топлива в обогревателе.

Ручное управление обеспечивает работу обогревателя на максимальном (полном) и среднем режимах теплопроизводительности. Режим рециркуляции служит для ускорения подогрева кабин в зимних условиях с забором воздуха из грузовой кабины вертолета. Для запуска обогревателя в режиме обогрева с ручным регулированием температуры включается автомат защиты сети КО-50, переключатель РУЧН. - АВТОМ. устанавливается в положение РУЧН., переключатель ЗАЛИВКА - ПОЛН. РЕЖИМ - СРЕДН. РЕЖИМ на время запуска устанавливается в положение ПОЛН. РЕЖИМ и нажимается кнопка ЗАПУСК. Дальнейший процесс запуска обогревателя происходит, как и в автоматическом режиме.

После запуска обогревателя для уменьшения температуры воздуха, подаваемого в кабины, переключатель ЗАЛИВКА - ПОЛН. РЕЖИМ - СРЕДН. РЕЖИМ устанавливается в положение СРЕДН. РЕЖИМ.

Примечание. Переключение обогревателя с режима обогрева с автоматическим регулированием температуры на ручной режим и на оборот производится только после выключения обогревателя. При указанном переключении или при необходимости повторного включения обогревателя его необходимо охладить в течение 10-15 мин.

Если требуется ускорить обогрев кабины в автоматическом или ручном режиме при температуре ниже - 13°C, необходимо закрыть заслонку входа наружного воздуха в обогреватель, установив рукоятку в положение ИЗ КАБИНЫ.

Для предотвращения возможности скопления влаги в корпусе вентилятора и примерзания крыльчатки вентилятора обогревателя за 2 мин до выключения обогреватель переводится в режим рециркуляции (заслонка входа наружного воздуха в обогреватель закрыта) для продувки его кабинам воздухом и удаления из корпуса вентилятора влаги.

Для выключения обогревателя выключатель РУЧН. - АВТОМ. устанавливается в нейтральное положение, а при работе на вентиляционном режиме включается выключатель ВЕНТИЛ.

8.10. Кислородное оборудование

8.10.1. Легкосъемное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом экипажа при полетах на высотах более 4000 м, а также раненых и больных при полетах на любых высотах.

Кислородное оборудование для экипажа включает:

- три комплекта легкосъемного оборудования ККО-ЛС2;
- три кислородных баллона емкостью 3 л с давлением 210 кгс/см².

В комплект кислородного оборудования ККО-ЛС2 входят:

- кислородный прибор КП-75А;
- кислородный прибор КП-58;
- разъединитель Р-58;
- приспособление ПР-456 для зарядки бортовых баллонов;
- кислородная маска с замком КМ-16Н.

Кислородное оборудование устанавливается в кабине экипажа у каждого рабочего места.

8.10.2. Работа комплекта ККО-ЛС2 в режиме "Смесь".

При открытом вентиле кислород из баллона поступает на вход редуктора прибора КП-75А. Когда ручки кранов дополнительной и непрерывной подачи находятся в положении соответственно СМЕСЬ и ВЫКЛ, подачи кислорода в наземных условиях не проходит, так как клапан закрыт и человек дышит в этом случае атмосферным воздухом, подсасываемым через клапан прибора КП-58 и поступающем через маску КП-58.

С возрастанием высоты в кабине вертолета вступает в работу регулятор подачи кислорода по высотам прибора КП-75А.

Начиная с высоты 2 км КП-75А подает кислород на дыхание в количестве, необходимом для поддержания определенного парциального давления кислорода во вдыхаемой смеси. Из КП-75А через Р-58 кислород поступает на вход КП-58, так как подача кислорода КП-75А ограничена, то в конце фазы вдоха подсасывается определенное количество атмосферного воздуха.

С повышением высоты подача кислорода КП-75А повышается, количество подсасываемого воздуха снижается следовательно процентное содержание кислорода в смеси повышается.

На фазе вдоха, когда через Р-58 вдет поток кислорода, поплавков индикатора перемешается и тем самым показывает наличие подачи.

8.10.3. Работа комплекта ККО-ЛС2 в режиме 100% О₂.

Для обеспечения подачи кислорода в количествах, необходимых для дыхания чистым кислородом на любой высоте используется кран дополнительной подачи прибора КП-75А. Ручка крана СМЕСЬ переводится в положение 100% О₂, клапан открывается, кислород из редуктора прибора КП-75А, и далее через Р-58 поступает к КП-58. Давление кислорода в этом случае достаточно для закрытия автомата подсоса воздуха прибора КП-58.

8.10.4. Работа комплекта ККО-ЛС2 в режиме "Непрерывная подача".

Для обеспечения непрерывной подачи кислорода независимо от высоты используется кран непрерывной подачи прибора КП-75А. Ручка крана переводится в положение ВКЛ. Клапан открывается и кислород в ограниченном количестве поступает к КП-58.

8.10.5. Для питания кислородом раненых и больных в кабине вертолета санитарного варианта устанавливаются шесть комплектов переносного кислородного оборудования.

В комплект оборудования входят:

- кислородный прибор КП-21;
- кислородная маска КМ-15И;
- кислородный баллон вместимостью 7,6 л с давлением кислорода 30 кгс/см².

Баллоны закрепляются на лямках санитарных носилок с помощью лент и ремней. Комплекты кислородного оборудования в походном положении укладываются в контейнеры хвостовой части фюзеляжа.

8.11. Санитарное оборудование

Санитарное оборудование предназначено для перевозки больных и раненых в грузовой кабине фюзеляжа.

Санитарное оборудование включает:

- оборудование для перевозки больных;
- оборудование для ухода за больными.

Все санитарное оборудование съемное. При необходимости возможны комбинированные перевозки лежачих и сидячих больных и раненых, для этого вместо санитарных носилок могут применяться откидные десантные сиденья.

В грузовой кабине предусмотрена информация о местах установки санитарного оборудования. Всего в санитарном варианте в грузовой кабине размещаются 12 санитарных носилок для лежачих больных и раненых: по шесть носилок у каждого борта, установленных в три яруса.

Оборудование для перевозки больных включает:

- двенадцать санитарных носилок;
- восемь стоек;
- восемь лямок;
- столик медработника;
- стул съемный медработника;
- ремни привязные.

Загрузку больных на носилках производят через грузовой люк.

8.12. Силовая установка

Силовая установка состоит из двух турбовальных двигателей ТВ3-117ВМ с пылезащитным устройством ПЗУ, главного редуктора ВР-14, топливной системы, масляных систем двигателей; системы запуска с вспомогательным ГТД АИ-9В, системы охлаждения и трансмиссии.

8.12.1. Двигатель ТВ3-117ВМ состоит из двенадцатиступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины компрессора, двухступенчатой свободной турбины, выхлопного патрубка, коробки приводов и систем топливopитания и регулирования, основные элементы которых скомпонованы в агрегате НР-3ВМ.

На вертолете двигатели ТВ3-117ВМ расположены симметрично его продольной оси на расстоянии 600 мм друг от друга и с наклоном вперед вниз под углом 4°30' к строительной горизонтали фюзеляжа.

Задние выводные валы двигателей подключаются к главному редуктору вертолета, который суммирует мощности и передает их к потребителям. Спаренная установка двух двигателей повышает безопасность эксплуатации вертолета, так как при выходе из строя одного двигателя второй двигатель обеспечивает возможность продолжения полета.

На входе в двигатели установлены пылезащитные устройства, предназначенные для очистки воздуха, поступающего в двигатели, от пыли и посторонних предметов.

Раскрутка двигателя при запуске осуществляется сжатым воздухом, поступающим от турбостартера АИ-9В.

Запуск двигателя производится на основном (рабочем) топливе с использованием рабочих форсунок и магистралей. Воспламенение топливовоздушной смеси осуществляется двумя запальными свечами непосредственным поджигом топлива. Топливо в камеру сгорания поступает через двенадцать двухканальных форсунок, расположенных в центральных отверстиях завихрителей жаровой трубы.

Для обеспечения устойчивой работы двигателя на всех режимах лопадки входного направляющего аппарата и первые четыре ступени направляющих аппаратов компрессора выполнены поворотными. За седьмой ступенью компрессора установлены два клапана перепуска воздуха.

Управление механизацией компрессора автоматическое и осуществляется по специальной программе системы управления, включающей в себя гидромеханизм насоса-регулятора и дополнительный гидромеханизм.

Сжатый воздух из компрессора непрерывным потоком поступает в диффузор камеры сгорания и делится на два основных потока: одна часть воздуха направляется через двенадцать завихрителей в жаровую трубу непосредственно в зону горения, а другая часть воздуха (вторичный воздух) поступает в полость между жаровой трубой и кожухом камеры сгорания и через радиальные отверстия в жаровой трубе поступает внутрь камеры сгорания для охлаждения жаровой трубы и наиболее полного сгорания топлива. Кроме того, вторичным воздухом охлаждаются отдельные элементы турбин двигателей.

Из камеры сгорания газ поступает в двухступенчатую турбину, вращающую компрессор двигателя, и затем в двухступенчатую свободную турбину, мощность которой передается через рессору на главный редуктор вертолета.

Обе турбины установлены соосно. Отработанные горячие газы поступают в канал выхлопного патрубка с последующим поворотом в сторону от вертолета - в атмосферу. Система автоматического регулирования и топливopитания двигателей помимо своих основных функций по

обеспечению заданных режимов работы дополнительно включает в себя регуляторы (ЭРД-3ВМ).

Регулятор ЭРД-3ВМ предназначен для:

- ограничения оборотов турбокомпрессора в зависимости от температуры и давления атмосферного воздуха;

- выдачи команд на останов двигателя и включения табло ПРЕВ. пст ЛЕВ.(ПРАВ.) ДВ. при достижении свободной турбиной предельно-допустимых оборотов (118 ± 2)%;

- перестройки контура ограничения оборотов турбокомпрессора на ЧР и выдачу команд на табло ЧР ЛЕВ. (ПРАВ.)ДВ.;

- выдачи команд на включение табло ОТКЛ.ЭРД ПРАВ.(ЛЕВ.) ДВ.

Пульт управления регулятором ЭРД-3ВМ находится в кабине экипажа в нижней части приборной доски.

8.12.2. Масляная система предназначена для смазки коробки приводов, подшипников компрессора, рабочей и свободной турбин, валов и других трущихся деталей.

Для каждого двигателя предусмотрена самостоятельная масляная система, состоящая из маслобака, воздушно-масляного радиатора, масляных насосов, сливных кранов, трубопроводов, рукавов подвода, отвода и суфлирования масла, системы сигнализации стружки.

Система смазки принудительная циркуляционная с отдельной откачкой из всех опор. Для смазки применяется синтетическое масло Б-3В.

Для хранения масла в масляной системе каждого двигателя ТВЗ-117ВМ имеется маслобак. Заправка системы маслом производится через заливную горловину до отметки ПОЛНО, соответствующей уровню масла в баке 11 л. На масломерном стекле маслобака дополнительно имеются отметки: ДОЛЕЙ - 10 л, 9 л; МИНИМ. - 8л.

Для измерения давления топлива, давления и температуры масла в двигателях ТВЗ-117ВМ на вертолете установлены электрические моторные индикаторы ЭМИ-ЗРИ (по одному на каждый двигатель).

Индикатор ЭМИ-ЗРИ включает в себя:

- указатель УИЗ-3, показывающий давление топлива и масла, поступающих в двигатель, а также температуру масла на выходе из двигателя; установлен на центральном пульте;

- индукционный датчик давления масла ИД-8; установлен на двигателе;

- индукционный датчик давления топлива ИД-100; установлен на двигателе;

- приемник температуры масла П-1; установлен в специальных карманах трубопроводов отвода масла из двигателей в маслорадиаторы.

На вертолетах с двигателями ТВЗ-117ВМ, на которых отключены датчики давления топлива, контроль давления топлива на земле и в полете не производится.

8.13. Система автоматического регулирования двигателей

ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ

8.13.1. Система автоматического регулирования двигателей (двигателя) обеспечивает:

- запуск двигателя;
- поддержание оборотов несущего винта;
- автоматический выход работающего двигателя на ЧР в случае отказа второго двигателя при установке выключателя ЧР в положении ВКЛ.;
- поддержание максимального значения мощности на ЧР с включенным отбором воздуха на эжектор ПЗУ - не менее 2100 л.с., без отбора воздуха на эжектор ПЗУ - 2200 л.с. Максимальное значение мощности двигателя сохраняется постоянным до высоты 2200 м в стандартных атмосферных условиях (МСА) и до температуры наружного воздуха плюс 30⁰С у земли;
- поддержание максимального значения мощности на взлетном режиме с установленным ПЗУ и включенным отбором воздуха на эжектор ПЗУ - не менее 1900 л.с., без отбора воздуха на эжектор ПЗУ - 2000 л.с. Максимальное значение мощности двигателя сохраняется постоянным до высоты 3600 м в МСА и до температуры наружного воздуха плюс 40⁰С у земли;
- работоспособность двигателя в диапазоне барометрических высот 0-6000 м с обеспечением надежного запуска на земле и в полете до высоты 4000 м;
- перенастройку гидравлического регулятора агрегата НР-3ВМ на пониженный уровень расхода топлива при отказе (выключении) электронного регулятора ЭРД-3ВМ с целью защиты трансмиссии вертолета от перегрузки;
- повышенный расход топлива на переходных режимах работы двигателя для обеспечения гарантированной величины мощности 2100 л с установленным ПЗУ и включенным отбором воздуха на эжектор ПЗУ;
- повышенный расход топлива на минимально возможных режимах работы двигателей в полете для предотвращения расцепления муфт свободного хода главного редуктора;
- синхронизацию мощности совместно работающих двигателей, а также автоматическое увеличение мощности одного из двигателей при отказе другого;
- автоматическое ограничение температуры газов;
- поворот лопаток направляющего аппарата компрессора;
- выдачу сигнала на отключение воздушного стартера;
- приемистость, сброс мощности, а также переходные режимы;
- распределение топлива по контурам форсунок;
- выдачу сигналов на закрытие или открытие клапанов перепуска воздуха;
- останов двигателя;
- автоматический останов двигателя при достижении свободной турбиной предельно допустимых оборотов.

8.13.2. Физическая сущность ограничений в работе силовой установки.

а) Ограничение параметров работы силовой установки.

В работе силовой установки вертолета ограничениям подлежат следующие параметры:

- обороты турбокомпрессора;
- температура газов перед турбиной;
- обороты несущего винта;
- давление и температура масла в двигателе, главном редукторе и температура масла в промежуточном и хвостовом редукторах.

Ограничения максимальных оборотов турбокомпрессора и максимальной температуры газов перед турбиной обусловлены запасами прочности деталей двигателя при их механическом и тепловом нагружении. Превышение предельно допустимых значений указанных параметров может привести к разрушению отдельных деталей двигателя (в основном деталей турбокомпрессора).

Ограничения оборотов несущего винта (свободной турбины) обусловлены запасами прочности деталей свободной турбины двигателя, главного редуктора, агрегатов трансмиссии привода рулевого винта и лопастей несущего винта.

Превышение максимально допустимых оборотов несущего винта способствует увеличению максимально допустимых нагрузок на перечисленные элементы силовой установки (особенно на элементы конструкции свободной турбины двигателя).

Уменьшение оборотов несущего винта ниже минимально допустимых значений приводит к значительному увеличению крутящего момента на валу свободной турбины двигателя и некоторой потере мощности на свободной турбине.

Ограничения по температуре и давлению масла в двигателе и главном редукторе, а также по температуре масла в промежуточном и хвостовом редукторах обусловлены следующим:

- при низких температурах и высоком давлении масла в системе - увеличением нагрузки на детали перечисленных агрегатов;
- при высоких температурах и низком давлении масла в системе - ухудшением смазки и уменьшением теплоотдачи в масло.

В том и другом случае выход за пределы ограничений может привести к разрушению подшипников и трущихся деталей двигателя и редукторов.

б) Ограничение времени непрерывной работы двигателя на чрезвычайном, взлетном и номинальном режимах обусловлено запасами прочности элементов конструкции силовой установки при длительном воздействии механических и тепловых нагрузок. После максимально допустимого времени непрерывной работы двигателя на повышенном режиме необходим перевод его на более низкий режим для снятия высоких напряжений, возникающих в элементах конструкции силовой установки при работе на повышенных режимах (чрезвычайный, взлетный, номинальный).

Примечание. При совместной работе двигателей и при наличии разницы по числу оборотов турбокомпрессора или по давлению воздуха за компрессором режим работы двигателей оценивать (определять) по двигателю, имеющему большие значения оборотов (если определение режима производится по числу оборотов турбокомпрессора) или более высокое давление за компрессором (если определение режима производится по ИП-117М).

в) Ограничение оборотов авторотации турбокомпрессора (не более 7%) при осуществлении запуска двигателя в полете обусловлено предохранением привода воздушного стартера от ударного включения. При оборотах авторотации больше 7% включение в работу воздушного стартера на запуске может привести к срезке рессоры его привода.

8.14. Пылезащитное устройство

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

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, 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. Большая, очищенная от пыли, часть воздуха проходит по основному каналу, 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 и за счет разряжения, создаваемого эжектором, отсасывается и выбрасывается за борт вертолета в атмосферу. Включение ПЗУ в работу осуществляется при подаче сжатого воздуха к эжектору, для чего необходимо открыть электроуправляемую заслонку 1919Т.

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. Горячим воздухом обогреваются узел сепаратора, входная коллекторная губа туннеля и поверхность туннеля.

Электрический обогрев применен для следующих элементов ПЗУ:

- передней части обтекателя;
- задней части обтекателя;
- кожуха трубопровода вывода пыли;
- раструба вывода пыли;
- носков стоек обтекателя.

На указанные поверхности по всей площади с внутренней или внешней стороны приклеены клеем ВК-3 нагревательные накладки. Между обшивкой и нагревательной накладкой вклеены термодатчики ТД-2, которые совместно

с терморегуляторами ТЭР-1М обеспечивают стабильную температуру нагревательной накладки при различных температурах наружного воздуха.

Питание нагревателей осуществляется переменным током напряжением 200 В, 400 Гц.

При эксплуатации вертолета на заснеженном аэродроме обтекатели и сепараторы ПЗУ снимаются и на их место устанавливаются штатные коки двигателей.

8.15. Бортовая вспомогательная силовая установка

Бортовая вспомогательная силовая установка состоит из газотурбинного двигателя АИ-9В и систем, обслуживающих установку.

Газотурбинный двигатель АИ-9В является источником сжатого воздуха для запуска двигателей ТВЗ-117ВМ и электроэнергии для питания потребителей. На вертолете он установлен в верхней части фюзеляжа за панелью с гидроагрегатами.

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

Топливная система обеспечивает питание двигателя топливом на всех режимах его работы.

Система смазки автономная, замкнутая, циркуляционная под давлением, которая обеспечивает подвод масла для смазки и охлаждения ко всем высоконагруженным поверхностям. Малонагруженные поверхности смазываются барботажным способом.

Суфлирование маслосистемы двигателя осуществляется через реактивное сопло. Отбор сжатого воздуха осуществляется от компрессора двигателя АИ-9В.

При работе двигателя АИ-9В контролируются следующие параметры:

- давление масла;
- выход двигателя на рабочие обороты;
- температура выходящих газов за турбиной;
- давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска основных двигателей ТВЗ-117ВМ;
- превышение предельно допустимого числа оборотов двигателя;
- напряжение и сила тока генератора СТГ-3 по вольтметру и амперметру.

Система запуска двигателя АИ-9В включает в себя электрическую систему и систему топливопитания. Автоматизация запуска обеспечивается автоматической панелью АПД-9В, которая в соответствии с циклограммой выдает команды на включение и выключение агрегатов системы запуска по времени.

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 ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТ-ЗАЖИГАН.

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, подаваемого для запуска двигателей ТВ3-117ВМ, - 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.

8.16. Система запуска

Запуск двигателей ТВ3-117ВМ 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.

Для запуска двигателей ТВ3-117ВМ включаются автоматы защиты сети ЗАПУСК - ДВИГАТЕЛИ - ЗАЖИГ. 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 ТВ3-117ВМ сжатый воздух от бортовой вспомогательной силовой установки поступает на вход турбостартера в воздушный клапан. От сигнала с панели АПД-78А срабатывает электромагнитный клапан командного агрегата двигателя и открывает доступ сжатого воздуха в турбину стартера. Турбина стартера начинает вращаться

и передает вращение на коробку приводов, а через нее - на ротор турбины двигателя.

Система запуска автоматически выключается при выходе двигателя на обороты 55% или через 55 с после начала запуска. Кроме того, запуск и холодную прокрутку можно прекратить в любой момент времени.

8.17. Главный редуктор и трансмиссия

Главный редуктор ВР-14 и трансмиссия вертолета предназначены для изменения числа оборотов и передачи крутящего момента от двух газотурбинных двигателей ТВ3-117ВМ к несущему и рулевому винтам, вентилятору системы охлаждения и агрегатам, установленным на главном редукторе.

Трансмиссия включает:

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

8.17.1. Главный редуктор ВР-14 представляет собой самостоятельный агрегат и устанавливается на вертолете с помощью редукторной рамы на потолочной панели к силовым шпангоутам № 7 и 10 центральной части фюзеляжа.

Редуктор ВР-14 предназначен 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.

8.17.2. Маслосистема главного редуктора ВР-14 предназначена для смазки и охлаждения трущихся деталей редуктора.

Маслосистема редуктора автономная, циркуляционная. Она состоит из заливной горловины с масломерным стеклом, суфлера, маслоагрегата, имеющего одну нагнетающую и две откачивающие ступени, фильтра тонкой очистки масла, двух клапанов маслофильтра, закрывающих слив масла из системы при снятом маслоfiltре, форсунок и жиклеров, радиаторов, установленных на вертолете, фильтра сигнализатора стружки и контрольных приборов.

Масляным баком системы служит поддон редуктора. Масло заливается через заливную горловину, которая крепится к поддону редуктора. Уровень масла контролируется с помощью масломерного стекла, на котором нанесены риски ПОЛНО и ДОЛЕЙ. Количество масла, заливаемого в редуктор (без учета заполнения системы радиаторов), не более 39 л, несливаемый остаток 5 л.

В поддоне редуктора установлены три магнитные пробки, улавливающие из масла стальные частицы, которые попадают в масло вследствие износа шестерен или по иным причинам.

Для постоянного контроля за состоянием редуктора на редукторе установлены пробки-сигнализаторы стружки (ПС-1), выдающие световой сигнал при появлении стружки в масле. Контроль работы масляной системы редуктора производится замером температуры масла в поддоне редуктора и давления масла за нагнетающей ступенью маслоагрегата.

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

В верхней части картера расположены два отверстия. Правое отверстие предназначено для суфлера, служащего для стравливания избыточного давления в картере, левое - для установки масломерного щупа. Для улучшения охлаждения картер редуктора снаружи имеет ребра.

Промежуточный редуктор заправляется маслом для гипоидных передач. В зимнее время масло для гипоидных передач разжижается маслом АМГ-10 (в соотношении 2/3 по объему - масло для гипоидных передач и 1/3 - масло АМГ-10).

Уровень масла в редукторе может контролироваться по масломерному стеклу и щупом. Масло в картер редуктора заливается через штуцер щупа. Количество масла 1,3 л. Принцип смазки в редукторе барботажный.

Для постоянного контроля за состоянием редуктора на редукторе установлена ПС-1, выдающая световой сигнал при появлении стружки в масле.

8.17.4. 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.

Внутри ведомого вала размещается шток, с помощью которого производится изменение шага рулевого винта. Поступательное движение штока осуществляется за счет червячного механизма, получающего вращение от звездочки с винтовой нарезкой внутри.

В картере имеются два резьбовых отверстия под установку магнитных пробок. Выше магнитных пробок на картере установлены масломерные стекла с отметками "В" (максимальный уровень масла в картере) и "Н" (минимальный уровень масла в картере). Сверху в картер ввернут суфлер для стравливания избыточного давления. Отверстие под суфлер используется для заправки масла в редуктор. Редуктор заправляется маслом для гипоидных передач в количестве 1,7 л. В зимнее время масло

для гипоидных передач разжижается маслом АМГ-10 (в соотношении 2/3 по объему - масло для гипоидных передач и 1/3 - масло АМГ-10).

Для постоянного контроля за состоянием редуктора на редукторе установлена ПС-1, выдающая световой сигнал при появлении стружки в масле.

Со стороны фланца ведущего вала в картере имеется резьбовое отверстие для приемника П-1 замера температуры масла в редукторе. Принцип смазки барботажный.

8.17.5. 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. Горизонтальная часть хвостового вала имеет опоры на семи шпангоутах: № 12, 16, 20 фюзеляжа и № 2, 6, 10, 14 хвостовой балки.

Хвостовой вал состоит из четырех шарнирных и двух жестких частей. Шарнирные части установлены у главного редуктора, в местах стыка хвостовой балки с фюзеляжем, у промежуточного редуктора и в концевой балке. Шарнирное соединение вала в сочетании со шлицевым обеспечивает возможность изменения длины хвостового вала при изгибе хвостовой балки.

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.

8.17.6. Система торможения предназначена для сокращения времени останова вращения несущего винта после выключения двигателей, а также для стопорения трансмиссии во время стоянки вертолета.

К системе торможения относится тормоз трансмиссии, расположенный у заднего вывода главного редуктора в месте присоединения хвостового вала, трос, ролики и рычаг управления тормозом.

Тормоз колодочного типа с механическим управлением от ручки, расположенной в кабине экипажа справа от сиденья левого летчика, связанной с тормозом тросом. Во избежание перегрузки деталей тормоза в систему торможения включена пружина, ограничивающая усилие на тросе до 150 кгс.

8.17.7. Приборы контроля трансмиссии позволяют измерять давление масла в главном редукторе, а также температуру масла в главном, промежуточном и хвостовом редукторах.

К приборам контроля относятся:

- электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ;
- термометр универсальный электрический ТУЭ-48Т.

В маслосистеме главного, промежуточного и хвостового редукторов установлены пробки – сигнализаторы стружки ПС-1 и три табло СТРУЖКА ГЛАВ. РЕД., СТРУЖКА ПРОМ. РЕД., СТРУЖКА ХВ. РЕД. на левой приборной доске в кабине экипажа.

8.18. Индикация параметров работы маслосистем и пояснение смысла установленных ограничений

8.18.1. Давление масла в двигателях и главном редукторе и температура масла в двигателях, главном, промежуточном и хвостовом редукторах контролируются по указателям давления и температуры масла.

При нормальном функционировании маслосистемы двигателей и редукторов стрелки указателей давления и температуры масла должны находиться в зеленом секторе указателя.

Признаком падения давления масла в двигателях и главном редукторе является положение стрелки указателя давления в желтом секторе.

Признаком повышения температуры масла на выходе из двигателей и главного редуктора, а также в промежуточном и хвостовом редукторах будет положение стрелки указателя температуры в красном секторе.

При падении давления масла резко уменьшается количество масла, поступающего на смазку подшипников опор и зубчатых передач двигателя и главного редуктора.

При повышении температуры масла сверх максимально допустимой происходит уменьшение вязкости масла, его коксование и выпадение смолистого осадка.

Как при падении давления масла, так и при повышении его температуры значительно уменьшается отвод тепла от подшипников и трущихся пар двигателей и редукторов, ухудшается их смазка. Это может привести к разрушению подшипников опор двигателя и главного редуктора.

При падении в двигателях давления масла ниже допустимого или повышении его температуры выше допустимой необходимо убедиться, что произошел отказ в системе маслопитания, а не приборов, т. е. нужно оценить показание указателей давления и температуры масла в комплексе.

При отказе в системе маслопитания необходимо уменьшить режим работы двигателя, в котором произошло падение давления или повышение температуры масла.

Если параметры маслосистемы не восстановятся, то необходимо выключить двигатель и в дальнейшем действовать согласно настоящей Инструкции при полете с одним работающим двигателем.

8.18.2. Ограничение минимальной температуры масла в двигателях и ограничение минимальной температуры масла в главном редукторе связаны с тем, что при уменьшении температуры ниже минимальной увеличивается вязкость масла. При большой вязкости масла растут силы трения, затрудняется запуск двигателей, нарушается нормальная прокачка масла и ухудшается его разбрызгивание через форсунки, что нарушает смазку двигателей и главного редуктора. Нарушение смазки может привести к разрушению подшипников опор двигателей и главного редуктора.

8.18.3. Ограничение максимально допустимой температуры масла в двигателях, в главном, промежуточном и хвостовом редукторах связано с тем, что при увеличении температуры масла выше максимальной происходит уменьшение вязкости масла, его коксование и выпадение смолистого осадка. Маловязкое масло плохо удерживается на трущихся поверхностях подшипников и зубчатых зацеплений двигателей и редукторов.

Продукты коксования и смолистые вещества вызывают появление:

- лаковой пленки вдоль беговой дорожки подшипников;
- отложений на маслофильтрах, в трубопроводах и форсунках.

Это приводит к нарушению смазки двигателей и редукторов. Нарушение смазки может вызвать заклинивание или разрушение подшипников опор и зубчатых зацеплений двигателей и редукторов.

8.18.4. Ограничение минимального давления масла в двигателях и главном редукторе связано с тем, что падение давления приводит к уменьшению прокачки масла и ухудшению отвода тепла от подшипников и зубчатых зацеплений двигателей и главного редуктора, что может вызвать их повышенный износ и выход из строя.

8.19. 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.

Воздушная система охлаждения состоит из вентиляторной установки и гибких воздухопроводов.

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

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 в шпангоуте № 1К нагнетается в маслорадиаторы. Из радиаторов нагретый воздух по сварным патрубкам отводится за пределы капота в верхней части отсека редуктора. Другая часть воздуха через предохранительные сетки попадает во внутреннюю полость шпангоута № 1К, которая одновременно является коллектором воздуха. Отсюда воздух по гибкому трубопроводу отбирается для охлаждения генераторов, гидронасосов и воздушного компрессора.

8.20. Система электроснабжения

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией всего оборудования вертолета на земле и в полете. В систему электроснабжения входят:

- первичная система электроснабжения - система генерирования трёхфазного переменного тока напряжением 200/115 В и частотой 400 Гц (СПЗН2П40Б);

- вторичные системы переменного трёх - и однофазного тока напряжением 36 В и частотой 400 Гц;

- вторичная система постоянного тока напряжением 27 В.

8.20.1. Система переменного трехфазного тока напряжением 200/115 В частотой 400 Гц.

Источниками электроэнергии переменного трехфазного тока напряжением 200/115 В и частотой 400 Гц на вертолете являются два генератора ГТ40ПЧ8В мощностью по 40 кВА каждый. Генераторы работают в комплекте с аппаратурой включения, регулирования и защиты. Нагрузка между генераторами распределена равномерно. От шин генератора № 1 питаются ВУ-6Б №1, ПОС несущего и рулевого винтов, а от шин генератора №2 - выпрямительное устройство ВУ-6Б №2, трансформаторы ТС-310С04Б и ТР115/36, ПОС стекол и ПЗУ.

8.20.2. Вторичная система однофазного переменного тока напряжением 36 В и частотой 400 Гц.

Питание однофазным переменным током 36 В, 400 Гц осуществляется от основного или резервного трансформатора ТР115/36, от которого питаются приборы контроля работы двигателей и трансмиссии.

8.20.3. Вторичная система трехфазного переменного тока напряжением 36 В и частотой 400 Гц.

Питание системы осуществляется от генератора ГТ40ПЧ8В №2 через трансформатор ТС310С04Б. Данная система предназначена для обеспечения работы всех потребителей трехфазного переменного тока 36 В, 400 Гц. При отказе генератора №2 трансформатор ТС310С04Б автоматически подключается к шинам генератора №1.

При отказе обоих генераторов или самого трансформатора ТС310С04Б питание потребителей, обеспечивающих продолжение полета от сети 36 В, 400 Гц осуществляется от преобразователя ПТС-800БМ, подключенного к аккумуляторной шине через резервный трансформатор ТС310С04Б.

8.20.4. Вторичная система постоянного тока напряжением 27 В.

Источниками в системе постоянного тока 27 В являются два выпрямительных устройства ВУ-6Б (№1, 2) мощностью по 6 кВт каждое.

Система постоянного тока состоит из двух каналов работающих независимо друг от друга. Каждый канал включает в себя одну аккумуляторную батарею 20НКБН-25, одно выпрямительное устройство ВУ-6Б, один комплексный аппарат ДМР-200ВУ, коммутационную и защитную аппаратуру, распределительные шины, аппаратуру управления, сигнализации и контроля.

При отказе одного из генераторов ВУ этого канала автоматически подключается к шинам исправного генератора.

При отказе обоих генераторов или неисправностях в цепях выпрямительных устройств, питание потребителей, обеспечивающих продолжение полета, осуществляется от аварийных источников - двух аккумуляторных батарей 20НКБН-25 или от вспомогательного источника питания, стартер - генератора СТГ-3, установленного на ВСУ.

8.20.5. Аварийными источниками электроэнергии на вертолете являются:

две аккумуляторные батареи 20НКБН-25;
преобразователь ПТС-800БМ.

8.20.6. Режим работы системы электропитания

На вертолете предусмотрены следующие варианты работы системы электроснабжения:

- нормальный режим;
 - режим при отказе одного генератора переменного тока;
 - аварийный режим при отказе обоих генераторов переменного тока;
 - режим питания от генератора СТГ-3, установленного на ВСУ;
 - режим аэродромного питания.
- а) Нормальный режим.

Аккумуляторные батареи включены в сеть, работают оба генератора переменного тока, при этом шины генератора №1 и шины генератора №2

получают питание, каждая от своего генератора. От шин генератора №1 питаются выпрямительное устройство ВУ-6Б №1 и противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов. От шин генератора №2 питаются выпрямительное устройство ВУ-6Б №2, трансформаторы ТС310С04Б и ТР115/36, шины противообледенительной системы стекол кабины летчиков и ПЗУ двигателей. В нормальном режиме все шины вертолета находятся под напряжением, любой из потребителей может быть включен.

б) Режим при отказе одного генератора.

При отказе генератора №1 его шины обесточиваются. Не получает питания противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов. Все шины ВУ и аккумуляторные шины будут находиться под напряжением, любой потребитель по постоянному току может быть включен, так как ВУ-6Б №1 при этом автоматически подключится к шинам генератора №2.

При отказе генератора №2 его шины обесточиваются. Отключается противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов от генератора №1, при этом трансформаторы ТС310С04Б и ТР115/36, выпрямительное устройство ВУ-6Б №2, шины противообледенительной системы стекол кабины летчиков и ПЗУ двигателей подключаются к шинам генератора №1.

Таким образом, при отказе одного из генераторов, работающий генератор обеспечивает питание всех потребителей, за исключением противообледенительной системы лопастей несущего и рулевого винтов.

в) Режим питания от стартера-генератора СТГ-3, установленного на ВСУ.

Для питания потребителей постоянным током при проведении подготовок и работ в условиях автономного базирования, а также при отказе обоих генераторов переменного тока в полете может использоваться стартер-генератор СТГ-3. Стартер-генератор совместно с аккумуляторными батареями обеспечивает питание потребителей в течение 30 мин при токе нагрузки не более 100 А.

Стартер-генератор СТГ-3 подключен к аккумуляторной шине и обеспечивает питание потребителей, необходимых для завершения полета. При необходимости возможно питание потребителей, подключенных к шинам ВУ. С этой целью производится подключение шин ВУ к аккумуляторным шинам. Для этого выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. необходимо установить в положение ВКЛ.

г) Аварийный режим при отказе обоих генераторов.

При отказе обоих генераторов их шины обесточиваются. Не получают питания генераторная шина 115 В, генераторные шины трехфазного переменного тока 36 В, все шины ВУ и шины противообледенительной системы. Под напряжением остаются только аккумуляторные шины, от которых автоматически или вручную, при отказе переключающего реле, запитывается преобразователь ПТС-800БМ.

При отказе двух генераторов аккумуляторы являются аварийным источником постоянного тока и служат для:

- питания потребителей первой категории;
- автономного запуска ВСУ;

– проверки оборудования постоянного тока при отсутствии аэродромного источника питания.

К шинам аккумуляторных батарей подключены следующие потребители электроэнергии:

- система запуска ВСУ и двигателей;
- преобразователь ПТС-800БМ;
- приборы контроля двигателей (трехстрелочные указатели давления и температуры масла, регуляторы температуры газов, указатели температуры газов, измеритель режимов работы двигателей и измеритель вибраций);
- приборы контроля трансмиссии (указатели температуры масла в главном, промежуточном и хвостовом редукторах, указатель давления масла на входе в главный редуктор и указатель общего шага НВ);
- противообледенительная система (заслонки 1919 ПОС двигателей, обогрев левого ПВД);
- противопожарная система, ССП-ФК;
- топливная система (ЭЦН-91, агр.463Б, топливомер, кран перепуска топлива, перекрывающие краны);
- гидравлическая система (основная и дублирующая);
- система аварийной сигнализации САС-4;
- группа 2 ламп системы подсвета;
- электромуфты ЭМТ-2М и электромагнитный кран ГА-192 фрикциона ручки шаг-газ;
- система гидроупора;
- блок управления БУ-32 из комплекта системы СПУУ-52;
- САРПП - 12Д1М;
- авиагоризонт АГБ-3К (левый);
- манометры ДИМ-3;
- правая фара ФПП-7М;
- плафоны летчиков;
- внешнее светотехническое оборудование (БАНО-64, ХС-62, ФР-100);
- электромеханизм левого стеклоочистителя, ЭПК-2Т-60;
- аппаратура 6201;
- СПУ-7;
- радиостанция Р-863;
- радиовысотомер А-037;
- магнитофон П-503;
- аппаратура Т-819;
- регуляторы ЭРД-3ВМ;
- обогрев ПВД-6 (левый);
- сигнальные ракеты ЭКСР-46;
- система перенастройки оборотов несущего винта (МП-100М2с);

- цепи аварийного сброса вооружения;
- замки внешней подвески.

При включении СТГ-3 ВСУ дополнительно будут подключены следующие потребители:

- проблесковый маяк МСЛ-3;
- сигнализатор обледенения;
- радиокompас АРК-15М;
- радиостанция Ядро-1А;
- курсовая система ГМК-1А.

д) Режим аэродромного питания

При питании потребителей от наземного источника ввиду наличия схемы блокировки, включение в сеть бортовых источников невозможно. При подключении к вилке разъема ШРАП-400-3ф наземного источника питания переменного тока питание получают шины генераторов №1 и 2 (генераторы от бортовой сети автоматически отключаются), а от них - все шины переменного тока.

Наземный источник питания переменного тока и выпрямительные устройства могут быть включены только при включенных в бортовую сеть аккумуляторных батареях. В этом случае все распределительные шины находятся под напряжением и можно проводить проверку любого оборудования. Для проверки оборудования по постоянному току возможно использование стартер генератора СТГ-3 двигателя АИ-9В, для чего при работающем двигателе АИ-9В необходимо включить выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. на электрощите электропульты. В этом случае все шины ВУ и аккумуляторные шины будут находиться под напряжением.

8.20.7. Органы управления

Органы управления системой электроснабжения размещены на электрощите электропульты (Рис. 8.15).

На панели постоянного тока расположены:

- два амперметра постоянного тока с диапазоном измерения 0...500 А для измерения тока разряда (нагрузки) аккумуляторных батарей и фиксации их режима заряда;
- амперметр и галетный переключатель КОНТРОЛЬ ТОКА, позволяющие контролировать нагрузки источников в соответствии с положением галетного переключателя;
- два выключателя АККУМУЛЯТОРЫ 1, 2 для включения и отключения соответствующей батареи;
- вольтметр для измерения напряжения постоянного тока с пределом измерения 0...30 В и галетный переключатель для переключения точек замера;
- два табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. и ВУ 2 НЕ РАБОТ. желтого цвета, свидетельствующие об отключении или не включении соответствующего ВУ;
- два выключателя ВЫПРЯМИТЕЛИ 1, 2 для включения и отключения ВУ;

- табло ПРОВЕРКА ОБОРУД. красного цвета, свидетельствующее о включении СЭС в режим проверки оборудования на земле при работающем генераторе ВСУ;

- выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. для включения СЭС в режим проверки оборудования на земле;

- выключатель РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. для включения и отключения генератора СТГ-3;

- выносное сопротивление РЕГУЛИР. НАПРЯЖ. М-Б для корректировки уровня напряжения СТГ-3.

На панели переменного тока (Рис. 8.15) расположены:

- два амперметра с диапазоном измерения 0...150 А для измерения тока нагрузки генераторов №1 и №2;

- вольтметр с пределом 150 В для измерения напряжения переменного тока, галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ и переключатель ГЕНЕРАТОРЫ - ПТС, АЭР. ПИТАН.;

- два переключателя ГЕНЕРАТОРЫ 1 и 2 - КОНТРОЛЬ для контроля генераторов, их включения и отключения;

- два табло ГЕН. №1 ОТКЛ. и ГЕН. №2 ОТКЛ. красного цвета, сигнализирующие об отключенном положении генераторов;

- два переключателя "ТР-Р 36 В" и "ПТС" с положениями АВТОМАТ-ОТКЛ. -РУЧНОЕ для управления ими в соответствующем режиме;

- выключатель АЭР. ПИТАН. для включения и отключения аэродромного источника питания;

- переключатель ГЕНЕРАТОРЫ - ПТС, АЭР. ПИТАН для контроля напряжения генераторов или резервного преобразователя и аэродромного источника питания;

- галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ для контроля напряжения на шинах А, В, С генераторов, аэродромного питания и преобразователя;

- табло ~36 В РЕЗЕРВ, желтого цвета, сигнализирующее о переключении автоматически или вручную питания шин 3 ~ 400 Гц 36 В с основного трансформатора на резервный;

- табло ПТС ВКЛЮЧЕН желтого цвета, свидетельствующее о ручном или автоматическом включении преобразователя;

- табло РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ. желтого цвета, свидетельствующее о переключении питания генераторных шин 3 ~ 400 Гц 115/200 В с шин генератора №2 на шины генератора №1;

- табло РАП. ПОДКЛ. желтого цвета, предупреждающее экипаж о механической подстыковке жгута наземного источника к борту вертолета вне зависимости от наличия напряжения на наземном источнике и включения наземного источника к борту вертолета.

На центральном пульте расположен переключатель ТРАНСФ. ДИМ с положениями ОСНОВ – ЗАПАСН.

8.20.8. Эксплуатация системы членами экипажа при выполнении полетов.

ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ

Бортовому технику убедиться в том, что:

- включены аккумуляторы, выпрямители и генераторы;
- выключена ВСУ;
- переключатели ТР-Р36В и ПТС находятся в положении АВТОМАТ;
- переключатель ТРАНСФ. ДИМ на центральном пульте находится в положении ОСНОВ.;
- не горит табло РАП. ПОДКЛ.;
- выключатель АЭР. ПИТАН. - выключен;
- отсоединен наземный источник питания;
- на панелях ПЕРЕМЕННЫЙ и ПОСТОЯННЫЙ ТОК не горят все табло.

В ПОЛЕТЕ

Бортовому технику через каждые 30 мин полета проверять ток заряда аккумуляторов, который должен быть не более 10А.

ВЫКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМ

После заруливания на стоянку необходимо:

- убедиться, что направление и скорость обеспечивают безопасность выключения двигателей и останов НВ. Поставить вертолет на стояночный тормоз и выключить все потребители электроэнергии, за исключением топливных насосов, пожарных кранов, противопожарной системы, приборов контроля силовой установки, гидросистемы, ПЗУ и необходимого светотехнического оборудования;
- выключить выпрямители и генераторы переменного тока;
- после охлаждения двигателей на оборотах малого газа выключить ПЗУ;
- после остановки двигателей выключить все оставшиеся потребители, а затем аккумуляторы.

8.21. Светотехническое оборудование

Светотехническое оборудование вертолета предназначено для обеспечения наземной эксплуатации и полетов в любых метеорологических условиях как днем, так и ночью.

Светотехническое оборудование включает в себя:

1. Внешнее осветительное оборудование:

- три посадочно-поисковые фары ФПП-7М;
- прожектор SX-16;
- рулевая фара ФР-100.

2. Внешнее светосигнальное оборудование

- два проблесковых маяка МСЛ-3;
- три строевых огня ОПС-57;
- аэронавигационные огни БАНО-64 и ХС-62;
- пять контурных огней.

3. Внутреннее осветительное оборудование:

- система зеленого подсвета приборных досок и пультов;
- плафоны освещения кабины экипажа, грузовой кабины, технических отсеков.

4. Система внутривертолетной световой сигнализации, осуществляет контроль за состоянием и работой систем и агрегатов вертолета.

На вертолете установлена система аварийной сигнализации САС-4 со светосигнальными табло и центральными сигнальными огнями (ЦСО).

Система САС обеспечивает взаимодействие аварийных, предупреждающих и уведомляющих светосигнальных табло систем и агрегатов с центральными огнями.

На левой приборной доске установлены два центральных световых огня (табло-кнопки) - один красный и один желтый.

Красный ЦСО включается одновременно с аварийными красными светосигнальными табло и работает в "проблесковом" режиме совместно с сигналом "зуммера". При нажатии на кнопку-табло красного ЦСО аварийные табло переводятся из "проблескового" режима работы в режим "постоянного" горения, красный ЦСО выключается, звук "зуммера" прекращается.

Желтый ЦСО включается и работает в "проблесковом" режиме одновременно с предупреждающим светосигнальным табло, которое работает в режиме "постоянного" горения. При нажатии на кнопку-табло желтого цвета желтые светосигнальные табло продолжают гореть, а желтый ЦСО выключается.

Регулирование яркости ЦСО и светосигнальных табло, подключенных к системе САС, осуществляется потенциометром "ДЕНЬ-НОЧЬ", установленным на правой боковой панели электропульта. К системе САС подключены следующие светосигнальные табло:

а) красные светосигнальные табло, работающие в "Проблесковом" режиме совместно с красным ЦСО и сигналом "зуммер":

ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ.;

ОТКАЗ 6201;

ОБЛЕДЕН.;

ОСТАЛОСЬ 270 Л.;

ГЕН №1 ОТКЛ.;

ГЕН №2 ОТКЛ.;

ПОЖАР ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ.;

ПОЖАР КО-50;

ПОЖАР РЕДУК. АИ-9;

ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА;

б) желтые светосигнальные табло, работающие совместно с желтым ЦСО и сигналом "зуммер":

НАСОСЫ БАКОВ;

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) НЕ РАБОТ.;

РАСХОД НЕ РАБОТ.;

в) желтые табло, работающие совместно с желтым ЦСО:

ДИСС ОТКАЗАЛ;

ЗАСОР Тф ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ.;

ЧР ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ.;

МАЛО Рм ЛЕВ (ПРАВ) ДВ;
ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ. ВИБР. ПОВ.;
СТРУЖКА ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ;
ПРЕВ $n_{ст}$ ЛЕВ. (ПРАВ) ДВ;
ОТКАЗ ПОС НВ;
СТРУЖКА ГЛАВ РЕД;
СТРУЖКА ПРОМ. РЕД;
СТРУЖКА ХВ РЕД;
ВКЛЮЧИ ЗАПАСНОЙ;
~36 В РЕЗЕРВ;
ПТС ВКЛЮЧЕН;
РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;
ВУ 1 НЕ РАБОТ;
ВУ 2 НЕ РАБОТ.

ПРОЖЕКТОР SX-16

Прожектор SX-16 предназначен для использования в ночное время при проведении поисковых и спасательных работ.

Органы управления прожектором установлены в кабине летчиков на центральном пульте, на кронштейнах у приборных досок и на ручках общего шага.

На щитке управления имеются:

- кнопка - ПОДЖИГ;
- кнопка - ФОКУС;
- выключатель - ПРОЖЕКТОР.

Для управления прожектором используется 4-х позиционные кнопки на РОШ КЭ и ЛШ, для введения в действие кнопки необходимо переключатель УПРАВЛ. ФПП-ПРОЖЕКТ на кронштейнах у приборных досок установить в положение ПРОЖЕКТ.

Прожектор с механизмами управления закреплен с помощью карданной подвески под кабиной летчиков между шпангоутами №4Н и 5Н с левой стороны.

С помощью электромеханизмов, установленных на прожекторе, световой луч может отклоняться в пределах:

- влево (от оси вертолета) на угол 110^0 , вправо - на 51^0 ;
- вниз (от линии СГФ) на угол 70^0 , вверх - на 10^0 .

Возможно отклонение луча по двум направлениям одновременно.

Зеркальный рефлектор, установленный вблизи источника света лампы, может передвигаться с помощью кнопки ФОКУС, что обеспечивает изменение фокуса светового луча от 4 до 20 (соответственно изменяется диаметр светового пятна).

Проверка работы прожектора

1. Установите выключатель УПРАВЛ. ФПП-ПРОЖЕКТ., установленный на кронштейнах у приборных досок, в положение ПРОЖЕКТ;

2. На щитке управления прожектором, установленном на центральном пульте, установить выключатель ПРОЖЕКТОР в положение ВКЛ. и нажать на время 3-5 с кнопку ПОДЖИГ. Лампа прожектора должна гореть.

ВНИМАНИЕ. 1. ЗАДЕРЖКА КНОПКИ ПОДЖИГ В СТАРТОВОМ ПОЛОЖЕНИИ ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ ЛАМПЫ ИЛИ ВО ВРЕМЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫХ СЕРИЙ ПУСКОВЫХ ИМПУЛЬСОВ ПОВЛЕЧЕТ ЗА СОБОЙ ПРЕЖДЕВРЕМЕННУЮ ПОЛОМКУ НЕКОТОРЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СТАРТОВОЙ СХЕМЫ И КСЕНОНОВОЙ ЛАМПЫ.

2. ДОПУСКАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПУСК ПРОЖЕКТОРА СЕРИЕЙ КРАТКОВРЕМЕННЫХ (3-5 С.) ИМПУЛЬСНЫХ НАЖАТИЙ КНОПКИ ПОДЖИГ.

– с помощью 4-х позиционных кнопок на ручках общего шага проверьте работу двигателей кардана прожектора в горизонтальной и вертикальной плоскостях;

– с помощью кнопки ФОКУС на блоке управления прожектором проверьте изменение фокусировки светового луча;

– проверьте и убедитесь в работоспособности охлаждающего вентилятора по характерному шуму;

– выключите прожектор. Переведя выключатель ПРОЖЕКТ на щитке управления прожектором на центральном пульте в положение ОТКЛ:

Примечания:

1. Электропитание прожектора осуществляется постоянным током напряжением 27 В. Величина потребляемого тока при работе электролампы не превышает 80-85 А.

2. Длительность работы прожектора после крайнего включения в полете должна составлять не менее 20 мин, для поддержания ее работоспособного состояния (восстановление электрода).

3. Исходное положение прожектора устанавливать по световому лучу.

4. Диаметр луча при регулировке его кнопкой ФОКУС изменяется непрерывно от малого диаметра к большему.

5. Высота эффективного применения прожектора составляет 150-300 м.

6. В целях обеспечения пожаробезопасности необходимо избегать использования прожектора на высотах ниже 3 м.

8.22. Приборное оборудование

Приборное оборудование вертолета представляет собой комплекс приборов, обеспечивающих:

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

б) контроль за работой двигателей, трансмиссии и управления.

Комплекс приборного оборудования состоит:

– из пилотажно-навигационных приборов;

– из приборов контроля работы двигателей и трансмиссии;

– из приборов контроля гидравлической и воздушной систем.

Указатели приборов размещены на левой и правой приборных досках, на центральном пульте, на левой боковой и средней панели электропульта.

На левой приборной доске установлены:

– высотомер ВД-10К;

– указатель скорости УС-450К;

– вариометр ВАР-30МК;

– авиагоризонт АГБ-3К;

– указатель поворота ЭУП-53;

- указатель курса УГР-4УК;
- индикатор висения (блок 6) из комплекта ДИСС-15;
- указатель радиовысотомера А-034-4-17 для А-037;
- указатель тахометра ИТЭ-1;
- указатель тахометра ИТЭ-2Т; указатель температуры газов 2УТ-6К из комплекта 2ИА-6;
- указатель режимов УР-117 из комплекта ИР-117;
- указатель шага винта УП-21.

Кроме того, на левой приборной доске размещены:

- светосигнальные табло контроля работы двигателей ТВ3-117ВМ и главного редуктора.

На правой приборной доске установлены:

- высотомер ВД-10К;
- указатель скорости УС-450К;
- вариометр ВАР-30МК;
- авиагоризонт АГБ-3К;
- указатель курса УГР-4УК;
- часы АЧС-1;
- указатель путевой скорости и угла сноса (блок 7) из комплекта ДИСС-15;
- индикатор координат (блок 8) из комплекта ДИСС-15;
- указатель тахометра ИТЭ-1Т;
- указатель тахометра ИТЭ-2Т;
- указатель топливомера БЭ-09К;
- указатель термометра ТВ-1.

Кроме того, на правой приборной доске размещены:

- переключатель топливомера;
- светосигнальное табло ДИСС ОТКАЗАЛ;
- светосигнальное табло ОСТАЛОСЬ 270 Л.

На правой приборной доске предусмотрено место для установки указателя курса ПДК-49К;

На центральном пульте установлены:

- трехстрелочный указатель УИЗ-6;
- указатель температуры ТУЭ-48;
- два трехстрелочных указателя УИЗ-3 (левого и правого двигателей);
- переключатель проверки сигнальных ламп;
- выключатель А-723;
- переключатель трансформаторов ДИМ.

Кроме того, на центральном пульте установлены:

- пульт управления и индикатор нулевой автопилота;
- блок управления БУ-32-1 системы СПУУ-52;
- табло сигнализации наличия стружки в редукторах.

На левой боковой панели электропульты размещены:

- манометр МВУ-10К контроля давления воздуха в воздушной системе;
- манометр МА-60К контроля давления воздуха в тормозной системе колес шасси.

На средней панели электропульты размещены:

- указатели УИ-1-100 манометров основной и дублирующей гидросистем;
- указатель термометра ТСТ-282С;
- указатель манометра ДИМ-8.

На рис. 8.2 - 8.15 показаны приборные доски, панели и щитки, размещенные в кабине экипажа.

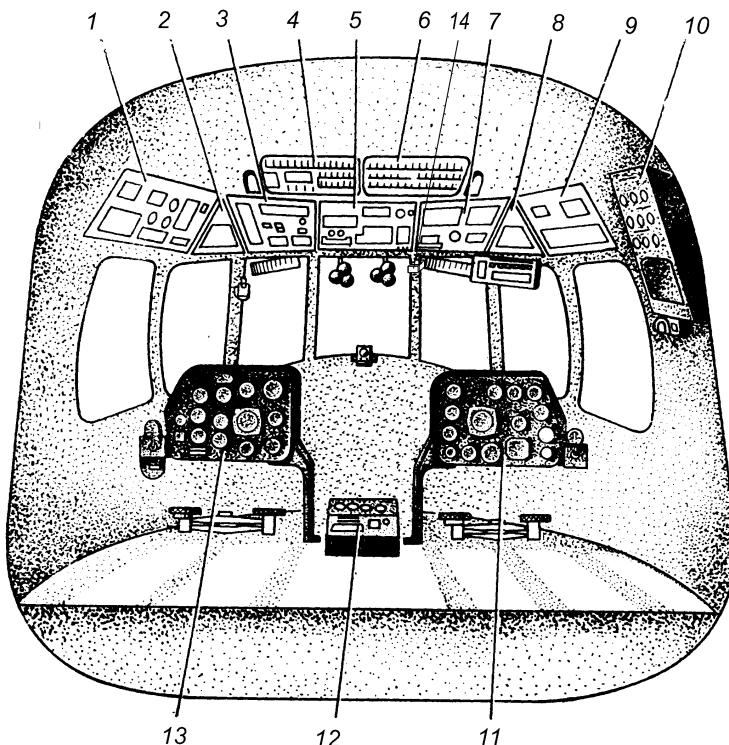


Рис. 8.2. Размещение приборных досок и панелей управления в кабине экипажа
 1 - левая боковая панель электропульты; 2 - левый щиток электропульты; 3 - левая панель электропульты; 4 - левая панель АЗС; 5 - средняя панель электропульты;
 6 - правая панель АЗС; 7 - правая панель электропульты; 8 - правый щиток электропульты; 9 - правая боковая панель электропульты; 10 - электрощиток;
 11 - правая приборная доска; 12 - центральный пульт; 13 - левая приборная доска
 14 - Индикатор метеолокатора

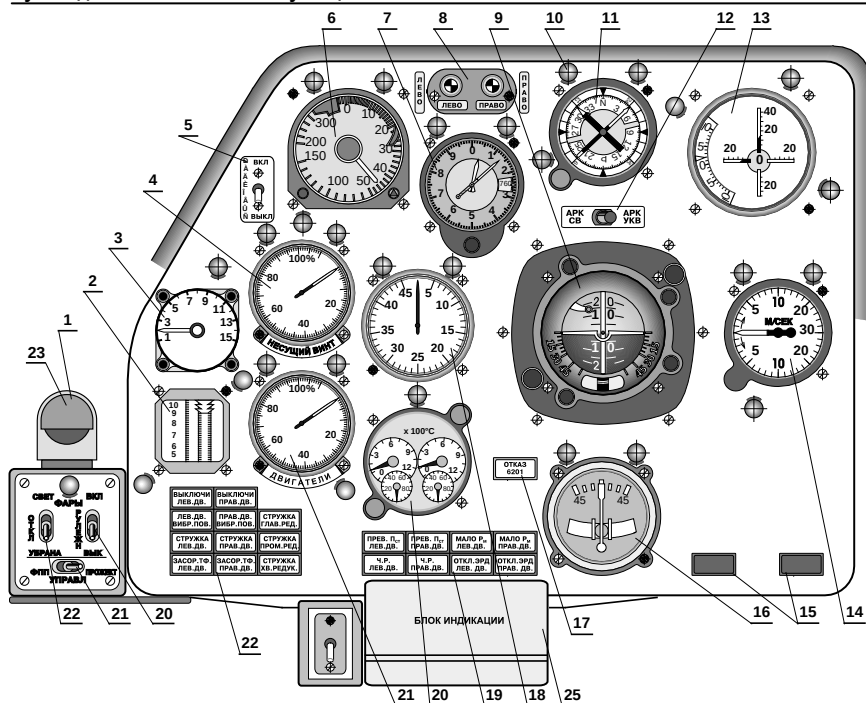


Рис. 8.3. Левая приборная доска

1. Кнопка сброса КСБ-49А; 2. Указатель режимов УР-117 измерителя режимов ИР-117;
 3. Индикатор ИП-21 указателя общего шага несущего винта УП-21; 4. Указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ тахометра ИТЭ-1Т; 5. Выключатель радиовысотомера;
 6. Указатель высотомера; 7. Высотомер ВД-10ВК; 8. Курсоуказатель прицела ОПБ-1р; 9. Авиагоризонт АГБ-3К; 10. Светильник СВ-4; 11. Указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А; 12. Переключатель радиокомпасов; 13. Индикатор висения и малых скоростей (блок 6) аппаратуры ДИСС-15; 14. Вариометр ВАР-30МК; 15. Табло ЦСО: (слева – красное, справа – желтое) 16. Указатель поворота ЭУП-53; 17. Табло: **ОТКАЗ 6201**; 18. Указатель скорости УС-450;
 19. Табло:

ПРЕВ. пст ЛЕВ. ДВ	ПРЕВ. пст ПРАВ. ДВ	МАЛО Рм ЛЕВ. ДВ	МАЛО Рм ПРАВ. ДВ.
Ч.Р. ЛЕВ. ДВ	Ч.Р. ПРАВ. ДВ.	ОТКЛ. ЭРД ЛЕВ. ДВ.	ОТКЛ. ЭРД ПРАВ. ДВ.

20. Указатель 2УТ-6К температуры газов двигателей ТВ3-117ВМ сдвоенной измерительной аппаратуры 2ИА-6; 21. Двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВ3-117ВМ тахометра ИТЭ-2Т; 22. Табло:

ВЫКЛЮЧИ ЛЕВ. ДВ.	ВЫКЛЮЧИ ПРАВ. ДВ.	
ЛЕВ. ДВ.	ПРАВ. ДВ.	СТРУЖКА
ВИБР. ПОВ.	ВИБР. ПОВ.	ГЛАВ. РЕД.
СТРУЖКА ЛЕВ. ДВ.	СТРУЖКА ПРАВ. ДВ.	СТРУЖКА ПРОМ. РЕД.
ЗАСОР Т.Ф. ЛЕВ. ДВ.	ЗАСОР Т.Ф. ПРАВ. ДВ.	СТРУЖКА ХВ. РЕД.

23. Переключатель 2ППМТК левой посадочно-рулевой фары ФПГ-7М; 24. Выключатель ВГ-15К рулевой фары ФР-100; 25. Блок индикации из комплекта "Вектор"

Рис. 8.4. Правая приборная доска

1. Светильник СВ-4; 2. Высотомер ВД-10ВК; 3 - указатель скорости УС-450К;
4. Указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А; 5. Авиагоризонт АГБ-3К;
6. Пульт управления индикации (ПУИ) из к-та А-723; 7. Вариометр ВАР-30МК;
8. Светильник СТ-2-3-1; 9. Указатель высотомера; 10. Табло: **ДИСС ОТКАЗАЛ**;
11. Указатель ИТЭ-1Т числа оборотов несущего винта тахометра ИТЭ-1Т;
12. Кнопка сброса КСБ-49А; 13. Выключатель прожектора SX-16
14. Переключатель 2ППНТК правой посадочно-рулежной фары ФПП-7М;
15. Двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателей ТВЗ-117ВМ тахометра ИТЭ-2Т; 16. Индикатор координат (блок 8) аппаратуры ДИСС-15;
17. Индикатор путевой скорости и угла сноса (блок 7) аппаратуры ДИСС-15;
18. Указатель БЭ-09К топливомера СКЭС-2027В; 19. Табло: **ОСТАЛОСЬ 270 Л**;
20. Переключатель П-8УК топливомера СКЭС-2027В; 21. Часы АЧС-1

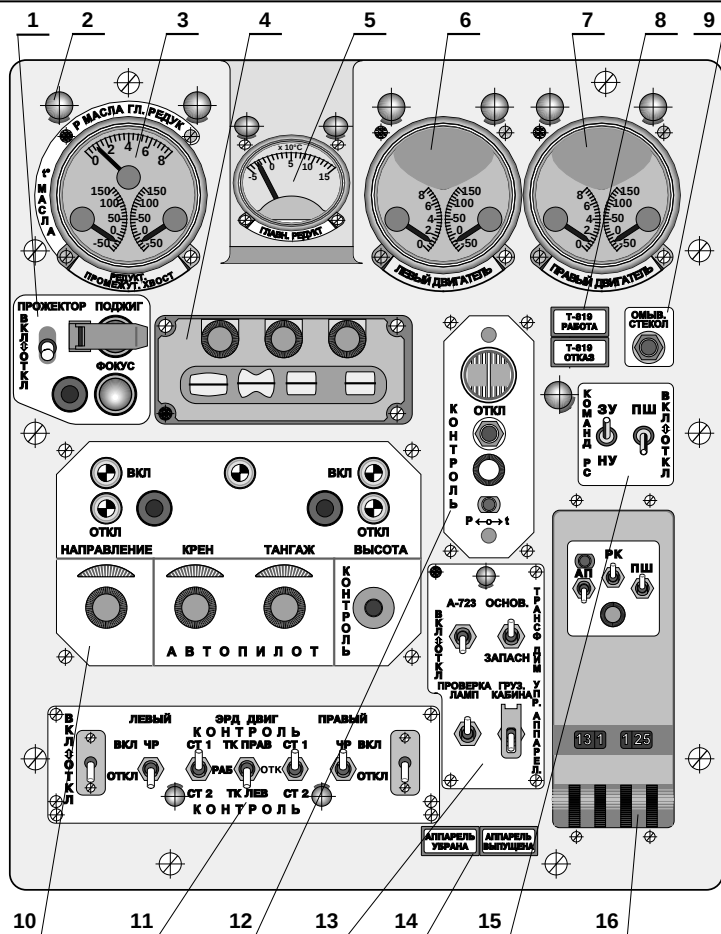


Рис. 8.5. Центральный пульт

1. Щиток управления прожектором SX-16; 2. Светильник СВ-4; 3. Трехстрелочный указатель УИЗ-6 давления масла на входе в главный редуктор и температуры масла в промежуточном и хвостовом редукторах электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРВИ; 4. Индикатор нулевой ИН-4 автопилота АП-34Б; 5. Указатель ТУЭ-48 температуры масла в главном редукторе термометра ТУЭ-48Т; 6. Трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла левого двигателя электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРИ; 7. Трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла правого двигателя электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРИ; 8. Табло: **Т819 РАБОТА, Т819 ОТКАЗ**; 9. Кнопка включения омыва стекол; 10. Пульт управления автопилотом АП-34Б; 11. Пульт управления регулятора ЭРД-ЗВМ; 12. Блок управления БУ-32-1 системы СПУУ-52-1; 13 - Панель с выключателями; 14. Табло: **АППАРЕЛЬ УБРАНА, АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА**; 15. Переключатель выбора радиостанции Р-863 с НУ или ЗУ; 16. Пульт управления Р-863 с НУ

Рис. 8.6. Левая боковая панель электропульты

1. Пульт управления ракетами ЭП-662; 2. Реостаты регулировки зеленого подсвета электропульты; 3. Реостаты регулировки зеленого подсвета левой приборной доски; 4. Манометр МВУ-10К, контролирующий давление воздуха в пневматической системе; 5. Манометр МА-60К, контролирующий давление воздуха в тормозной системе колес шасси; 6. Пульт управления магнитофоном; 7. Табло: **ОГР пТг-ЛЕВ., ОГР пТг-ПРАВ., САРПП РАБОТАЕТ**; 8. Табло: **СИРЕНА ВКЛЮЧЕНА, ГРУЗ СБРОШЕН, НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ**; 9 - выключатель аппаратуры Т-819; 10. Табло: **ВКЛЮЧИ ЗАПАСН.**

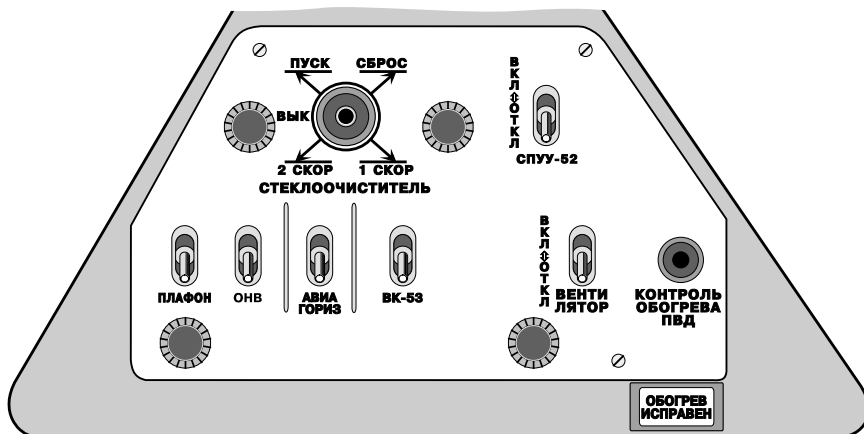


Рис. 8.7. Левый щиток электропульты

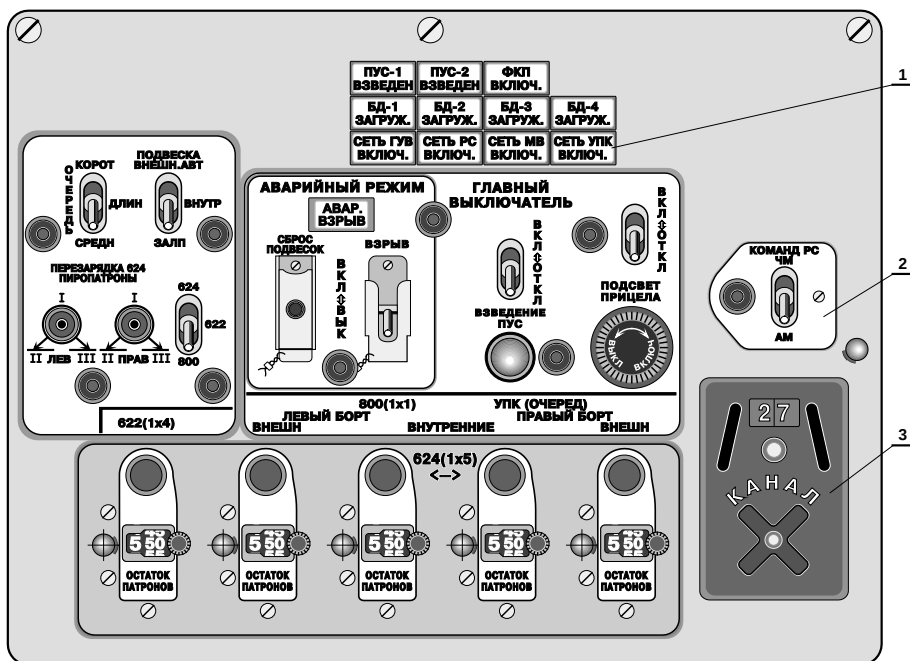


Рис. 8.8. Левая панель электропульты

1. Табло; 2. Переключатель команд РС; 3. Пульт управления радиостанции Р-863 с ЗУ

Рис. 8.9. Левая панель АЗС

Рис. 8.10. Средняя панель электропульт

Рис. 8.11. Правая панель АЗС

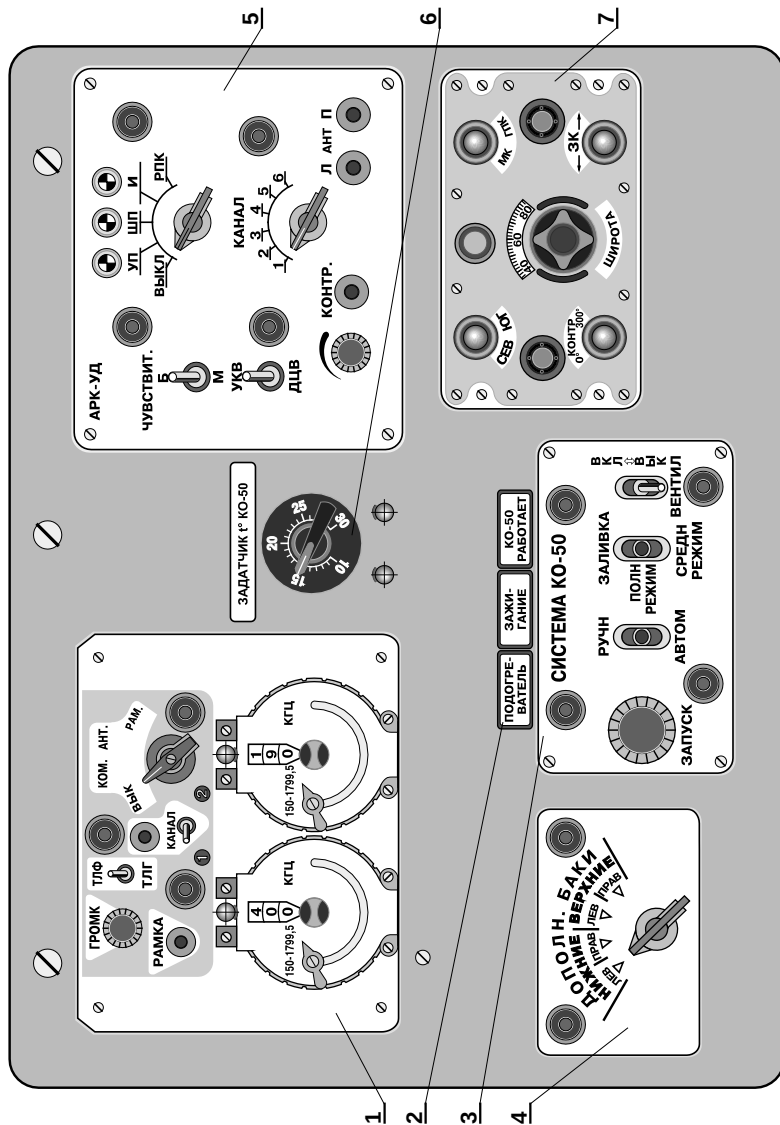


Рис. 8.12. Правая панель электропульты

1 - пульт управления радиокомпасом АРК-9; 2 - табло; 3- аппаратура управления и сигнализации системы КО-50; 4-переключатель дополнительных топливных баков; 5-пульт управления радиокомпасом АРК-УД; 6- датчик температуры воздуха в грузовой кабине; 7- пульт управления ПУ-26 курсовой системы ГМК-1А

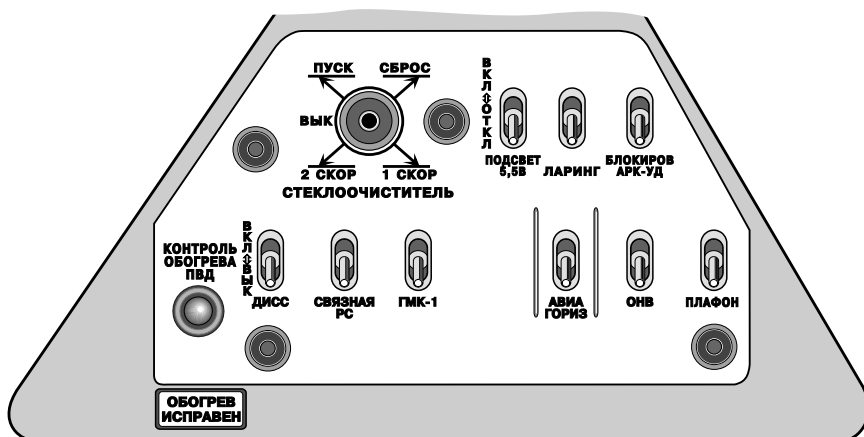


Рис. 8.13. Правый щиток электропульт

Рис. 8.14. Правая боковая панель электропульты

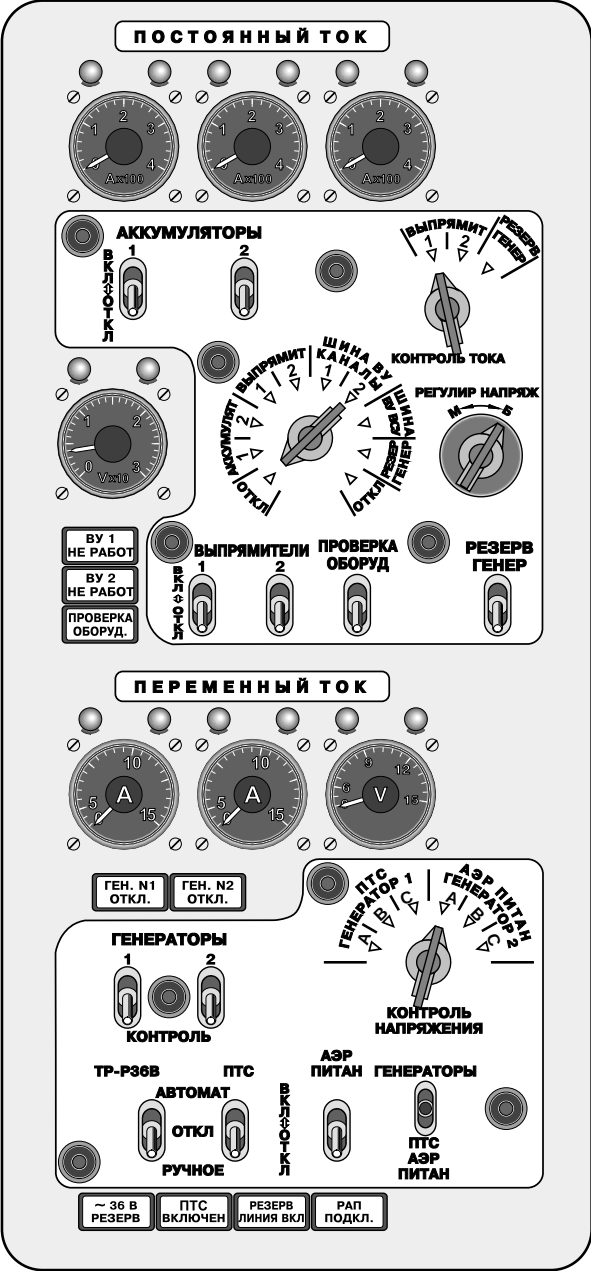


Рис. 8.15. Элементы электропульты

8.23. Пилотажно-навигационное оборудование

Пилотажно-навигационное оборудование включает в себя:

- автопилот АП-34Б;
- авиагоризонт АГБ-3К;
- курсовую систему ГМК-1А;

8.23.1. 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 (при наличии корректора - задатчика приборной скорости и блока сигнализации готовности).

При этом воздействие 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 четырем 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.

В комплект автопилота входят:

- пульт управления (рис. 8.5);
- агрегат управления;
- датчик угловой скорости направления;
- датчик угловой скорости крена;
- датчик угловой скорости тангажа;
- блок усилителей;
- индикатор нулевой ИН-4;
- два компенсационных датчика;
- корректор высоты KB-11.

Точность поддержания режима полета в спокойной атмосфере:

- направления $\pm 2^\circ$;
- крена $\pm 1^\circ$;
- тангажа $\pm 1^\circ$;

- высоты ± 6 м до 1000 м (± 12 м более 1000 м);
- скорости ± 15 км/ч.

Для того чтобы летчик мог управлять вертолетом по курсу при включенном автопилоте, на педалях ножного управления смонтированы надпедальники и микровыключатели, при нажатии на которые происходит перевод канала направления в режим-согласования. После окончания маневра и снятия ног с надпедальников канал направления автоматически включается. При включенном автопилоте перевод канала направления в режим согласования может осуществляться автоматически от микровыключателя АМ-800К, установленного на качалке подвижного упора системы СПУУ. Микровыключатель срабатывает при подходе правой педали в режиме "Перегонка" к упору, положение которого управляется механизмом МП-100М по сигналам системы СПУУ. Для управления ручкой шаг-газ необходимо нажать кнопку включения фрикциона, установленную на верхней части ручки. При нажатии кнопки канал высоты переводится в режим согласования, а фрикцион растормаживается. После перевода ручки шаг-газ в новое положение канал высоты необходимо снова включить кнопкой-лампой на пульте управления автопилотом.

Питание автопилота и механизмов системы управления постоянным током напряжением 27 В осуществляется от аккумуляторной шины и шины ВУ через автоматы защиты сети АВТОПИЛОТ-ОСНОВН., АВТОПИЛОТ-ФРИКЦ. и АВТОПИЛОТ ЭЛЕКТРОМУФТЫ. Все АЗС расположены на правой панели АЗС.

Питание переменным трехфазным током напряжением 36 В и частотой 400 Гц осуществляется от генераторных шин трехфазного переменного тока 36 В через предохранители ПМ-5 АВТОПИЛОТ, расположенные на щитке предохранителей.

Выключение автопилота вручную производится:

- одновременно всех каналов - нажатием кнопки ВЫКЛ. АП, расположенной на обеих ручках управления;
- канала высоты - нажатием на одну из кнопок расстопоривания фрикциона рычага шаг-газ;
- канала направления - нажатием одного из надпедальников.

8.23.2. Авиагоризонт АГБ-3К предназначен для определения положения вертолѐта в пространстве относительно плоскости истинного горизонта, а также для определения наличия и направления бокового скольжения вертолѐта. Авиагоризонты установлены на левой и правой приборных досках.

Авиагоризонты выдают внешним потребителям сигналы пропорциональные углам крена и тангажа вертолѐта. Левый авиагоризонт выдает сигналы системе автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ и аппаратуре ДИСС-15. Правый авиагоризонт выдает сигналы автопилоту АП-34Б.

Включение левого авиагоризонта осуществляется автоматом защиты сети АВИАГОРИЗ. на левом щитке электропульты, а правого - автоматом защиты сети АВИАГОРИЗ. на правом щитке электропульты.

Нормальная работа авиагоризонта АГБ-3К характеризуется отсутствием красного флажка на лицевой части прибора, нормальной реакцией прибора на изменение положения вертолета, соответствием показаний левого и правого авиагоризонтов. Появление красного флажка сигнализирует об отказе питания по постоянному или переменному току.

При отказе авиагоризонт выдает ложные показания, не соответствующие действительному положению вертолета.

8.23.3. Курсовая система ГМК-1А служит для определения и указания курса, углов разворота вертолета и выдачи магнитных (истинных) пеленгов.

В комплект курсовой системы входят:

- индукционный датчик ИД-3; установлен в хвостовой балке;
- коррекционный механизм КМ-8; установлен на левой этажерке в кабине экипажа;
- пульт управления ПУ-26; установлен на правой панели электропульты;
- гироагрегат ГА-6; установлен на левой этажерке в кабине экипажа;
- два указателя УГР-4УК; установлены на левой и правой приборных досках;
- автомат согласования АС-1; установлен на левой этажерке в кабине экипажа.

Погрешность после устранения девиации гиромагнитного курса по указателю УГР-4УК не должна превышать $\pm 1^\circ$. Погрешность определения курсовых углов радиостанции не более $\pm 2^\circ$. Время готовности к работе в режиме МК не более 3 мин, а в режиме ГПК, - 5 мин. Режим работы (МК или ГПК) курсовой системы устанавливается переключателем, расположенным на пульте управления.

Курсовая система помимо определения и указания курса, углов разворота, выдачи магнитных (истинных) пеленгов выдает сигналы курса автопилоту АП-34Б и доплеровскому измерителю скорости и сноса ДИСС-15. При разворотах и виражах автоматически отключается поперечная коррекция гироагрегата курсовой системы от выключателя коррекции ВК-53РШ. Включение курсовой системы осуществляется автоматом защиты сети ГМК на правом щитке электропульты, а включение ВК-53РШ осуществляется АЗС на левом щитке электропульты.

При нормальной работе курсовой системы шкала указателя курса УГР-4УК отслеживает изменение курса вертолета, показания указателя курса УГР-4УК соответствуют с некоторой погрешностью показаниям компаса КИ-13, лампа ЗАВАЛ ГА на пульте управления системой не горит.

В случае отказа курсовой системы возникают ненормальности в поведении шкалы указателя курса, загорается лампа ЗАВАЛ ГА на пульте управления, что свидетельствует о выходе из строя гироагрегата, при включенном канале курса автопилота АП-34Б может произойти рывок вертолета по курсу, так как отказ курсовой системы автопилот воспринимает как резкое изменение курса относительно стабилизируемого положения.

8.24. Система омыва лобовых стекол кабины экипажа

Система омыва предназначена для очистки наружной поверхности лобовых стекол кабины экипажа от загрязнений при выполнении полетов с применением очков ночного видения.

В качестве рабочей жидкости в системе применяется спирт этиловый ректифицированный ГОСТ 18299-78.

В состав системы омыва входят:

- бак для спирта емкостью 18 л;
- электроприводной подкачивающий насос (703В);
- сливной и два перекрывных крана, обратный клапан, распылители на стеклоочистителях и трубопроводы.

Бак установлен в отсеке гидроблока на перегородке, отделяющей отсек гидроблока от отсека АИ-9В, насос 703В – под баком, перекрывные краны – в кабине экипажа справа внизу под приборной доской, распылители – на стеклоочистителях.

Перекрывные краны предназначены для управления подачей спирта либо на одно левое (правое) стекло, либо на оба стекла одновременно.

Электропитание системы осуществляется от шины ВУ через АЗС ОМЫВ СТЕКОЛ, расположенный на правой боковой панели электропульты. Включение системы осуществляется при нажатии кнопки ОМЫВ СТЕКОЛ, расположенной на центральном пульте. После отпускания кнопки насос будет продолжать работать до отработки цикла реле времени - в течении 10 с.

8.25. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ

Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ предназначена для записи световым лучом на фотопленке шести постоянных параметров полета и десяти разовых команд, а также сохранения записанной информации в случае механического удара.

К постоянным параметрам, регистрируемым системой САРПП-12ДМ во время полета, относятся:

- барометрическая высота полета;
- приборная скорость полета;
- шаг несущего винта;
- обороты несущего винта;
- угол тангажа вертолета;
- угол крена вертолета.

Постоянные параметры записываются и фиксируются как в нормальных условиях полета, так и при аварийной ситуации.

К разовым командам, регистрируемым системой только при создавшихся аварийных условиях в полете, относятся:

- резервный остаток топлива 270 л;
- отказ топливного насоса левого подвешного бака;
- отказ топливного насоса правого подвешного бака;

- отказ топливного насоса расходного бака;
- включение взлетного режима работы двигателей;
- пожар;
- отказ основной гидросистемы;
- отказ дублирующей гидросистемы;
- падение давления масла в главном редукторе;
- включение ПОС левого двигателя и ПЗУ;
- ручное включение ПОС правого двигателя и ПЗУ.

Электропитание системы САРПП-12ДМ осуществляется от аккумуляторной шины.

Включение системы производится выключателем САРПП-12 РУЧН. АВТОМ. на левой боковой панели электропульты. При установке переключателя в положение АВТОМ. система включается в работу только при наличии давления в основной или дублирующей гидросистеме. При установке выключателя в положение РУЧН. система включается в работу независимо от давления в гидросистеме.

О работе системы сигнализирует мигающее табло САРПП РАБОТАЕТ на левой боковой панели.

8.26. Блок сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400А (для вертолетов ,оборудованных этой системой)

Блок сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400А предназначен для предупреждения экипажа о приближении оборотов несущего винта к предельно допустимым величинам.

Момент достижения оборотов несущего винта, близких к предельно допустимым, определяется по загоранию желтого табло $n_{\text{нв}}$ НИЗКИЕ или $n_{\text{нв}}$ ВЫСОКИЕ, расположенных на левой приборной доске в кабине экипажа, а также по загоранию желтого ЦСО и звуковому сигналу "зуммер" в СПУ всех членов экипажа.

Табло $n_{\text{нв}}$ НИЗКИЕ загорается при уменьшении оборотов несущего винта до 91%, а табло $n_{\text{нв}}$ ВЫСОКИЕ - при увеличении оборотов несущего винта до 100%.

При увеличении оборотов несущего винта выше 91% или при уменьшении их ниже 100% соответствующее табло гаснет.

8.27. Измеритель мощности дозы ИМД-1А (ИМД-1Р)

Измеритель предназначен для оценки радиационной обстановки в кабине экипажа, путем измерения мощности экспозиционной дозы гамма излучения.

Диапазон измерений: 0,01-999 р/ч.

Время установления рабочего режима измерителя: 1 минута.

Время измерения не превышает:

- 15 с в диапазоне 0,01 - 9,99 р/ч;
- 1,5 с в диапазоне 10-999 р/ч.

В состав измерителя ИМД-1А входят:

- пульт измерительный ИМД-1-З;

– блок питания ИМД-1-2.

Пульт ИМД-1-3 и блок ИМД-1-2 установлены на этажерке за сиденьем командира экипажа.

Электропитание измерителя ИМД-1А осуществляется от шины ВУ, через АЗСГК-2 РЕНТГЕНОМЕТР, расположенный на правой панели АЗС, и выключатель РЕНТГЕНОМЕТР, расположенный на левой боковой панели электропульты.

Примечание. Вместо измерителя мощности дозы ИМД-1А допускается установка измерителя ИМД-1Р.

8.28. Радиоэлектронное оборудование

Радиоэлектронное оборудование вертолета включает:

- радиоаппаратуру связи;
- радиоаппаратуру вертолетовождения;
- радиоаппаратуру опознавания;
- поисково-спасательное радиоэлектронное оборудование.

8.28.1. Радиоаппаратура связи.

а) МВ-ДМВ радиостанция Р-863 предназначена для обеспечения беспойсковой бесподстроечной телефонной радиосвязи в пределах прямой видимости экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов.

Диапазон рабочих частот радиостанции составляет в МВ диапазоне 100-149,975 МГц, в ДМВ-220-399,975 МГц.

Пульт управления радиостанцией позволяет осуществлять выбор любой из 20 заранее настроенных частот.

Радиостанция может работать в режимах амплитудной (АМ) и частотной модуляции (ЧМ). Выбор необходимого режима производится переключателем АМ-ЧМ. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

б) КВ радиостанция "Ядро-1А" предназначена для обеспечения беспойсковой бесподстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов.

Набор частоты осуществляется ручками установки частоты, расположенными на пульте управления радиостанцией.

Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 2-17,999 МГц. Радиостанция может работать в режимах амплитудной (АМ) и однополосной (ОМ) модуляции.

Выбор необходимого вида модуляции производится переключателем ВЫКЛ.-ОМ-АМ, расположенным на пульте управления радиостанцией.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27В.

в) Радиостанция Р-828 предназначена для обеспечения без поисковой без подстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов, а при совместной работе с радиоконпасом АРК-УД - для привода вертолета на

наземные радиостанции. Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 20-59,975 МГц.

Пульт управления радиостанцией позволяет осуществить выбор любой из 10 заранее настроенных частот.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27В.

г) Магнитофон П-503Б предназначен для записи информации с выходов радиоприемных устройств, аппаратуры внутренней связи и записи информации с ларингофонов левого летчика.

Магнитофон имеет режимы работы "Автопуск" и "Непрерывная работа". В режиме "Автопуск" включение протяжного механизма происходит автоматически в момент начала произношения первого слова.

Выключение протяжного механизма происходит также автоматически через 6-16 с после окончания речи. Включение и выключение протяжного механизма сигнализируется соответственно загоранием и погасанием сигнальной лампы ЗАПИСЬ на пульте управления магнитофоном.

В режиме "Непрерывная работа" протяжный механизм работает постоянно и лампа ЗАПИСЬ не гаснет.

Магнитофон имеет два режима записи "АВС" (аппаратура внутренней связи) и "ЛАР". В режиме "АВС" осуществляется запись информации, прослушиваемой по СПУ, а также информации, передаваемой и принимаемой по средствам внешней связи. Режим "ЛАР" используется в случае необходимости скрытой записи информации с ларингофонов левого летчика.

В комплект магнитофона входят:

- аппарат записи;
- пульт управления.

Питание аппаратуры осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

д) Аппаратура внутренней связи СПУ-7 предназначена для обеспечения внутривертолетной телефонной связи между членами экипажа, выхода на средства внешней радиосвязи и на радиокompасы АРК-15М и АРК-УД, а также для прослушивания сигналов специального назначения от аппаратуры САС-4-24 и радиовысотомера А-037.

Для подключения ларингофонов и телефонов экипажа к указанным радиосредствам используются переключатели на абонентских аппаратах СПУ-7:

- положение УКР соответствует работе по командной радиостанции Р-863;
- положение СР соответствует работе по связной радиостанции "Ядро-1А";
- положение КР соответствует работе по радиостанции Р-828;
- положение ДР на вертолете не задействовано;
- в положении РК-1 осуществляется прослушивание сигналов, принимаемых по радиокompасу АРК-15М;
- в положении РК-2 обеспечивается прослушивание сигналов радиокompаса АРК-УД.

На вертолете использован комплект СПУ-7 с одним усилителем, поэтому переключатель СЕТЬ на абонентских аппаратах может находиться в положении 1 или 2.

Дополнительная переговорная точка, установленная в проеме двери экипажа, предназначена для ведения связи борттехником. Эта дополнительная точка имеет выносную кнопку СПУ, расположенную в кабине экипажа на кронштейне правой этажерки. Кроме того, дополнительная переговорная точка имеется в грузовой кабине вертолета. Каждая из указанных переговорных точек имеет регулятор громкости, выключатель ЛАРИНГ. и кнопку циркулярного вызова ВЫЗОВ.

Выход во внутреннюю сеть СПУ борттехника при работе с носовым ПКТ осуществляется нажатием на ножную тангенту, установленную справа по оси симметрии вертолета в районе шп. 1- 2. Тангента подключена параллельно кнопке СПУ, установленной на рабочем месте борттехника (на правой этажерке), а также параллельно выключателю ЛАРИНГ. на дополнительной переговорной точке борттехника. Для задействования в работу ножной тангенты или кнопки СПУ необходимо выключатель ЛАРИНГ. установить в выключенное положение. В комплект СПУ-7 входят:

- усилитель;
- два абонентских аппарата летчиков;
- абонентский аппарат на левом борту грузовой кабины вертолета.

Питание аппаратуры внутренней связи СПУ-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.28.2. Радиоаппаратура вертолотовождения

а) Автоматический радиокompас АРК-15М предназначен для вертолотовождения по приводным и широковещательным радиостанциям. Радиокompас обеспечивает измерение и непрерывный отсчет курсового угла радиостанции (КУР), автоматическое определение пеленга на радиостанцию, заход на посадку по системе ОСП, полет на радиостанцию и от нее, прослушивание позывных сигналов радиостанций. Кроме того, радиокompас может использоваться в качестве резервного связного приемника.

Диапазон рабочих частот радиокompаса составляет 150-1799,5 кГц.

Питание радиокompаса осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным трехфазным током напряжением 36 В, частотой 400 Гц.

б) Проверка изделия 6201 на земле и эксплуатация его в полете.

Для включения изделия 6201 при проверке его на земле необходимо убедиться, что органы управления и контроля на пультах управления изделием (блоках 484 и 485) находятся в положении:

- переключатель АВТ. - КД - ± 15 - КП - в положении АВТ.;
- переключатель РАБ. - ЗАПАСНОЙ - в положении РАБ.;
- переключатель 1 - 2 - в соответствии с заданием на полет;
- кнопка СТИРАН. - крышка закрыта, опломбирована;
- выключатель БЕДСТВ. - флажок опущен, опломбирован.

После запуска двигателей включить питание изделия 6201 автоматом защиты сети 6201, при этом загораются сигнальная лампа КД (КП) и табло

ОТКАЗ 6201. Через 1 - 2,5 мин с момента включения изделия табло ОТКАЗ 6201 должно погаснуть, а сигнальная лампа КД (КП) должна гореть.

Погасание табло ОТКАЗ 6201 свидетельствует об исправности изделия и готовности его к работе.

В полете при загорании табло ВКЛЮЧИ ЗАПАСН. или по команде с земли по радио установить переключатель РАБ. - ЗАПАСНОЙ на оперативном пульте управления в положение ЗАПАСНОЙ.

В заданное время проконтролировать загорание сигнальной лампы КП и погасание сигнальной лампы КД.

Если по истечении заданного времени этого не произошло, установить переключатель АВТ. - КД - ± 15 - КП в положение ± 15 , а затем КП в интервалах времени, указанных в Руководстве по технической эксплуатации изделия 6201. При загорании табло ОТКАЗ 6201 доложить руководителю полетов и действовать по его указанию.

Для выдачи сигнала БЕДСТВИЕ при возникновении в полете аварийной ситуации переключатель на блоке 484 установить в положение БЕДСТВ., для чего предварительно снять пломбировку и поднять флажок, фиксирующий переключатель.

Для выключения изделия 6201 его АЗС установить в положение ВЫКЛ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В СЛУЧАЕ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКИ ВНЕ АЭРОДРОМА ИЛИ АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА РАСПЛОМБИРОВАТЬ И НАЖАТЬ КНОПКУ СТИРАН. (СТИРАНИЕ) НА ОПЕРАТИВНОМ ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ.

2. В ЦЕЛЯХ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВЛИЯНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ИЗДЕЛИЯ 6201 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ, ВКЛЮЧЕНИЕ, ВЫКЛЮЧЕНИЕ И ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ НАЗЕМНЫХ И БОРТОВЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО С ВЫКЛЮЧЕННЫМ ИЗДЕЛИЕМ 6201.

в) Радиовысотомер А-037 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне от 0 до 300 м. Точность измерения истинной высоты ± 2 м на высотах до 20 м и $\pm 0,1$ Н на высотах более 20 м.

На индикаторе (указателе) радиовысотомера внизу справа имеется ручка, с помощью которой устанавливается "опасная высота" путем перемещения индекса по шкале указателя. В ручке вмонтирована желтая лампа. В полете при достижении "опасной высоты" выдается звуковая и световая сигнализация.

Слева на индикаторе имеется кнопка ТЕСТ, с помощью которой проверяется работоспособность радиовысотомера по отклонению стрелки высоты индикатора в контрольный сектор.

Перед шкалой индикатора расположен флажок бленкера красного цвета, появление которого будет свидетельствовать об отказе радиовысотомера.

В комплект радиовысотомера входят:

- приемопередатчик А-037-1В;
- два индикатора высоты А-034-4-17;
- две антенны (приемная и передающая).

Приемопередатчик размещен в радио отсеке по правому борту.

Один индикатор высоты и выключатель РАДИОВЫС. радиовысотомера размещены на левой приборной доске, второй индикатор установлен на правой приборной доске.

При использовании радиовысотомера в полете не требуется производить его подстраивание и регулирование (кроме установки "опасной высоты"). При прохождении вертолетом "опасной высоты" в шлемофонах левого летчика прослушивается звуковой сигнал, а на ручках индикаторов зажигаются лампы 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 115В 400 Гц.

г) Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-15. Доплеровская аппаратура ДИСС-15 автоматически и непрерывно измеряет путевую скорость, угол сноса, пройденный путь и боковое отклонение вертолета относительно линии маршрута.

Диапазон измерения путевой скорости составляет от 0 до 400 км/ч вперед, от 0 до 25 км/ч назад, вправо и влево.

Угол сноса измеряется в пределах $\pm 45^\circ$. Пройденный путь и боковое отклонение измеряются в пределах 0-999 км и 0-499 км соответственно.

Максимальные погрешности в определении пройденного пути, путевой скорости и угла сноса составляют соответственно 7%, 5% и $2^\circ 30'$.

В комплект аппаратуры ДИСС-15 входят:

- высокочастотный и низкочастотный блоки;
- вычислитель координат;
- индикатор висения и малых скоростей;
- индикатор путевой скорости и угла сноса;
- индикатор координат.

В комплект аппаратуры ДИСС-15 входит также бортовой пульт встроенного контроля, который позволяет периодически контролировать исправность данной аппаратуры по правильности решения контрольных задач (соответствие наблюдаемых значений параметров допускам, указанным на передней панели пульта контроля).

Для решения контрольных задач переключатель на пульте контроля устанавливается в любое из четырех положений. Правое крайнее положение (5-е) соответствует режиму "Работа". 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.

Для коррекции показаний аппаратуры ДИСС-15 при полетах над морем и сушей на индикаторе путевой скорости и угла сноса имеется справа переключатель С-М, который при полете над сушей устанавливается в положение С, при полетах над морем - в положение М.

Левая ручка на указанном индикаторе предназначена для переключения режимов работы: Р - рабочий режим, К - контрольный режим.

При установке указанного переключателя в положение К отрабатывается значение скорости $306 \pm 3,5$ км/ч и угла сноса $15 \pm 1^\circ$.

Питание аппаратуры ДИСС-15 осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 115 В, 400 Гц и трехфазным переменным током напряжением 36 В, 400 Гц.

8.28.3. Поисково-спасательное радиоэлектронное оборудование.

Радиокомпас АРК-УД. Автоматический радиокомпас АРК-УД предназначен для привода вертолета на радиомаяки непрерывного и импульсного излучения в целях осуществления поиска вертолетов (самолетов), их экипажей и других объектов, снабженных аварийными МВ или ДМВ радиостанциями типа Р-855У, Р-855Д.

Кроме того, радиокомпас АРК-УД может быть использован для привода вертолета на аэродром посадки по сигналам наземной радиостанции типа РАС-УКВ (в случае отказа радиокомпаса АРК-15М).

Дальность действия радиокompаса АРК-УД при полете на радиостанцию Р-855УМ на высоте полета 500 м не менее 25 км, в режиме "Компас".

Принцип действия радиокompаса АРК-УД аналогичен принципу действия средневолнового радиокompаса АРК-15М.

Радиокompас АРК-УД только на курсе 0° обеспечивает точность выхода вертолета на наземную радиостанцию в пределах $\pm 3^\circ$, на других курсах он выдает ориентировочное направление на пеленгуемую радиостанцию, пользоваться его показаниями для штурманских расчетов не рекомендуется.

В целях исключения влияния бортовой МВ радиостанции в режиме "Передача" на работу радиокompаса АРК-УД на вертолете предусмотрена блокировка, включение которой при необходимости производится переключателем БЛОКИРОВКА АРК-УД на правом щитке электропульты.

Радиокompас АРК-УД имеет следующие режимы работы:

- ШП - работа в широкой полосе по сигналам маяков непрерывного излучения;

- УП - работа в узкой полосе по сигналам маяков непрерывного излучения;

- И - работа по сигналам импульсных маяков.

На больших удалениях вертолета от наземного радиомаяка привод вертолета на него осуществляется в режиме УП. При увеличении громкости принимаемого сигнала маяка и прослушивании его без шумов целесообразно осуществить переход в режим ШП, в котором надежность работы радиокompаса АРК-УД выше.

В комплект радиокompаса АРК-УД входят:

- приемопеленгаторное устройство;

- антенный блок;

- антенный усилитель;

- пульт управления;

- генератор встроенного контроля.

Питание радиокompаса АРК-УД осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 115 В, 400 Гц и 36 В, 400 Гц.

8.29. Аппаратура А-723

8.29.1. Краткие сведения об аппаратуре. Аппаратура А-723 радиотехнической системы дальней навигации предназначена для получения непрерывной информации о местонахождении вертолета и навигационных параметрах полета при работе в зонах действия фазовых ("Омега", РСДН-20), импульсно-фазовых (РСДН-3, РСДН-10, "Лоран-С") и многочастотных ("Марс-75") радионавигационных систем (РНС).

Включение А-723, проверка работоспособности, ввод исходных данных, управление и работа в полете осуществляются летчиком-штурманом.

Увеличение веса вертолета Ми-8МТВ-5 в результате установки аппаратуры А-723 на 37 кгс отнесено в счет полезной нагрузки.

Электропитание аппаратуры А-723 осуществляется переменным током напряжением 115 В, 400 Гц и постоянным током напряжением 27 В.

С аппаратурой А-723 взаимодействует следующее оборудование:

- курсовая система ГМК-1А;
- дополнительно установленные датчики приборной скорости ДАС и высоты полета ДВ-15МВ.

Примечание. Датчик высоты ДВ-15МВ временно не задействован, так как в аппаратуре А-723 не реализована программа учета значений текущей высоты полета при обработке сигналов РНС.

Аппаратура А-723 предусматривает программирование до девяти промежуточных пунктов маршрута (ППМ). Аппаратура А-723 определяет:

- а) без введенных координат ППМ - широту (ϕ) и долготу (λ) текущего МС;
- б) при введенных координатах ППМ:
 - путевую скорость и заданный путевой угол (ЗПУ);
 - поправку путевого угла и ее знак;
 - расчетное время прихода в очередной ППМ и оставшееся время до прихода в очередной ППМ;
 - расстояние до очередного ППМ и азимут на него, расстояние от пройденного ППМ. При этом на дополнительном табло высвечиваются номера ППМ, между которыми производится полет.

Все угловые параметры и время индицируются с точностью до десятых долей минут, расстояние - до десятых долей километра. После нажатия клавиши ТОЧН. координаты МС индицируются и вводятся с точностью до тысячных долей минут.

При отсутствии приема сигналов наземных станций РНС аппаратура А-723 может рассчитывать навигационные параметры вертолета, используя данные о приборной скорости и курсе полета, поступающие от датчика приборной скорости ДАС курсовой системы ГМК-1А (режим "Счисление").

Время получения первого отсчета координат местоположения вертолета в полете не превышает:

- 5 мин - по сигналам ИФ РНС;
- 6 мин - по сигналам ФРНС "Омега" и МЧ РНС "Марс-75".

8.29.2. Органы управления и индикации А-723

Наименование	Выполняемые функции
Переключатель режимов с положениями:	Включение и выключение аппаратуры, смена индицируемой и вводимой информации
ОТКЛ.	Выключение аппаратуры
Т/ДАТ.	Ввод и индикация текущего времени (московское) и даты
МС	Ввод и индикация текущих координат вертолета
ППМ	Ввод и индикация координат ППМ
ΔПУ/ЛБУ	Индикация поправки в путевой угол и ее знака (если фактический путевой угол (ФПУ) > азимута (А), высвечивается знак "+"; если ФПУ < А, знак не индицируется), линейного бокового уклонения от ЛЗП и его знака (если уклонение влево, высвечивается знак "-"; если уклонение вправо, знак не индицируется)
Т ₀ /S	Индикация расчетного времени и расстояния, оставшихся до прихода в очередной ППМ по ЛЗП, если на основном табло высвечивается знак "-"; индикация расстояния по ЛЗП от пройденного ППМ, если знак не высвечивается
ЗПУ	Индикация ЗПУ

Наименование	Выполняемые функции
W/Tn	Индикация путевой скорости и расчетного времени прихода в очередной ППМ; индикация значения скорости, поступающей от бортовых средств, при светящихся табло СИНХР., СЧИСЛ.
Д/А	Индикация расстояния от вертолета до очередного ППМ и азимута на очередной ППМ, индикация скорости и курса вертолета после нажатия на клавишу ТОЧН.
РНС	Выбор типа наземных РНС, ввод и индикация информации по кодам
КОНТР.	Включение режима встроенного контроля
Переключатель ЯРК.	Дискретное изменение яркости свечения информационного табло
Дополнительное табло	Индикация двух номеров ППМ или кода информации
Переключатель АВГ.- РУЧ. положениями:	
АВТ.	Установка режима автоматической смены ППМ с выводом навигационной информации о следовании по заранее выбранному маршруту
РУЧ.	Установка режима счисления навигационной информации относительно последнего пройденного ППМ
Основное информационное табло	Индикация навигационных параметров и надписей, характеризующих состояние аппаратуры. На верхнем цифровом табло индицируется параметр, указанный слева от вертикальной черты, на нижнем - справа от этой черты
Табло индикации и предупреждения основного информационного табло:	
СЕВ., ЮГ, ЗАП., ВОСТ.	Индикация признака широты и долготы
ОТКАЗ	Сигнализация об отказе аппаратуры или отсутствии данных о скорости и курсе (от ДАС и ГМК-1А соответственно)
ТОЧН.	Сигнализация об индикации φ, λ с повышенной точностью
СТОП	Индикация остановки непрерывно изменяющихся данных при их считывании
СЧИСЛ.	Индикация работы аппаратуры в режиме счисления
СИНХР.	Индикация работы аппаратуры в режиме синхронизации
ЗОНА	Индикация необходимости включения режима определения внешних факторов, влияющих на точность определения координат МС
Клавиатура наборного поля:	
+1, СЕВ./2, -/3, ЗАП./4,5, ВОСТ./6, 7, ЮГ/8	Ввод цифровой информации, ее признака и знака
ВВОД	Команда на ввод набранной информации в память вычислителя
ИЗМ., МРШ.	Команда на изменение последовательности смены запрограммированных ППМ
СТОП	Команда на остановку непрерывно меняющейся индикации на табло. Повторное нажатие на эту клавишу отменяет стопорение информации на табло

Наименование	Выполняемые функции
ТОЧН./0	Команда на ввод или индикацию ϕ и λ с точностью до тысячных долей минуты
СБРС	Команда на поразрядный сброс вводимой информации или на переход к следующему коду информации

Расположение органов управления и индикации показано на рис. 8.16. Графическое изображение навигационных параметров показано на рис. 8.17.

Особенности при работе с аппаратурой А-723

1. Включать А-723 не позже чем за 15 мин до использования.
2. Среднее время получения первого отсчета координат местонахождения вертолета (после подготовки А-723 к работе) не более 5-7 мин.
3. Установку и вывод переключателя режимов в положения КОНТР, и ОТКЛ. производить оттянув его на себя.
4. Основное табло ПУИ погашено в положениях переключателя режимов ДПУ/ЛБУ, Т₀/S, ЗПУ, Д/А, W/Тп, если не введены координаты хотя бы двух ППМ.
5. При выключении аппаратуры А-723 введенные данные не сохраняются.

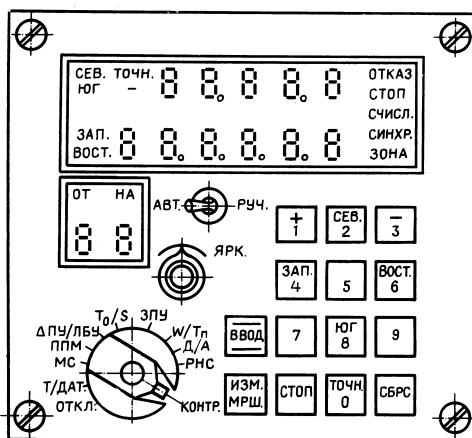


Рис. 8.16. Пульт управления и индикации (ПУИ) аппаратуры А-723

При установке переключателя режимов в положение КОНТР, не сохраняются введенные координаты МС, время и дата.

Примечание. При переходе с аэродромных источников питания на бортовые возможны сбои аппаратуры со стиранием введенной информации.

6. При ошибочном вводе информации мигает клавиша ВВОД. Нажать клавишу СБРС и повторить операцию ввода числа или вывести переключатель режима в другое положение.

7. Разрешается одновременный ввод параметров трех цепочек РНС, РСДН-10 или "Марс-75", которые для работы в полете выбираются автоматически.

8. Минимально необходимый набор исходных данных для работы по РНС:

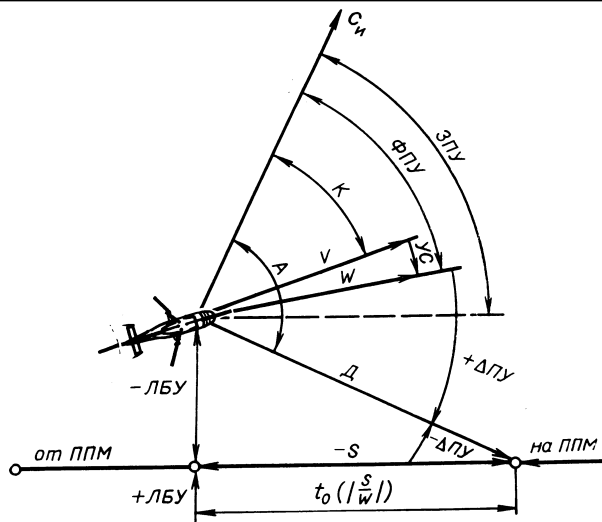


Рис. 8.17. Графическое изображение навигационных параметров

- "Омега", РСДН-3, "Лоран-С" - ϕ , λ МС;
- РСДН-20 - ϕ , λ МС, время, дата;
- РСДН-10, РСДН-3/10, "Марс-75" - ϕ , λ МС, параметры станций.

9. При работе по РНС, РСДН-10 или "Марс-75" требуется ввод координат исходного МС с повышенной точностью.

10. Необходимые исходные данные для ввода в аппаратуру А-723 перед полетом выбираются из сборников аэронавигационной информации и заносятся в табл. 8.1 и 8.2.

таблица 8.1

Карточка маршрута полета
Маршрут

№ПП М	Маршрут	Широта**	Долгота**	ППМ	Н	ЗПУ	S	V	t	Q _{потр}	t _{не рех}
01				1							
12				2							
23				3							
34				4							
45				5							
56				6							
67				7							
78				8							
89				9							
91				1							
12				2							
23				3							
34				4							
45				5							
Всего по маршруту				S=					t=		

* По дополнительному табл.

** Широта и долгота заносятся с точностью до десятой доли минут.

**Коды для ввода исходной информации для
РНС РСДН-10 (РСДН-3/10, "Марс-75")**

Код	Наименование вводимой информации	Значение вводимой информации	Порядок ввода
43	Количество станций в цепочке	Выбирается из сборников аэронавигационной информации	
03	Период повторения сигналов РНС. Частотный канал цепочки (для "Марс-75")	То же	
04	Суммарная задержка 1-й ведомой станции (ВС)	То же	
05	Суммарная задержка 2-й ВС	То же	
06	Суммарная задержка 3-й ВС	То же	
07	Суммарная задержка 4-й ВС	То же	
09	φ ведущей станции	То же	
09	λ ведущей станции	То же	
11	φ 1-й ВС	То же	
11	λ 1-й ВС	То же	
13	φ 2-й ВС	То же	
13	λ 2-й ВС	То же	
15	φ 3-й ВС	То же	
15	λ 3-й ВС	То же	
17	φ 4-й ВС	То же	
17	λ 4-й ВС	То же	
19-33	Поправки на распространение радиоволн для "Марс-75"	Выбираются из сборников аэронавигационной информации. Вводятся при необходимости	
31-34	Поправки на распространение радиоволн для РСДН-10 (РСДН-3/10)	То же	

8.29.3. Подготовка к полету, действия летчика-штурмана:

1. Подготовить маршрут полета, определить географические координаты ППМ и контрольных пунктов.

2. Определить предполагаемые к использованию РНС ("Омега", РСДН-20, РСДН-3, РСДН-10, "Лоран-С", "Марс-75") на всех участках маршрута.

3. Для работы по ИФ РНС выбрать на специальных картах расположения рабочих зон этих систем оптимальные рабочие зоны и определить соответствующие им цепочки станций. Определить коды выбранных цепочек станций для ввода в память аппаратуры в соответствии с табл. 8.3 и 8.4.

Таблица 8.3

Коды РСДН-3

Наименование станции	Рабочая цепочка станции	Код для ввода с ПУИ (номер цепочки станции)
РСДН-3Е	SL0	2
РСДН-3В	SL5	52
РСДН-3С	S3	36

Примечание. В настоящее время вместо РНС РСДН-3Е в европейской зоне развернута РНС РСДН-3/10, порядок работы по которой такой же, как и по станции РСДН-10.

Коды "Лоран-С"

Зона действия	Номер рабочей зоны	Рабочая цепочка станции	Код для ввода с ПУИ (номер цепочки станции)
Средиземное море	1, 30, 31	SL1	12
Север Тихого океана	2, 3, 4	SH7	74
Северо-восток Атлантического океана	5, 6, 7, 8, 9, 10	SL3	32
Северо-запад Тихого океана	17, 18, 19, 20, 21, 22	SS3	30
Север Атлантического океана	23, 24, 25	SL7	72
Центральная часть Тихого океана	26	S1	16
		SH1	14
		SL2	22
		SL4	42
		SS1	10
		SS4	40
		SS6	60

4. При работе по РНС РСДН-20 и наличии указания о переходе на работу по всем рабочим каналам этой системы определить коды частот РНС, предполагаемых к использованию.

5. Для работы по станциям РСДН-10, РСДН-3/10 записать в соответствии с оповещением о режимах работы станций период повторения сигналов, координаты станций, суммарную величину кодовой и базовой задержек всех станций, количество станций в цепочке, и значение поправок.

6. Для работы по станциям "Марс-75" выписать частотно-кодовые каналы цепочек, координаты станций, значения суммарных базовых задержек для станций, коэффициенты для вычисления зонных поправок на распространение для используемых цепочек станций, коэффициенты для вычисления поправок на распространение радиоволн для используемых ППМ.

7. Определить ожидаемые координаты вертолета и ориентировочное время в моменты перехода работы с одной РНС на другую и с одной цепочки станции на другую.

8.29.4. Проверка работоспособности аппаратуры А-723, ввод исходных данных полета. Действия летчика-штурмана:

1. Убедиться, что включена курсовая система ГМК-1А.

2. Установить переключатель А-723 на центральном пульте в положение ВКЛ.

3. Включить аппаратуру А-723, для чего переключатель режимов установить в положение РНС. Проверить высвечивание в течение 6-7 с на основном табло в индикаторных окнах цифр 8 и индикаторных точек, а также табло ОТКАЗ, СТОП, СИНХР., СЧИСЛ., ЗОНА и клавиши ВВОД. При этом в течение первых 3 с на основном табло высвечиваются табло СЕВ., ЗАП., в течение последующих 4 с - табло ЮГ, ВОСТ., затем знак "-" и табло ТОЧН.

Убедиться, что по истечении 6-7 с гаснут все табло, за исключением табло ЗОНА.

Аппаратура готова для ввода исходных данных.

4. Отменить автоматический режим выбора РНС, для чего:

- убедиться, что переключатель режимов установлен в положение РНС;
- нажать последовательно клавиши 4, 6, 1, ВВОД.

При этом в младшем разряде верхнего основного табло 0 (признак автоматического режима выбора РНС) сменится на 1 (признак ручного выбора РНС).

5. Ввести параметры станций, убедившись, что переключатель режимов установлен в положение РНС:

а) для РСДН-3:

– набрать код 01, признак РНС (4), нажать клавишу ВВОД, затем набрать код номера рабочей цепочки станции (см. табл.8.3), нажать клавишу ВВОД;

б) для РНС "Лоран-С":

– набрать код 01, признак РНС (3), нажать клавишу ВВОД, затем набрать код номера рабочей зоны (см. табл. 8.4), нажать клавишу ВВОД;

в) для РСДН-20:

– набрать код 01, признак РНС (2), нажать клавишу ВВОД;

– при работе на всех других рабочих каналах кроме канала 1, устанавливающегося автоматически, набрать код 45 и значение кода частоты (в соответствии с техническим описанием аппаратуры А-723), нажать клавишу ВВОД.

При наличии поправок на условия распространения радиоволн для ввода поправок вручную:

– нажать последовательно клавиши 3, 9, 1, ВВОД;

– набрать код 26, знак и значение поправки для частоты f_1 первой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_1 второй станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 27, знак и значение поправки для частоты f_1 третьей станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_1 четвертой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 28, знак и значение поправки для частоты f_1 пятой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_1 шестой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 29, знак и значение поправки для частоты f_1 седьмой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_1 восьмой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 30, знак и значение поправки для частоты f_2 первой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_2 второй станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 31, знак и значение поправки для частоты f_2 третьей станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_2 четвертой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 32, знак и значение поправки для частоты f_2 пятой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_2 шестой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 33, знак и значение поправки для частоты f_2 седьмой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_2 восьмой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 34, знак и значение поправки для частоты f_3 первой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_3 второй станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 35, знак и значение поправки для частоты f_3 третьей станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_3 четвертой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 36, знак и значение поправки для частоты f_3 пятой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_3 шестой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 37, знак и значение поправки для частоты f_3 седьмой станции, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение поправки для частоты f_3 восьмой станции, нажать клавишу ВВОД.

Примечания: 1. Значение поправки вводить трехзначным числом.

2. После окончания ввода параметров каждой РНС произвести последовательный контроль данных по соответствующим кодам путем многократного нажатия клавиши СБРС (при каждом нажатии клавиши СБРС происходит переход к следующему коду);

г) для РНС "Омега":

– набрать код 01, признак РНС (1), нажать клавишу ВВОД;

– при наличии поправок на условия распространения радиоволн ввести их вручную по кодам 26-37, как описано в подпункте "в" для РСДН-20;

д) для РСДН-10, РСДН-3/10:

– набрать код 01, признак РНС (5), нажать клавишу ВВОД, набрать условный номер цепочки 1 (или 2, или 3), нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 43 и 0, нажать клавишу ВВОД, набрать число, равное количеству станций в цепочке, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 03 и четырехзначное число, равное периоду повторения сигналов РНС, нажать клавишу ВВОД 2 раза;

– набрать код 04 и значение суммарной задержки (кодовой плюс базовой) первой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 05 и значение суммарной задержки (кодовой плюс базовой) второй ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 06 и значение суммарной задержки (кодовой плюс базовой) третьей ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 07 и значение суммарной задержки (кодовой плюс базовой) четвертой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 08 и значение суммарной задержки (кодовой плюс базовой) пятой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 09, нажать клавишу ТОЧН., набрать признак широты (СЕВ., ЮГ) и значение широты ведущей станции с точностью до тысячных долей минут, затем нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 09, признак долготы (ЗАП., ВОСТ.) и значение долготы ведущей станции с точностью до тысячных долей минут, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 11, ввести аналогично вводу координат ведущей станции координаты первой ведомой станции;

– набрать код 13, ввести аналогично вводу координат ведущей станции координаты второй ведомой станции;

– набрать код 15, ввести аналогично вводу координат ведущей станции координаты третьей ведомой станции;

– набрать код 17, ввести аналогично вводу координат ведущей станции координаты четвертой ведомой станции;

– набрать код 19, нажать клавишу ТОЧН., набрать признак и значение широты пятой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 19, признак и значение долготы пятой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД.

При наличии поправок α_1 , α_2 , V_1 , V_2 для ввода поправок вручную:

– нажать последовательно клавиши 3, 9, 1, ВВОД;

– набрать код 31, знак и значение дополнительной поправки α_1 к задержке излучения ведомой станции для первой пары станций ("+" тоже вводится), нажать клавишу ВВОД, затем набрать значение дополнительной поправки α_2 к задержке излучения ведомой станции для второй пары станций, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 32 и значение дополнительной поправки V_1 оптимальной масштабной скорости распространения радиоволн для линии положения, создаваемой первой парой станций, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 33 и значение дополнительной поправки V_2 оптимальной масштабной скорости распространения радиоволн для линии положения, создаваемой второй парой станций, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 34 и две цифры, соответствующие двум парам станций для поправок α_1 , α_2 , V_1 , V_2 нажать клавишу ВВОД;

е) для РНС "Марс-75":

– набрать код 01 и признак РНС (6), нажать клавишу ВВОД, набрать условный номер цепочки 1 (или 2, или 3), нажать клавишу ВВОД;

– по коду 03 набрать частотный канал цепочки, нажать 2 раза клавишу ВВОД;

– набрать код 43 и 0, нажать клавишу ВВОД, набрать число, соответствующее количеству станций в цепочке, затем нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 04 и значение суммарной базовой задержки для первой ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 05 и значение суммарной базовой задержки для второй ведомой станции, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 06 и значение суммарной базовой задержки для третьей ведомой станции, нажать клавишу ВВОД (при четырех станциях);

– набрать код 09, нажать клавишу ТОЧН., ввести координаты ведущей станции, для чего нажать клавишу признака широты станции (СЕВ. или ЮГ), затем значение широты с точностью до тысячных долей минут, затем клавишу ВВОД;

– набрать код 09, признак долготы (ЗАП., ВОСТ.) и значение долготы с точностью до тысячных долей минуты, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 11 и аналогично ввести значение (φ и λ первой ведомой станции);

– набрать код 13 и аналогично ввести значение (φ и λ второй ведомой станции);

– набрать код 15 и аналогично ввести значение (φ и λ третьей ведомой станции).

При наличии поправок на условия распространения радиоволн для ввода поправок вручную:

– набрать код 17, знак и значение коэффициента α_{11} для вычисления зонной поправки для первой зоны, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента α_{21} для вычисления зонной поправки для первой зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 18, знак и значение коэффициента β_{11} для вычисления зонной поправки для первой зоны, нажать клавишу ВВОД, набрать знак и значение коэффициента β_{21} для вычисления зонной поправки для первой зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 19, знак и значение коэффициента α_{12} для вычисления зонной поправки для второй зоны и нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента α_{22} для второй зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 20, знак и значение коэффициента β_{12} для второй зоны, нажать клавишу ВВОД, набрать знак и значение коэффициента β_{22} для второй зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 21, знак и значение коэффициента α_{13} для третьей зоны, нажать клавишу ВВОД, набрать знак и значение коэффициента α_{23} для третьей зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 22, знак и значение коэффициента β_{13} для третьей зоны, нажать клавишу ВВОД, набрать знак и значение коэффициента β_{23} для третьей зоны, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 26, номер ППМ, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента $\alpha_{11}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для этого ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 27, знак и значение коэффициента $\alpha_{21}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для ППМ, введенного по коду 26, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента $\alpha_{31}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для этого же ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 28, номер второго ППМ, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента $\alpha_{12}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для этого ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 29, знак и значение коэффициента $\alpha_{22}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для ППМ, введенного по коду 28, нажать клавишу ВВОД, затем знак и значение коэффициента $\alpha_{32}^{\text{ППМ}}$ для этого же ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 30, номер третьего ППМ, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента $\alpha_{13}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для этого ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 31, знак и значение коэффициента $\alpha_{23}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для третьего ППМ, введенного по коду 30, нажать клавишу ВВОД, затем знак и значение коэффициента $\alpha_{33}^{\text{ППМ}}$ для этого же ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 32, номер четвертого ППМ, нажать клавишу ВВОД, затем набрать знак и значение коэффициента $\alpha_{14}^{\text{ППМ}}$ для вычисления поправки для этого ППМ, нажать клавишу ВВОД;

– набрать код 33, знак и значение коэффициента $\alpha_{24}^{\text{ППМ}}$ для четвертого ППМ, введенного по коду 32, нажать клавишу ВВОД, затем знак и значение коэффициента $\alpha_{34}^{\text{ППМ}}$ для этого же ППМ, нажать клавишу ВВОД.

6. Ввести координаты исходного МС (с точностью не хуже 60 км), для чего:

– установить переключатель режимов в положение МС;

– нажать клавишу СТОП, при этом загорается подсвет надписи СТОП на основном табло;

– ввести признак широты, для чего нажать кнопку СЕВ. (ЮГ), при этом загораются табло СЕВ. (ЮГ), подсвет клавиши ВВОД, верхний ряд индикаторов основного табло гаснет, затем набрать значение φ с точностью до десятых долей градуса;

– нажать клавишу ВВОД (она гаснет);

– ввести признак долготы, для чего нажать кнопку ВОСТ. (ЗАП.), при этом загораются табло ВОСТ. (ЗАП.), подсвет клавиши ВВОД, гаснет нижний ряд индикаторов основного табло, затем набрать значение λ с точностью до десятых градуса;

– нажать последовательно клавиши ВВОД (она гаснет) и СТОП (гаснет табло СТОП).

Примечания: 1. Для ввода широты без ввода долготы нажать клавишу СТОП, набрать признак и значение широты, нажать клавиши ВВОД, СТОП.

2. Для ввода долготы без ввода широты нажать клавишу СТОП, набрать признак и значение долготы, нажать клавиши ВВОД, СТОП.

3. Для ввода ϕ и λ с повышенной точностью нажать последовательно клавиши СТОП, ТОЧН., набрать признак и значение параметра с точностью до тысячных долей минут (индицируются только табло СТОП, ТОЧН., минуты и тысячные доли минут; табло СЕВ., ЮГ, ВОСТ., ЗАП. погашены), затем нажать клавиши ВВОД, СТОП (индицируются табло СЕВ. (ЮГ), ВОСТ. (ЗАП.) и координаты без повышенной точности. Табло СТОП, ТОЧН. гаснут).

7. Ввести время и дату (требуется для работы по РНС РСДН-20), для чего:

- установить переключатель режимов в положение Т/ДАТ.;
- набрать значение времени с точностью до десятых долей минут и при достижении набранного времени нажать клавишу ВВОД (если дату вводить не требуется, нажать клавишу ВВОД 2 раза);
- набрать двузначными цифрами значение числа, месяца и года. Нажать клавишу ВВОД.

8. Ввести координаты ППМ, для чего:

- установить переключатель режимов в положение ППМ;
- нажать клавишу, соответствующую номеру ППМ: номер ППМ индицируется на дополнительном табло;
- ввести признак СЕВ. или ЮГ и значение ϕ ППМ, которое индицируется в верхнем ряду основного табло, нажать клавишу ВВОД;
- нажать клавишу, соответствующую номеру ППМ;
- ввести признак ВОСТ. или ЗАП. и значение λ ППМ, которое индицируется в нижнем ряду основного табло, нажать клавишу ВВОД.

Примечание. Ввод координат ППМ может производиться в произвольном порядке их номеров.

9. При необходимости отменить ручной режим выбора РНС нужно в положении РНС переключателя режимов последовательно нажать клавиши 4, 6, 0 и ВВОД, убедиться, что в младшем разряде верхнего основного табло 1 сменится на 0.

При этом выбор РНС для работы производится автоматически в такой приоритетной последовательности: РСДН-10, "Марс-75", РСДН-3, РСДН-20, "Лоран-С", "Омега".

10. По окончании ввода корректной и достаточной информации гаснет подсвет табло ЗОНА, загораются табло СИНХР., СЧИСЛ. Не более чем через 5- 7 мин табло СИНХР., СЧИСЛ. погаснут и на основном табло индицируется навигационная информация в соответствии с положением переключателя режимов.

Примечание. При работе по ИФ РНС в наземных условиях возможны случаи невыхода аппаратуры из режима "Счисление". После взлета аппаратура отрабатывает сигналы РНС и табло СЧИСЛ, гаснет.

8.29.5. Эксплуатация в полете.

1. Перед взлетом изделие должно быть включено, введены признак и параметры РНС, используемой на первом участке маршрута, введены исходные данные: параметры станций и поправки на условия распространения радиоволн, координаты МС, время, дата, координаты ППМ.

Для автоматического выбора типа РНС установить переключатель режимов в положение РНС и последовательно нажать клавиши 4, 6, 0, ВВОД. Убедиться, что в младшем разряде верхнего основного табло 1 сменится на 0.

При этом выбор РНС для работы производится автоматически в такой последовательности: РСДН-10, "Марс-75", РСДН-3, РСДН-4, РСДН-20, "Лоран-С", "Омега".

В случаях необходимости принудительного выбора РНС установить переключатель режимов в положение РНС и последовательно нажать клавиши 4, 6, 1 и ВВОД. Убедиться, что в младшем разряде верхнего основного табло 0 сменится на 1. В соответствии с п. 8.29.4, под пункт 5, ввести коды для выбранной РНС.

В полете руководствоваться показаниями А-723, периодически сличая координаты МС и другие навигационные параметры с аналогичными данными, полученными от других бортовых средств, и контролируя по дополнительному табло правильность отслеживания движения вертолета между ППМ.

Рекомендуется работать с А-723 в режиме АВТ. Отслеживание последовательности прохождения введенных ППМ производится автоматически. На дополнительном табло за 2 мин до подхода к очередному ППМ начинают мигать номера ППМ, а за 1 мин до прохождения ППМ происходит смена их номеров.

2. Для вызова индикации определяемых А-723 навигационных параметров на текущем участке маршрута установить переключатель режимов в соответствующее положение и считывать информацию с индикаторов.

3. Для вызова индикации координат МС с повышенной точностью установить переключатель режимов в положение МС и нажать клавишу ТОЧН. Загорается табло ТОЧН., гаснут табло СЕВ. (ЮГ), ВОСТ. (ЗАП.) и индицируются координаты с точностью до тысячных долей минут. Нажать клавишу СБРС для возврата к индикации координат без повышенной точности.

4. Следить за прохождением маршрута, сменой ППМ и своевременно выполнять требующуюся коррекцию.

5. Установить переключатель режимов работы в положение ППМ для индикации координат очередного ППМ. На дополнительном табло высветится номер ППМ, на основном - его координаты.

6. Для индикации координат любого ППМ:

- установить переключатель режимов работы в положение ППМ;
- нажать клавишу, соответствующую номеру ППМ. На дополнительном табло высветится номер ППМ, а на основном табло - его координаты;
- нажать клавишу СБРС. На дополнительном табло высветится номер очередного ППМ, а на основном табло - его координаты.

7. Изменить при необходимости маршрут следования, для чего установить переключатель режимов в любое положение (кроме ППМ, РНС, КОНТР.), нажать клавишу ИЗМ./МРШ. (зажигается подсвет клавиши ВВОД), затем:

- для изменения порядка прохождения введенных ППМ нажать две клавиши, соответствующие номерам ППМ, от которого и на который следовать. Номера ППМ высветятся на дополнительном табло. Нажать клавишу ВВОД;

- для изменения маршрута следования от текущего МС на любой из числа введенных ППМ нажать клавишу 0 и клавишу, соответствующую номеру

выбранного ППМ. Проверить его по дополнительному табло. Нажать клавишу ВВОД.

8. При изменении маршрута, связанного с обходом последнего ППМ-9, после пролета ППМ-1 следующего участка маршрута нажать клавишу ИЗМ./МРШ. и ввести порядок следования ППМ, необходимый для дальнейшего полета (см. подпункт 7). Выполнить аналогичные операции при полете с обратным следованием ППМ при обходе ППМ-1.

9. Проверить при необходимости готовность аппаратуры работать по ранее введенным цепочкам РНС РСДН-10, РСДН-3/10 или "Марс-75", для чего:

- установить переключатель в положение РНС;

- проверить ввод данных по первой цепочке станций, набрав код 47. Высвечивание 1 в крайнем правом окне нижнего табло подтверждает ввод данных (0 означает отсутствие данных.) В крайнем правом окне верхнего табло высвечивается признак РНС цепочки (5 - РСДН-10, РСДН-3/10, 6 - "Марс-75");

- аналогично проверить ввод данных по второй цепочке станций, набрав код 48. В крайнем правом окне нижнего табло должна высветиться цифра 2, в крайнем правом окне верхнего табло - цифра 5 или 6 - признак РНС;

- аналогично проверить ввод данных по третьей цепочке станций, набрав код 49. В крайнем правом окне нижнего табло должна высветиться цифра 3, в крайнем правом окне верхнего табло - признак РНС.

10. Ввести при необходимости (в случае отказа автоматического канала связи с бортовыми системами) значение МК, $V_{пр}$, для чего установить переключатель режимов в положение РНС, нажать последовательно клавиши 4, 1, 0, ВВОД, 4, ВВОД, 4, 0, набрать значение МК с точностью не хуже $\pm 10^\circ$, нажать ВВОД, набрать значение $V_{пр}$, нажать ВВОД. Для возврата к режиму автоматического приема данных по курсу и скорости от курсовой системы и ДАС отменить ручной ввод, для чего в положении РНС переключателя режимов нажать последовательно клавиши 4, 1, 0, ВВОД, 0, ВВОД.

11. Перейти при необходимости на работу по условному курсу, для чего установить переключатель режимов в положение РНС, нажать последовательно клавиши 4, 1, 0, ВВОД, 2, ВВОД, 4, 0, набрать значение начального угла схождения между истинным и условным меридианами, нажать клавишу ВВОД.

12. Для отмены режима работы по условному курсу установить переключатель режимов в положение РНС и нажать последовательно 4, 1, 0, ВВОД, 0, ВВОД.

13. При переходе из одной рабочей зоны в другую ввести параметры другой цепочки станции в соответствии с п. 8.29.4, подпункты 2 - 8.

14. Для определения принимаемых наземных станций набрать код 42 и считать информацию с верхнего цифрового табло.

15. Для исключения работы по определенным станциям:

- набрать код 44, нажать клавиши, соответствующие номерам деселектируемых станций, нажать клавишу ВВОД;

– для РНС "Марс-75" набрать код 44, нажать клавишу, соответствующую номеру деселектируемой станции в четырехстанционном варианте, затем дважды нажать клавишу ВВОД;

– для отмены деселекции станций набрать код 44, затем 0, нажать клавишу ВВОД.

16. Следить постоянно за табло ЗОНА. При загорании этого табло установить переключатель режимов в положение РНС, набрать код 98 и считать с верхнего ряда основного табло код предупреждающей информации в соответствии с табл. 8.5.

17. Следить постоянно за табло ОТКАЗ. При загорании этого табло выполнить операции п. 8.29.6.

18. После посадки выключить А-723, установив переключатель режимов в положение ОТКЛ.

8.29.6. Возможные неисправности и действия экипажа.

Загорание табло ОТКАЗ на ПУИ. При загорании табло ОТКАЗ необходимо: установить переключатель режимов в положение РНС;

набрать код 97. Если в верхнем ряду основного табло во втором окошке слева (при работе по ИФ РНС или "Марс-75") или в третьем окошке слева (при работе по ФРНС) появилась цифра 1, ввести вручную с ПУИ значение МК, Впр в соответствии с п. 8.29.4, подпункт 5. При появлении на основном табло другой информации выключить аппаратуру.

Таблица 8.5

Возможные неисправности и действия экипажа

Номер разряда верхнего табло ПУИ	Вывсвечиваемый код	Причина загорания табло ЗОНА	Действия экипажа
4	1	Не введены необходимые данные по РНС	Ввести недостающие данные или перевести на работу по другой РНС
	2	Неуверенный прием сигналов	Перейти на работу по другому типу РНС
3	1	Вертолет находится в районе магнитного полюса	Перейти на работу по условному курсу
2	2	Пониженная точность определения координат	Перейти на работу по другой цепочке или по другой РНС
	4	Нерабочая зона цепочки РНС	То же

Примечание. Разряды верхнего цифрового табло ПУИ нумеруются справа налево.

8.30. Радиолокационная станция 8А-813Ц

Назначение и краткие сведения

8.30.1. РЛС 8А-813Ц (шифр "Контур-10") является метеорадиолокатором III класса и предназначена для решения следующих задач:

– обнаружение конвективной облачности и зон активной грозовой деятельности с оценкой степени их опасности;

– обзор земной поверхности для навигационного ориентирования по характерным наземным (надводным) объектам.

8.30.2. В состав РЛС входит антенна, приемопередатчик с волноводным трактом и индикатором.

8.30.3. Включение РЛС, подготовка ее к полету, а также контроль и работа с ней в полете осуществляются с рабочего места командира экипажа или летчика-штурмана.

8.30.4. Основные данные аппаратуры:

- масштаб развертки (и соответствующие ему калибрационные метки дальности): 8(2), 20(5), 40(10), 100(25), 200(50) км;
- азимутальный сектор обзора $\pm 45^0$;
- азимутальные метки на курсовых углах 340^0 , 0^0 , 20^0 ;
- суммарный угол стабилизации диаграммы направленности антенны $\pm 15^0$;
- диапазон отклонения антенны в вертикальной плоскости $\pm 15^0$;
- диаграмма направленности антенны - веерная (6^0 по азимуту и 10^0 по углу места);

8.30.5. Основными режимами работы являются режимы "Земля", "Метео", "Контур". На этих режимах производится излучение радиоволн в пространство.

Режим "Контроль" является вспомогательным, он включается автоматически при включении питания РЛС. Излучение радиоволн в пространство на этом режиме не происходит. Режим "Контроль" служит для проверки работоспособности аппаратуры путем сравнения изображения на экране индикатора с эталонным изображением, приведенным на рис.8.18.

По несоответствию контрольного изображения с эталонным определяется отказавший блок (см. табл. 8.6).

Режим "Земля" позволяет осуществить навигационное ориентирование по изображению на экране индикатора характерных наземных объектов.

Режим "Метео" предназначен для получения на экране индикатора в полярных координатах "азимут - дальность" радиолокационного изображения метеообразований. Для определения характера метеообразований его изображение на экране индикатора индицируется тремя цветами: зеленым, желтым и красным. Наличие желтого и особенно красного цветов изображения метеобъекта свидетельствует о повышенной степени опасности полета.

Режим "Контур" предназначен для выделения на экране индикатора наиболее опасной зоны метеообразований. В этом режиме участки изображения опасной зоны индицируются на экране красным цветом.

8.30.6. Включение (выключение) РЛС и управление ею на земле и в полете осуществляется следующими органами управления, расположенными на передней панели индикатора под экраном, (рис. 8.19):

- кнопка ВКЛ. для включения и выключения РЛС;
- кнопка РЕЖИМ для переключения основных режимов работы РЛС;
- кнопка КОНТР, для включения режима "Контроль" (в том случае, если РЛС уже работает в одном из основных режимов "Метео", "Контур" или "Земля");
- кнопка МЕТКИ для включения и выключения азимутальных меток;
- две кнопки НАКЛОН для управления наклоном антенны;
- две кнопки МАСШТАБ для переключения масштабов изображения;

- регулятор ЯРКОСТЬ для регулирования яркости изображения на экране индикатора;
- регулятор РРУ для ручной регулировки усиления приемника и выделения характерных ориентиров в режиме "Земля";
- регулятор ВЫДЕЛЕНИЕ для выбора характерных ориентиров на фоне земной поверхности путем ручной регулировки уровня сигнала красного цвета.

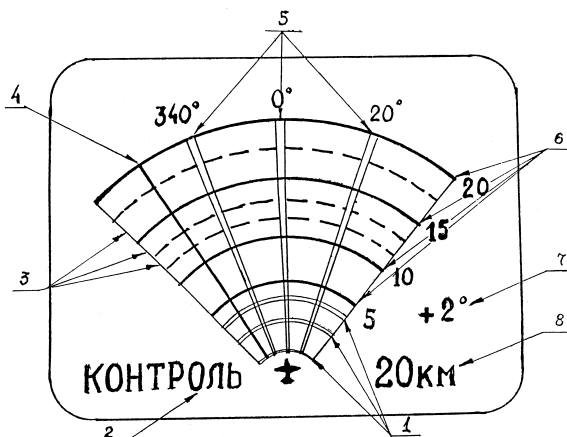


Рис. 8.18. Эталонное контрольное изображение на экране аппаратуры при работе в режиме "Контроль".

1. Кольца контрольного сигнала приемеопередатчика (зеленый цвет)
2. Индикация включенного режима
3. Кольца контрольного сигнала индикатора (зеленый, желтый, красный цвета)
4. Линия имитирующая сканирование антенны
5. Калибрационные метки азимута с оцифровкой
6. Калибрационные метки дальности с оцифровкой
7. Индикация наклона антенны
8. Индикация включенного масштаба

Проверка работоспособности РЛС

8.30.7. Проверка работоспособности РЛС производится с помощью системы встроенного контроля на земле, а также в полете при возникновении ненормальностей в работе РЛС.

Примечание. Запрещается использование любых рабочих режимов РЛС при наземных проверках, а также при взлете до момента выруливания вертолета на взлетную полосу. Проверка аппаратуры на земле производится только в режиме КОНТРОЛЬ, что исключает излучение радиоволн в окружающее пространство.

8.30.8. Для включения РЛС необходимо:

- включить АЗС РЛС на правой панели АЗС;
- нажать кнопку ВКЛ. на передней панели индикатора.

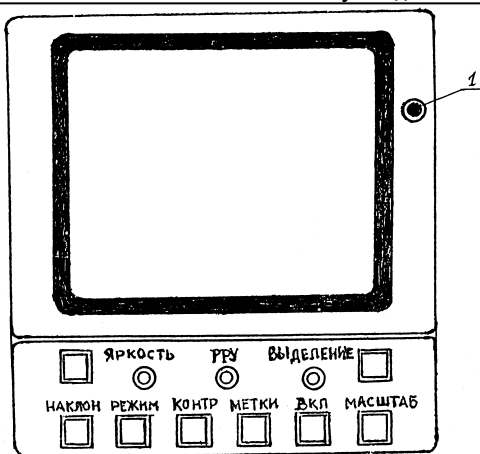


Рис. 8.19. Передняя панель индикатора с органами управления
1. Светодиодный сигнализатор включенного состояния аппаратуры

При этом справа от экрана индикатора загорается светодиодный сигнализатор и РЛС автоматически устанавливается в режим КОНТРОЛЬ на масштабе 20 км;

— после появления на экране индикатора контрольного изображения убедиться, что оно совпадает с эталонным (рис. 8.18). Полное их соответствие свидетельствует о работоспособности РЛС. При наличии искажений контрольного изображения определить отказавший блок в соответствии с табл.8.6.

Таблица 8.6

№п/п	Искажения контрольного изображения	Неисправный блок
1.	Отсутствуют кольца контрольного сигнала приемопередатчика или их меньше трех	Приемопередатчик
2.	Отсутствует одно или несколько колец контрольного сигнала индикатора	Индикатор
3.	Отсутствует линия сканирования или на экране высвечивается надпись НЕТ СКАН.	Антенна
4.	Искавление контрольного изображения или его отсутствие	Индикатор

Примечание. При отсутствии на экране индикатора контрольного изображения в течение более 3 мин, после включения РЛС, регулятором ЯРКОСТЬ добиться его появления.

8.30.9. Выключить РЛС, для чего повторно нажать кнопку ВКЛ. и выключить АЗС РЛС.

Работа с РЛС в полете

8.30.10. Перед взлетом включить РЛС в соответствии с п.8.30.8.

8.30.11. В полете РЛС может использоваться в трех основных режимах работы "Земля", "Метео", "Контур".

8.30.12. Работа с РЛС в режиме "Земля":

- режим "Земля" использовать для навигационной ориентировки по характерным радиолокационным ориентирам;
- включить режим "Земля" нажатием кнопки РЕЖИМ до появления надписи ЗЕМЛЯ на экране индикатора;
- установить необходимый масштаб изображения нажатием верхней (нижней) кнопки МАСШТАБ;
- убедиться в наличии азимутальных меток синего цвета с оцифровкой 340^0 , 0^0 и 20^0 ;
- нажатием верхней (нижней) кнопки НАКЛОН добиться появления на экране индикатора изображения зеленым цветом того участка местности, на котором ожидается появление характерного ориентира;
- регулятором ЯРКОСТЬ отрегулировать яркость изображения на экране индикатора;
- регулятором ВЫДЕЛЕНИЕ добиться оптимального изображения ориентира красным цветом на зеленом фоне;
- регулятором РРУ добиться приемлемой для распознавания ориентира контрастности изображения;
- обнаружить и распознать ориентир путем сличения карты с радиолокационным изображением;
- по мере сближения с ориентиром изменять угол наклона и масштаб изображения.

Примечания: 1. Конфигурация ориентиров на экране индикатора может отличаться от их конфигурации на полетных картах.

2. Допускается кратковременное пропадание изображения на экране индикатора при выполнении разворотов вертолета с углами крена более 10^0 . Пропадание изображения объясняется выходом суммарного угла тангажа и крена за пределы, при которых обеспечивается стабилизация антенны.

3. При обледенении обтекателя антенны возможно искажение изображения ориентиров на экране индикатора.

4. При необходимости можно убрать с экрана азимутальные метки нажатием кнопки МЕТКИ. Повторное нажатие кнопки МЕТКИ вновь вызывает индикацию меток на экране.

8.30.13. Работа с РЛС в режиме "Метео" и "Контур":

- режим "Метео" использовать для обнаружения опасных метеообразований (мощно - кучевой облачности и грозовой деятельности);
- включить режим "Метео" нажатием кнопки МАСШТАБ установить масштаб изображения 200 км;
- нажатием кнопок НАКЛОН установить оптимальный для наблюдения метеообразований угол наклона антенны ($0... \pm 5^0$);
- регулятором ЯРКОСТЬ отрегулировать яркость изображения на экране индикатора;
- после обнаружения метеообразования определить дальность до него и его азимутальное положение относительно вертолета;
- оценить характер метеообразования по его трехцветному изображению;

– оценить опасность обнаруженного метеобразования в режиме "КОНТУР", для чего включить данный режим нажатием кнопки РЕЖИМ до появления надписи КОНТУР на экране индикатора;

– по мере сближения с метеобразованием последовательно переходить на масштабы 100 км, 40 км, 20 км, 8 км с целью наилучшего его наблюдения;

– отрегулировать при необходимости яркость изображения регулятором ЯРКОСТЬ;

– определить наиболее опасную для полета зону по красному цвету изображения на экране и принять решение на ее обход.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВРЕМЕННО, ДО ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТ ПО ОЦЕНКЕ СТЕПЕНИ ОПАСНОСТИ МЕТЕОБРАЗОВАНИЙ В РЕЖИМАХ "МЕТЕО" И "КОНТУР", ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПОЛУЧЕННУЮ МЕТЕОИНФОРМАЦИЮ ДЛЯ ПРОХОДА ЧЕРЕЗ ЗОНЫ МЕТЕОБРАЗОВАНИЙ.

Действия экипажа при возникновении неисправностей в полете.

8.30.14. При возникновении ненормальностей в работе РЛС в полете произвести проверку ее работоспособности в режиме "Контроль" в соответствии с п.п.8.30.7 и 8.30.8. В случае нарушения работоспособности РЛС выключить и в полете не использовать.

8.31. Очки ночного видения ОВН-1

8.31.1. Назначение и основные характеристики

Очки ночного видения ОВН-1 предназначены для наблюдения внекабинного пространства вертолета в темное время суток с целью обеспечения возможности взлета, пилотирования на предельно малых и малых высотах полета, поиска и обнаружения объектов спасения, посадки на необорудованные и неосвещенные площадки и проведения спасательных работ.

Основные технические характеристики овн-1

Угол поля зрения.....	38°
Пределы регулировки окуляров по базе глаз.....	58...72 мм
Время снятия очков со шлема	2...3 с
Вес очков	0,63 кгс
Вес противовеса	0,6 кгс
Время непрерывной работы ОВН-1 с последующим перерывом не менее 30 мин	3 ч.
Время непрерывной работы ОВН-1 от аккумуляторов НКЦТ-0,45-1 без их замены.....	3 ч.
В комплект ОВН-1 входят: ночные очки (бинокуляр), кабель, преобразователь напряжения низковольтный (ПНН) и противовес.	

8.31.2. Краткие сведения о конструкции ОВН-1

Очки ОВН-1 представляют собой пассивный бинокулярный прибор ночного видения, принцип действия которого основан на усилении яркости изображения наблюдаемых объектов электронно-оптическими преобразователями (ЭОП). Отраженные от наблюдаемых объектов лучи попадают в объективы, которые строят изображение объекта на

фотокатадах ЭОП. Яркость этого изображения усиливается и затем оно рассматривается на экранах ЭОП через окуляры очков летчиком.

Общий вид очков ОВН-1, установленных на ЗШ-7В в рабочем положении, приведен на рис. 8.20.

Очки выполнены в виде двух идентичных механически связанных электронно-оптических каналов (монокуляров). Каждый монокуляр состоит из объектива 4, окуляра, ЭОП и корпуса. Правый монокуляр закреплен неподвижно на узле фиксации, а левый можно передвигать, при нажатой кнопке 3, для регулировки очков по базе глаз. Во внутрь направляющей левого монокуляра устанавливаются два аккумулятора НКГЦ-0,45-1 и закрываются крышкой-выключателем 1. При повороте ее против часовой стрелки до упора включается питание очков от аккумуляторов.

Диоптрийная наводка окуляров производится вращением колец 2.

Индивидуальная подгонка правого монокуляра в горизонтальной плоскости производится с помощью регулировочного винта 14.

Крепление очков к кронштейну НВУ, установленному на ЗШ-7В, осуществляется с помощью узла фиксации. При установке очков на ЗШ планка 7 узла фиксации совмещается с направляющей 8 кронштейна НВУ. Сверху на узле фиксации установлена розетка для подключения кабеля 9 электропитания очков от аккумуляторной шины вертолета через преобразователь ПНН.

Для индивидуальной подгонки очков по удалению от глаз летчика, наклону оптических осей и удобству наблюдения приборной доски служит флажок 5. При перемещении его вверх бинокуляр расфиксируется, вниз - фиксируется. При ненадежной фиксации монокуляров, в крайнем нижнем положении флажка, необходимо установить его в среднее положение, оттянуть тарелку 16 и повернуть ее вверх (по часовой стрелке) на одно соседнее фиксирующее положение, а затем повернуть флажок вместе с тарелкой вниз до надежной фиксации монокуляров.

Установка очков из походного положения в рабочее осуществляется нажатием левой рукой на кнопку 15 и опусканием их до фиксации. Обратно в походное положение очки устанавливаются перемещением их вверх до срабатывания фиксатора. При установке очков в походное положение автоматически отключается электропитание (от бортсети и от аккумуляторов).

Для снятия очков с ЗШ необходимо нажать левой или правой рукой на рычаги 6 и перемещая вниз снять их с кронштейна. Движением руки с очками в сторону срывается пружинный хомут 12 крепления кабеля электропитания и затем отсоединяется кабель.

Для подключения питания от бортовой сети необходимо подсоединить кабель от ПНН к очкам и включить выключатель ОНВ на левом (для левого летчика) и на правом (для правого летчика) щитках электропульты. При этом резервное питание от аккумуляторов НКГЦ-0,45-1 должно быть выключено.

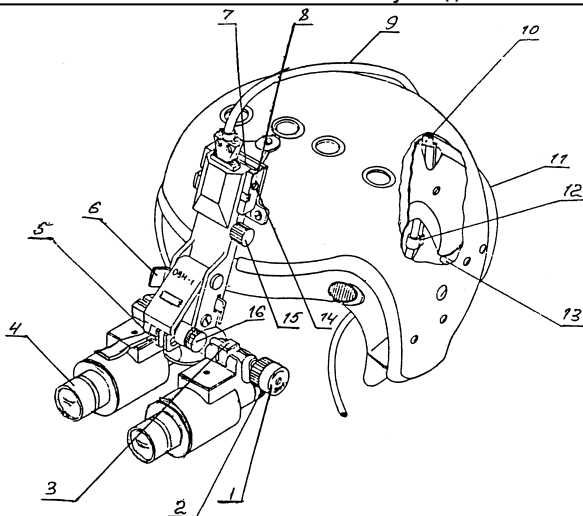


Рис. 8.20. Очки ночного видения ОВН -1 установленные на ЗШ-7В

1 - крышка - выключатель; 2 - диоптрийное кольцо; 3 - кнопка; 4 - объектив; 5 - флажок; 6 - рычаг; 7 - планка узла фиксации; 8 - направляющая кронштейна НВУ; 9 - кабель; 10 - зуб; 11 - противовес; 12 - пружинный хомут; 13 - пружина; 14 - винт регулировки положения очков по горизонту; 15 - кнопка для приведения очков в рабочее положение; 16 - тарелка

Противовес 11 предназначен для частичной компенсации опрокидывающего момента от очков.

Противовес состоит из кожуха в который установлен груз и основания. На основании жестко закреплены зуб 10 и пружина 13, с помощью которых противовес устанавливается на ЗШ.

8.31.3. Порядок индивидуальной подгонки и проверки ОВН-1

Индивидуальная подгонка и проверка очков каждым членом экипажа производится в следующем порядке:

- произвести внешний осмотр очков и их принадлежностей; установить на ЗШ-7В противовес и очки (в походном положении);
- надеть и подогнать ЗШ-7В;
- подсоединить к очкам кабель 9 бортового электропитания и закрепить его на ЗШ с помощью пружинного хомута 12;
- установить очки в рабочее положение и надеть, при необходимости, на объективы защитные крышки;
- проверить работоспособность очков от резервных аккумуляторов НКГЦ-0,45-1, для чего повернуть крышку - выключатель 1 против часовой стрелки до упора и проверить наличие желто - зеленого свечения экранов в обоих монокулярах;
- выключить питание очков от резервных аккумуляторов поворотом крышки - выключателя по часовой стрелке до упора, желто - зеленое свечение экранов должно исчезнуть;

– проверить работоспособность очков от бортового электропитания, для чего установить в положение ВКЛ. выключатели ОНВ на левом (для командира экипажа) и на правом (для летчика-штурмана) электрощитках. При этом должно наблюдаться желто-зеленое свечение экранов в обоих монокулярах;

– если ранее не проводилась индивидуальная подгонка положения правого монокуляра в горизонтальной плоскости, то вращая отверткой регулировочный винт 14 на кронштейне НВУ (нашлемного визирного устройства) добиться полной видимости через правый окуляр;

– произвести регулировку очков по базе глаз, для чего нажать кнопку 3 и переместить левый монокуляр в необходимое положение;

– произвести диоптрийную наводку окуляров с помощью диоптрийных колец 2 на окулярах для каждого глаза, при этом летчик должен различать микроструктуру экрана каждого канала очков ненапряженным глазом, при закрытом другом;

– расфиксировать монокуляры относительно узла крепления, для чего повернуть флажок 5 вверх и отрегулировать положение монокуляров по удалению от глаз, наклону оптических осей и удобству наблюдения приборной доски при изменении только положения глаз, не меняя положения головы;

– зафиксировать выбранное положение монокуляров поворотом флажка вниз;

– установить выключатели ОНВ в положение ВЫКЛ;

– установить очки в походное положение и доложить по СПУ об окончании проверки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВКЛЮЧАТЬ ОВН-1 ПРИ ДНЕВНОМ СВЕТЕ БЕЗ ЗАЩИТНЫХ КРЫШЕК НА ОБЪЕКТИВАХ И ДОПУСКАТЬ ДЛИТЕЛЬНОЕ НАХОЖДЕНИЕ В ПОЛЕ ЗРЕНИЯ ЯРКИХ ИСТОЧНИКОВ СВЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ПРИ ЗАСВЕТКАХ ОЧКОВ ЯРКИМИ ИСТОЧНИКАМИ СВЕТА (ПОЯВЛЕНИЕ КАРТИНЫ "ЗВЕЗДНОГО НЕБА") НЕОБХОДИМО ПОВОРОТОМ ГОЛОВЫ ОТВЕСТИ ОБЪЕКТИВЫ В СТОРОНУ ДЛЯ ВЫВОДА ИСТОЧНИКА СВЕТА ИЗ ПОЛЯ ЗРЕНИЯ ОЧКОВ ИЛИ НАДЕТЬ ЗАЩИТНЫЕ КРЫШКИ.

РАЗДЕЛ 9. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Содержание

РАЗДЕЛ 9. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И	
ДИНАМИКА ПОЛЕТА.....	9-1
9.1. Аэродинамические особенности вертолета.....	9-3
9.2. Основные летные характеристики вертолета.....	9-5
9.3. Особенности управления вертолетом.....	9-10
9.4. Балансировка вертолета	9-13
9.5. Особенности устойчивости вертолета	9-25
9.6. Маневренность вертолета.....	9-26
9.7. Причины и сущность установленных в эксплуатации вертолета ограничений	9-27
9.8. Пояснение рекомендаций летчику по действиям при особых случаях в полете	9-29
9.9. Колебания вертолета.....	9-33

9.1. Аэродинамические особенности вертолета

Вертолет Ми-8МТВ-5-1 построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом.

Фюзеляж вертолета представляет собой цельнометаллический полумоноккок 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.

Пятилопастный 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. Рулевой винт, установленный на вертолете, предназначен для уравнивания реактивного момента несущего винта и для путевого управления вертолетом. Винт трехлопастный, тянущий, с изменяемым в полете шагом. Вращение винта осуществляется от главного редуктора через трансмиссию. Направление вращения: вперед – вниз – назад. Изменение шага винта осуществляется движением педалей ножного управления из кабины экипажа.

На вертолете установлены два газотурбинных двигателя ТВ3-117ВМ, которые посредством двухступенчатых свободных турбин передают мощность на вал главного редуктора. Двигатели расположены над кабиной перед главным редуктором.

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

Все перечисленные особенности вертолета МИ-8МТВ-5-1 обуславливают его аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость.

9.1.1. 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. Такой характер зависимости потребной мощности горизонтального полета от скорости объясняется следующими причинами.

Потребная мощность горизонтального полета вертолета состоит из двух слагаемых: мощности, затрачиваемой на создание подъемной силы, равной весу вертолета, и мощности, затрачиваемой на создание силы, преодолевающей лобовое сопротивление вертолета. Первая составляющая

мощности с ростом скорости полета уменьшается, так как при этом растет объем воздуха, отбрасываемого винтом вниз, и уменьшается скорость отбрасывания (индуктивная скорость). Вторая составляющая мощности с увеличением скорости полета растёт, поскольку с ростом скорости полета возрастает лобовое сопротивление вертолета.

Уменьшение потребной мощности происходит до той скорости горизонтального полета, на которой затрата мощности на преодоление лобового сопротивления вертолета будет увеличиваться быстрее, чем уменьшение затраты мощности на создание подъемной силы несущего винта.

9.1.2. 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.

Зависимость тяги несущего винта на взлетном и номинальном режимах работы двигателей от высоты висения над поверхностью площадки, расположенной на уровне моря, в стандартных условиях приведена на рис. 9.1.

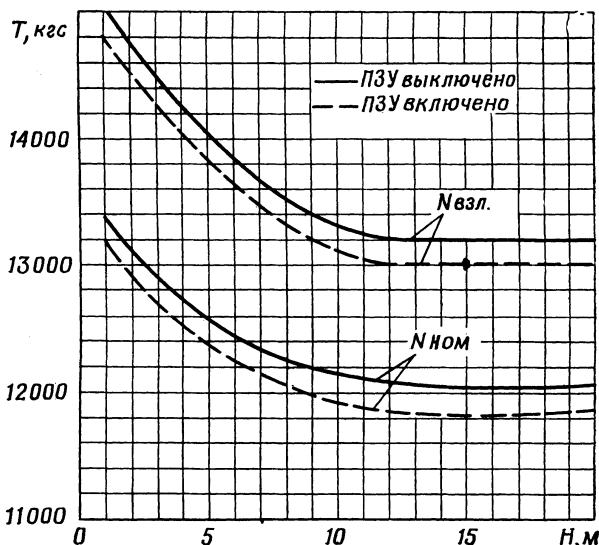


Рис. 9.1. Зависимость тяги несущего винта от высоты висения

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. Зависимость тяги от указанных параметров использована при отработке номограмм для определения предельных взлетных весов вертолета с использованием и без использования влияния земли, которые приведены на рис. 1.1-1.4; тяга несущего винта зависит от фактической мощности двигателей, которая в процессе эксплуатации (выработки ресурса)

изменяется: может уменьшаться на 200-300 кгс и увеличиваться до 150 кгс. 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. Соответственно высота контрольного висения при взлете без использования влияния земли должна составлять не менее 10 м.

9.2. Основные летные характеристики вертолета

Поляра несущего винта вертолета на режиме висения приведена на рис. 9.2. На рис. 9.3 приведены значения минимальной и максимальной скоростей горизонтального полета, а также наимыгоднейшей скорости набора высоты и экономической скорости полета вертолета в зависимости от высоты полета и взлетного веса. Минимальная скорость вертолета с нормальным полетным весом до высоты 5000 м и с максимальным полетным весом до высоты 4000 м составляет 60 км/ч. Максимальная скорость до высоты 1000 м равна 250 км/ч для вертолета с нормальным полетным весом и 230 км/ч - с максимальным полетным весом и уменьшается с увеличением высоты полета до практического потолка. Наимыгоднейшие 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 наимыгоднейшая скорость набора высоты.

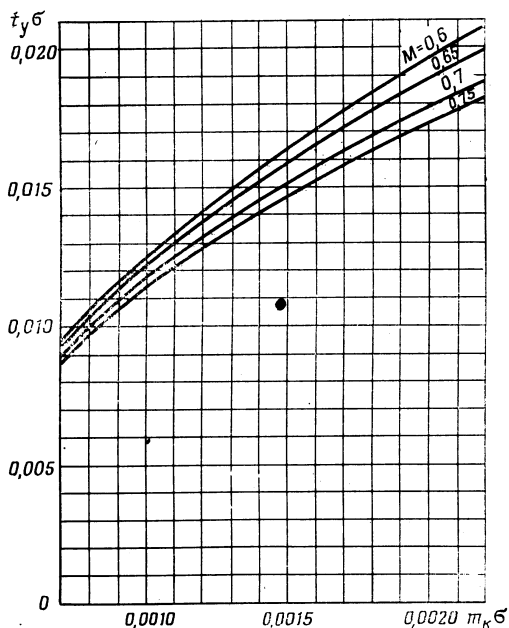


Рис. 9.2. Поляра несущего винта на висении

Зависимости вертикальной скорости и времени набора от высоты и взлетного веса на номинальном режиме работы двигателей с включенной и выключенной ПОС (противообледенительной системой) для двигателей ТВЗ-117ВМ приведены на рис. 9.4 и 9.5. 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. Установка спецферм снижает потолок примерно на 100 м. Установка спецферм с блоками УБ-32 снижает потолок примерно на 200 м и вертикальную скорость на 1 м/с.

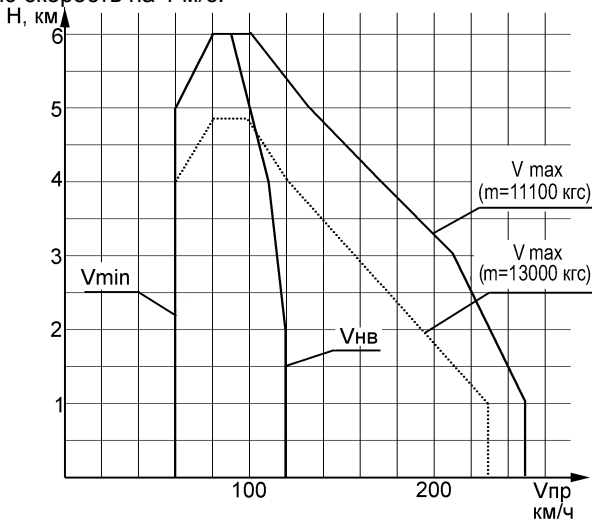


Рис. 9.3. График изменения минимальной, наивыгоднейшей, экономической и максимальной скоростей от высоты полета

Практический потолок вертолета с нормальным полетным весом без спецферм составляет $H_{пр}=6000$ м (ПОС выключена); $H_{пр}=5700$ м (ПОС включена) и максимальным полетным весом - $H_{пр}=4800$ м (ПОС выключена); $H_{пр}=4500$ м (ПОС включена).

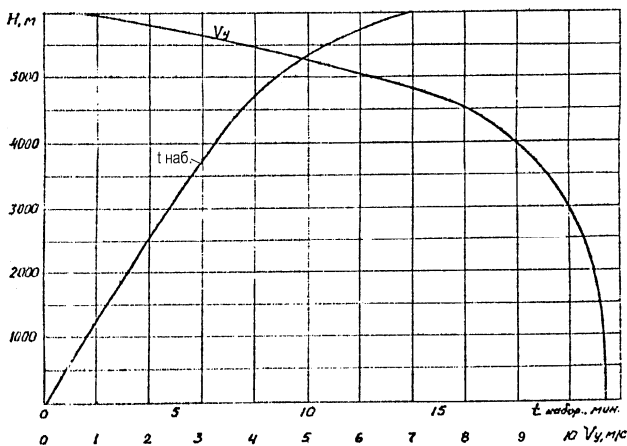


Рис. 9.4. Зависимость вертикальной скорости и времени набора на номинальном режиме работы двигателей от высоты при нормальном взлетном весе вертолета ($H_{пр}=6000$ м, $G_{взл}=11100$ кгс, без ферм, ПОС выключена)

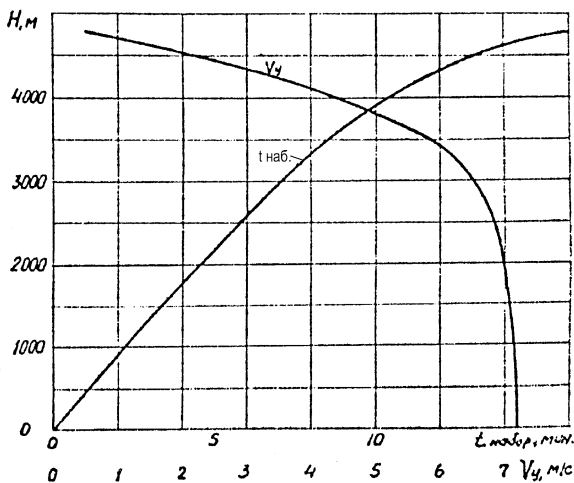


Рис. 9.5. Зависимость вертикальной скорости и времени набора на номинальном режиме работы двигателей от высоты при максимальном взлетном весе вертолета ($H_{пр}=4800$ м, $G_{взл}=13000$ кгс, без ферм, ПОС выключена)

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.

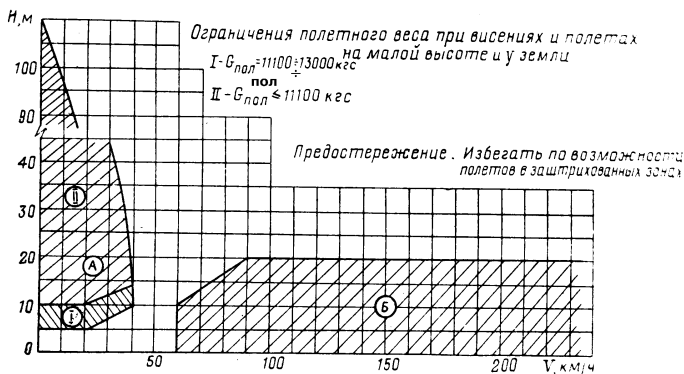


Рис. 9.6. Опасная зона "высота - скорость"

Висение и полеты над местностью (препятствием) в диапазоне высот и скоростей, указанных на рис. 9.6, в целях обеспечения безопасности полета в случае отказа одного двигателя без необходимости производить не рекомендуется.

Аэродинамические поправки приемников воздушного давления приведены на рис. 9.7.

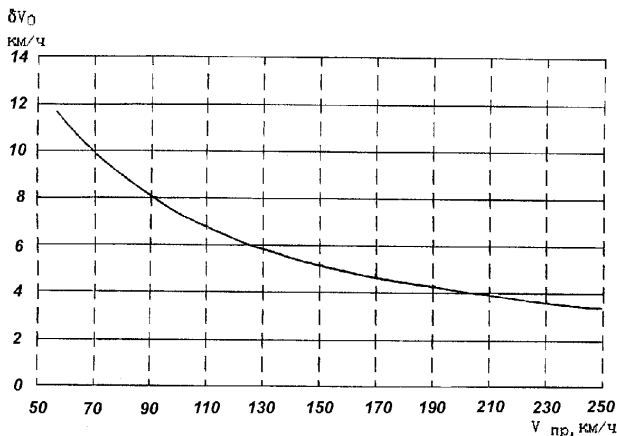


Рис. 9.7. График аэродинамических поправок

9.2.1. 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 высоту, так как автоматическая система регулирования не может вывести работающий

двигатель на чрезвычайный режим мгновенно. В диапазоне эксплуатационных скоростей полета потеря высоты не превышает 10 м. Вмешательство летчика в управление вертолетом при полете на малых высотах и больших скоростях состоит в том, чтобы в возможно более короткое время отойти от земли, установить наивыгоднейший режим полета, а в случае острой необходимости выбрать площадку и произвести посадку. Отход от земли происходит в результате торможения вертолета с углами тангажа 10-15°. Чем больше начальная скорость вертолета, тем больше прирост высоты в результате торможения. Так, 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.

В начальный момент торможения вертолету придается угол тангажа 10-15°, что при чрезмерно малой высоте полета может привести к касанию хвостовой балкой о поверхность земли.

Таким образом, минимальная безопасная высота горизонтального полета на больших поступательных скоростях из условий обеспечения безопасности в случае отказа одного из двигателей складывается из потери высоты в результате запаздывания в работе автоматической системы регулирования двигателей и действий командира экипажа и запаса высоты, исключающей касание вертолета о поверхность земли при изменении пространственного положения вертолета в начальный момент торможения.

Минимальная безопасная высота на малых скоростях горизонтального полета, близких к скоростям предпосадочного снижения, складывается из потерь высоты на запаздывание в действиях летчика при отказе двигателя, установления предпосадочной скорости планирования и выполнения необходимых действий при посадке с коротким пробегом и без пробега.

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 колеса главных ног шасси.

На рис. 9.6 представлена опасная зона в координатах "высота - скорость", на которой заштрихованная зона Б определяет границы, в пределах которых выполнение полетов без необходимости не рекомендуется.

Второй зоной, представленной также на рис. 9.6, выполнение полета в которой разрешается только в случае необходимости, является зона А.

Нижняя граница зоны А назначается из условия не превышения эксплуатационного значения вертикальной перегрузки при приземлении и исключения остаточных деформаций конструкции вертолета в случае отказа одного двигателя на режимах висения и при перемещении с малыми поступательными скоростями.

Правая и верхняя границы этой зоны определяются запасом высоты висения или перемещения вертолета с малыми поступательными скоростями на случай отказа двигателя. Запас высоты включает потерю высоты на запаздывание в реакции летчика и на разгон вертолета до скорости горизонтального полета с одним работающим двигателем или скорости предпосадочного снижения с последующей посадкой с коротким пробегом.

9.3. Особенности управления вертолетом

Управление вертолетом в полете осуществляется путем изменения сил и моментов, действующих на вертолет относительно трех его осей (рис. 9.8).

Продольное управление осуществляется продольным перемещением ручки управления циклическим шагом несущего винта. При этом изменяется циклический шаг и происходит соответствующий наклон равнодействующей сил на несущем винте, что приводит к одновременному возникновению момента относительно поперечной оси $M_{\text{прод}}$ и силы H , направленной вдоль продольной оси.

Поперечное управление осуществляется отклонением ручки управления циклическим шагом несущего винта вбок. При этом происходит соответствующее изменение циклического шага и наклона равнодействующей R сил на несущем винте в поперечном направлении, в результате чего на вертолет начинают действовать момент относительно продольной оси $M_{\text{поп}}$ и боковая сила S , направленная вдоль поперечной оси.

Управление общим шагом несущего винта служит для изменения величины равнодействующей сил несущего винта. Оно осуществляется одновременным изменением угла установки всех лопастей с помощью рычага общего шага.

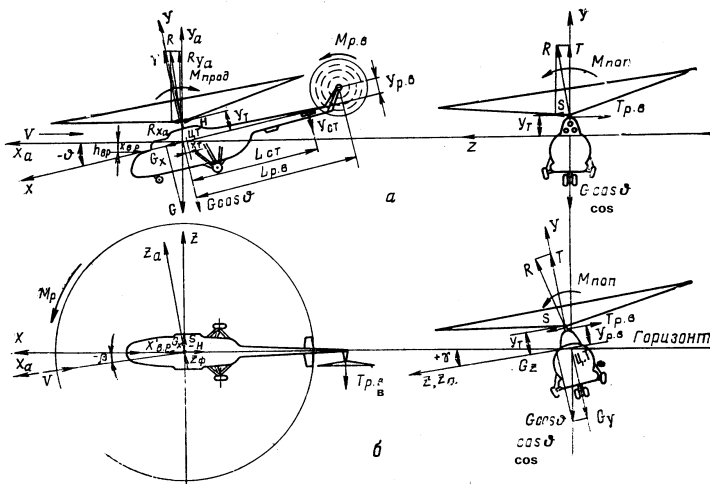


Рис. 9.8. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в установившемся горизонтальном полете

а - без крена (с левым скольжением); б - без скольжения (с правым креном)

При увеличении общего шага сила тяги несущего винта увеличивается, на вертолет при этом начинает действовать реактивный момент несущего винта (относительно вертикальной оси), направленный в сторону, противоположную направлению вращения винта. Увеличивается и мощность, потребляемая несущим винтом, при условии постоянства оборотов винта. Поэтому на вертолете управление общим шагом связано с управлением силовой установкой.

Путевое управление осуществляется посредством изменения общего шага рулевого винта, связанного с отклонением педалей путевого управления.

При отклонении педалей изменяется сила тяги рулевого винта, что приводит к изменению момента, действующего на вертолет относительно вертикальной оси. Кроме путевого управления рулевой винт обеспечивает уравнивание реактивного момента несущего винта.

Отклонение ручки управления вперед и влево и правой педали вперед от нейтрального положения принято положительным.

Воздействуя с помощью указанных видов управления на величины сил и моментов, действующих на вертолет, летчик имеет возможность удерживать вертолет в желаемом положении на различных режимах полета. Управление циклическим и общим шагом несущего винта осуществляется с помощью автомата перекоса.

Кинематическая связь ручки управления с автоматом перекоса (рис. 9.9, 9.10) 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 на крейсерском режиме полета близкое к нейтральному положение педалей (рис. 9.11). Все это снижает утомляемость летчика при длительных полетах на крейсерском режиме.

Поскольку управление осуществляется через необратимые гидроусилители, для создания нагрузок на рычагах управления в системе установлены загрузочные пружины. Жесткость пружин и сила трения электромагнитных тормозов автотриммеров подобраны таким образом, что при отказе автотриммера в любом положении рычагов управления усилие не превышает 12 кгс на ручке управления и 20 кгс на педалях при полных их переключках. Снятие усилий загрузочных механизмов производится практически мгновенно нажатием кнопки автотриммера на ручке управления, с помощью которой включаются тормоза загрузочных механизмов.

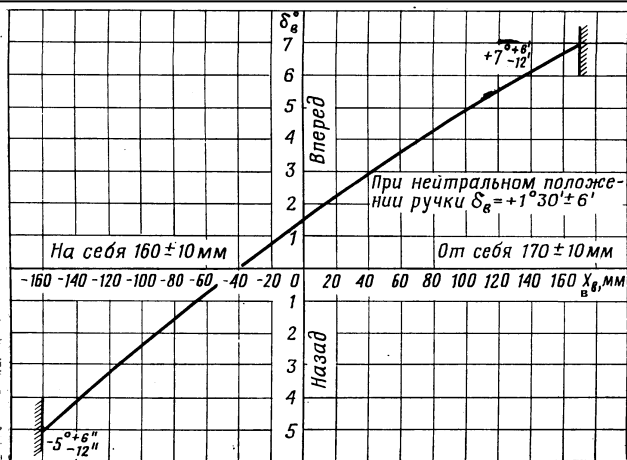


Рис. 9.9. Зависимость угла наклона тарелки автомата перекоса от хода ручки управления в продольном отношении

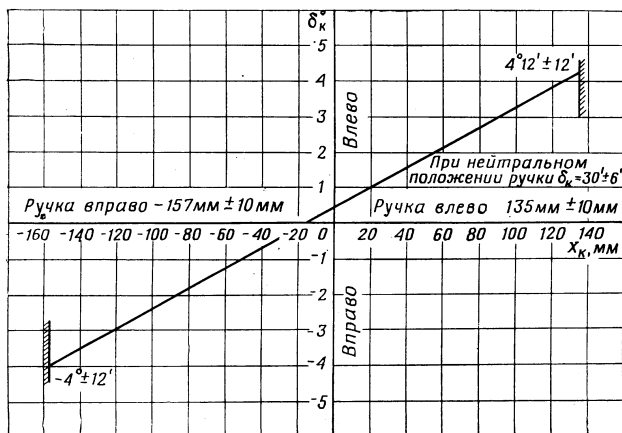


Рис. 9.10. Зависимость угла наклона тарелки автомата перекоса от хода ручки управления в поперечном отношении

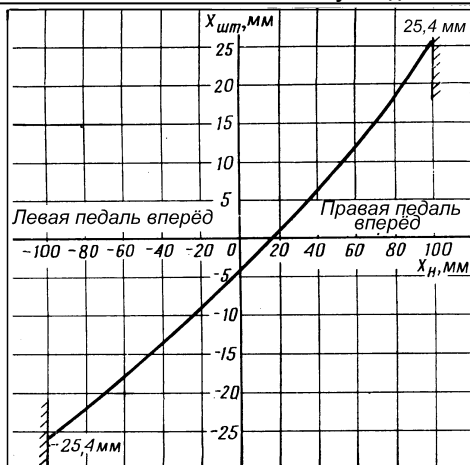


Рис. 9.11. Зависимость хода штока рулевого винта от хода педалей

В продольном управлении вертолета имеется гидравлический упор, ограничивающий угол наклона тарелки автомата перекоса назад до величины $2^{\circ}12'$. Большие отклонения автомата перекоса назад можно получить, если приложить к ручке управления усилие 15 ± 2 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 путевого управлении вертолета имеется система переменных упоров (СПУУ-52), которая обеспечивает необходимые запасы путевого управления на режимах висения при изменении температуры и давления наружного воздуха.

Потребный ход правой педали вперед и на висении с увеличением плотности наружного воздуха уменьшается, одновременно СПУУ-52 перемещает переменный упор в сторону уменьшения максимального хода штока рулевого винта, тем самым исключается возможность перенагружения трансмиссии и хвостовой балки. Зависимость предельного значения хода штока рулевого винта от температуры наружного воздуха и барометрической высоты полета показана на рис. 9.12.

9.4. Балансировка вертолета

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

На вертолет с работающими двигателями на земле действуют сила веса, тяга несущего винта, тяга рулевого винта и силы реакции земли, приложенные к колесам. Опрокидывающими силами являются сила тяги рулевого винта, боковые составляющие реакции земли, боковые силы,

возникающие при развороте на рулении и при неправильных действиях летчика, составляющая силы тяги несущего винта.

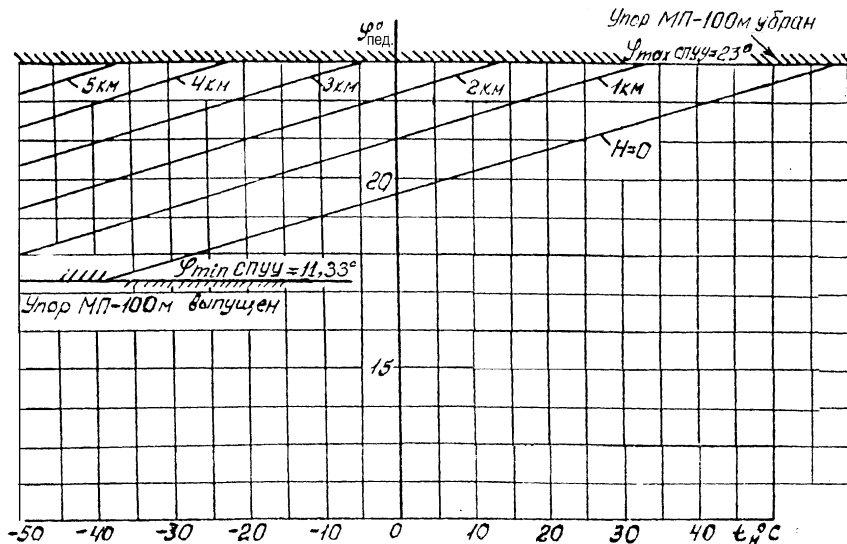


Рис. 9.12. Зависимость предельного значения угла установки рулевого винта от температуры наружного воздуха и высоты полета при отклонении правой педали вперед до упора (характеристика СПУУ-52)

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 (слабая зарядка амортизаторов), высокое положение центра тяжести.

На скользкой наклонной поверхности (лед, мокрая трава) 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, летчик должен энергично сбросить шаг несущего винта или быстро отделить вертолет от земли.

9.4.2. 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 летчик дополнительно не увеличит 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 наклониться и перемещается влево под действием силы тяги рулевого винта, направленной влево.

Для парирования действия силы тяги рулевого винта летчик отклонением ручки вправо изменяет наклон силы тяги несущего винта так, чтобы ее боковая составляющая была направлена против силы тяги рулевого винта.

Так как ось вращения рулевого винта расположена ниже плоскости втулки несущего винта, то балансировка вертолета на режиме висения при симметричной загрузке кабины в поперечной плоскости возможна лишь при наличии правого крена, равного для вертолета Ми-8МТВ-5-1 $2-2,5^\circ$.

Наличие правого крена обеспечивает условия равновесия сил в поперечной плоскости, исключая боковое перемещение вертолета на режиме висения.

9.4.3. Балансировка вертолета в поступательном полете. Для того чтобы вертолет совершал установившийся прямолинейный полет в заданном направлении, летчик должен отклонением органов управления установить равновесие моментов и сил, действующих на вертолет в полете. Уравновешивание моментов и сил, действующих на вертолет в установившемся полете, путем отклонения органов управления называется балансировкой вертолета. Отклонения органов управления, при которых выполняются условия равновесия (балансировки), называются балансировочными.

Балансировку вертолета подразделяют на продольную, поперечную, путевую и представляют на графиках в виде балансировочных кривых, выражающих зависимость балансировочных отклонений органов управления от скорости и других параметров или условий полета.

Схема сил и моментов, действующих в установившемся прямолинейном горизонтальном полете, показана на рис. 9.8. На этой же схеме показано расположение осей системы координат, применяемых при анализе условий балансировки вертолета: связанной системы координат X, Y, Z и скоростной системы координат X_a, Y_a, Z_a .

В полете на вертолет действуют следующие силы и моменты:

- | | |
|-----------|---|
| G | - вес вертолета; |
| R | - полная аэродинамическая сила несущего винта; |
| $X_{вр}$ | - сила вредного лобового сопротивления; |
| $Z_{ф}$ | - боковая составляющая силы сопротивления фюзеляжа в полете со скольжением; |
| $Y_{ст}$ | - подъемная сила стабилизатора; |
| $T_{р.в}$ | - сила тяги рулевого винта; |

M_p	- реактивный момент от вращения несущего винта;
$M_{p.в}$	- реактивный момент от вращения рулевого винта;
$M_{\text{прод}}, M_{\text{поп}}$	- продольный и поперечный моменты на втулке несущего винта от разнеса горизонтальных шарниров (они пропорциональны отклонению вектора силы R от оси несущего винта).

При анализе условий балансировки действующие силы заменяют их проекциями на направления осей применяемых систем координат, как показано на рис. 9.8,

где

R_{X_a}, R_{Y_a} - проекции силы R на направление осей X_a, Y_a скоростной системы координат;

$H, T, S,$ - проекции силы R на направление осей X, Y, Z связанной системы координат;

$X'_{вр}$ - проекция силы $X_{вр}$ на связанную ось X ;

$G_X = G \sin v$ - проекция силы веса на связанную ось X ;

$G_Y = G \cos v \cos y$ - проекция силы веса на связанную ось Y ;

$G_Z = G \cos v \sin y$ - проекция силы веса на связанную ось Z ;

Условия равновесия моментов всегда рассматриваются в связанной системе координат. Условия равновесия сил могут рассматриваться как в связанной, так и в скоростной системе координат.

9.4.4. Продольная балансировка и изменение ее по скорости.

Условиями продольной балансировки являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной поперечной оси координат Z и равенство нулю сумм проекций сил на оси Y_a и X_a скоростной системы координат.

Для горизонтального полета (рис. 9.8) эти условия имеют такой вид:

$$R_{Y_a} - G = 0;$$

$$R_{X_a} - X_{вр} = 0;$$

$$HY_T + M_{\text{прод}} + M_{p.в} + Y_{ст}L_{ст} - TX_T - M_{Z\phi} = 0,$$

где Y_T - расстояние от плоскости несущего винта до центра тяжести вертолета

(вертикальная центровка);

X_T - расстояние от оси несущего винта до центра тяжести вертолета (продольная центровка).

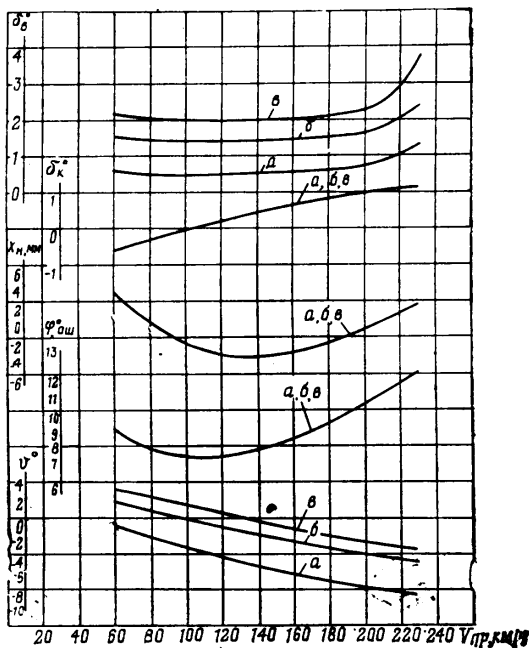


Рис. 9.13. Балансировочные кривые вертолета по скорости прямолинейного горизонтального полета (со спецфермами и шестью блоками УБ-32 на них). Вес 13000 кгс, высота полета 1000 м, центровка: в - - 95 мм; б - + 100 мм; а - + 300 мм

При выполнении продольной балансировки в полете на заданной скорости летчик действует рычагом шаг-газ и продольным отклонением ручки управления. Рычагом шаг-газ устанавливается необходимая величина силы R , а продольным отклонением ручки управления - ее наклон (вперед или назад), необходимый для выполнения условий балансировки на заданном режиме полета. Однако наклоном силы R только от ручки управления выполнить одновременно условия равновесия моментов и условия равновесия сил без изменения угла тангажа вертолета практически невозможно. Поэтому в процессе выполнения балансировки балансировочное отклонение ручки управления определяется выполнением условия равновесия моментов, а окончательное выполнение условия равновесия сил происходит путем соответствующего изменения угла тангажа вертолета.

При продольном отклонении ручки управления момент от силы T , равный TX_T , меняется очень мало, поэтому можно считать, что выполнение условия равновесия моментов на заданном режиме полета происходит в основном за счет изменения момента ($HY_T + M_{\text{прод}}$).

На графиках продольную балансировку представляют балансировочными кривыми продольного наклона автомата перекоса δ°_v , общего шага $\varphi^\circ_{\text{ош}}$ и угла тангажа γ° для различных режимов и условий полета. На рис. 9.13, 9.14

приведены балансировочные кривые для вертолета со спецфермами и без них.

Отклонение автомата перекоса на 1° соответствует приблизительно 28 мм продольного хода ручки управления.

Углы тангажа на графиках приведены относительно строительной горизонтали (пола кабины) вертолета, так как в полете летчик ощущает именно этот тангаж.

Наиболее существенно продольная балансировка зависит от скорости полета и изменения продольной центровки.

На висении при отсутствии ветра продольное отклонение ручки управления и угол тангажа вертолета определяются в основном положением центра тяжести вертолета.

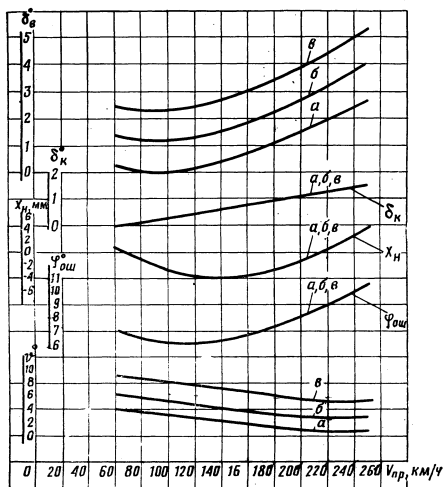


Рис. 9.14. Балансировочные кривые вертолета по скорости прямолинейного горизонтального полета (без спецферм). Вес 11100 кгс, высота полета 1000 м, центровка: в - - 95 мм; б - + 100 мм; а - + 300 мм

При смещении центра тяжести вертолета вдоль продольной оси из заднего положения в переднее увеличится пикирующий момент от силы T , равный TX_T . Вертолет начнет опускать нос и перемещаться вперед, так как при опускании носа нарушается равновесие продольных сил (увеличивается сила R_{xa}). В этом случае для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонить назад на такую величину, чтобы момент ($HU_T + M_{\text{прод}}$) уравновесил момент от смещения центровки TX_T , а изменение при этом угла тангажа на пикирование установило равновесие продольных сил. При попутном ветре отклонение ручки управления назад еще более увеличивается.

На вертолете Ми-8МТВ-5-1 изменение центровки на 100 мм изменяет продольный наклон автомата перекоса приблизительно на $0,5-0,7^\circ$ и угол тангажа на $\approx 1^\circ$ практически во всем диапазоне скоростей полета.

С изменением скорости полета наиболее существенное изменение продольной балансировки имеет место в диапазоне скоростей от висения до 70-80 км/ч по прибору.

При увеличении скорости от висения до 30-35 км/ч по прибору наблюдается резкое увеличение суммарного продольного момента вертолета на кабрирование, для балансировки вертолета необходимо существенно отклонять ручку управления вперед.

Максимальное балансирующее отклонение ручки управления вперед будет на скорости 40 км/ч.

При дальнейшем увеличении скорости от 40-45 км/ч до 90-100 км/ч по прибору величина кабрирующего момента уменьшается, для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонять назад.

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

Такой характер отклонения ручки управления по скорости определяется в основном изменением продольных моментов несущего винта и фюзеляжа с изменением скорости полета.

Если преобладает увеличение кабрирующих моментов, то балансирующее отклонение ручки управления вперед увеличивается, если их отношение не меняется, то не изменяется и отклонение ручки управления.

Угол тангажа вертолета определяется условием равновесия продольных сил и с увеличением скорости полета увеличивается на пикирование.

При переходе с одного режима полета к другому даже на одной скорости наблюдается разбалансировка вертолета в продольном направлении (рис. 9.15).

Наибольшая величина разбалансировки вертолета достигается при переходе с режима набора высоты на максимальной мощности двигателей к планированию на режиме самовращения несущего винта.

При переходе с режима горизонтального полета в набор высоты на скорости 120 км/ч требуется перемещение ручки управления на себя на величину $\Delta X_B \approx 20$ мм.

При переходе с режима горизонтального полета на режим самовращения несущего винта на скорости полета 140 км/ч требуется отклонение ручки управления на себя примерно на 25 мм.

Наличие груза на внешней подвеске практически не влияет на продольную балансировку вертолета на всех режимах полета.

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

Запасы продольного управления имеют наименьшее значение при движении ручки от себя на режиме горизонтального полета с максимальной скоростью, с предельно задней центровкой и при движении ручки на себя на режиме висения с предельно передней центровкой при ветре сзади

допустимой величины и составляют около пятой части полного диапазона отклонения продольного управления в ту и другую сторону.

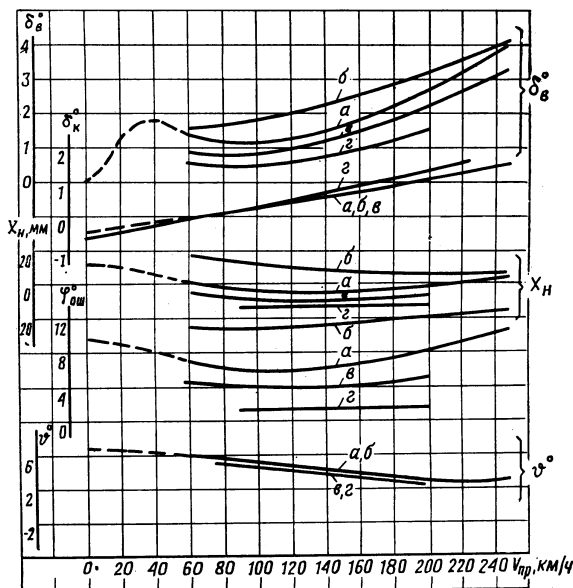


Рис. 9.15. Балансировочные кривые вертолета по скорости для различных режимов прямолинейного полета. Вес 11100 кгс, центровка 100 мм, высота полета 1000 м:

а - горизонтальный полет; б - взлетный режим двигателей; в - моторное планирование; $V_y = 5$ м/с; г - самовращение несущего винта

9.4.5. Поперечная балансировка и изменение ее по скорости.

Условиями поперечной балансировки вертолета являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной продольной оси X и равенство нулю суммы проекций сил на поперечную связанную ось координаты Z . Для горизонтального полета без крена (рис. 9.8) условия поперечной балансировки имеют такой вид:

$$\begin{aligned} (SY_T + M_{\text{поп}}) - T_{p.v} Y_{p.v} &= 0; \\ S - T_{p.v} + Z_{\phi} &= 0 \end{aligned}$$

При этом поперечным моментом от боковой силы фюзеляжа Z_{ϕ} обычно пренебрегают ввиду его относительной малости. В связи с тем что сила S расположена относительно центра тяжести на большем расстоянии, чем сила тяги рулевого винта $T_{p.v}$, и при этом еще действует поперечный момент несущего винта $M_{\text{поп}}$, то выполнить одновременно условие равновесия моментов и равновесие сил отклонением ручки управления без создания крена или скольжения не удастся.

Поэтому, выполняя поперечную балансировку, летчик поперечным отклонением ручки управления устанавливает такие величину и направление момента $(SY_T + M_{\text{поп}})$, чтобы уравновесить поперечный момент от силы тяги рулевого винта $(T_{p.v} Y_{p.v})$. При этом для выполнения условия равновесия поперечных сил он создает либо правый крен, либо левое скольжение. При левом скольжении создается боковая сила сопротивления Z_{ϕ} , а при правом

крене - проекция силы веса G_z на ось Z , которые и выполняют условия равновесия поперечных сил.

Изменение поперечной балансировки с ростом скорости полета оценивается по балансировочным отклонениям ручки управления (автомата перекоса) в поперечном направлении на разных скоростях установившегося режима полета (рис.9.13, 9.14, 9.15).

На висении вертолет балансируется только с правым креном до $2-2,5^\circ$ при отклоненной вправо ручке управления. Наличие бокового ветра на висении меняет требуемое отклонение ручки управления: ветер слева уменьшает, а ветер справа увеличивает требуемое отклонение ручки управления вправо.

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

Такой характер изменения поперечного отклонения ручки управления по скорости обусловлен тем, что с увеличением скорости полета вектор аэродинамической силы несущего винта R отклоняется вправо и возникающий при этом поперечный момент $(SY_T + M_{\text{поп}})$ значительно больше, чем требуется для уравнивания поперечного момента от силы тяги рулевого винта.

В режиме набора высоты требуемые отклонения ручки управления влево с ростом скорости полета практически такие же, как и в режиме горизонтального полета.

Максимальное отклонение ручки управления влево на вертолете Ми-8МТВ-5-1 требуется при планировании на большой скорости на режиме самовращения несущего винта.

Таким образом, минимальный запас отклонения ручки управления вправо будет на висении при допустимом ветре справа, а влево - на планировании в режиме самовращения несущего винта. Запасы поперечного управления в этих случаях достаточные.

Рассмотренные особенности поперечной балансировки относились к полету с симметричной поперечной центровкой, т. е. $Z_T = 0$.

Однако возможны случаи, когда вследствие несимметричной загрузки центровка будет смещена вправо или влево от продольной плоскости вертолета. В этом случае условие равновесия поперечных моментов будет иметь вид:

$$(SY_T + M_{\text{поп}}) - T_{p.v} Y_{p.v} \pm TZ_T = 0$$

т. е. добавится поперечный момент от силы T , равный TZ_T .

При смещении центровки к правому борту $(+Z_T)$ отклонения ручки управления вправо будут уменьшаться, так как уравнивание поперечного момента от тяги рулевого винта в этом случае будет осуществлено также и за счет момента поперечной асимметрии. При этом величина силы уменьшается и для выполнения условия равновесия поперечных сил углы крена вправо или скольжения влево будут больше, чем в полете с симметричной поперечной загрузкой.

При смещении центра тяжести вертолета к левому борту, наоборот, отклонение ручки управления вправо увеличивается, а углы крена вправо или скольжения влево меньше.

В этом случае на отдельных режимах возможен прямолинейный полет вертолета без крена и скольжения.

Поэтому в случае невозможности симметричного расположения грузов в грузовой кабине рекомендуется располагать их в сторону левого борта в пределах установленного ограничения.

9.4.6. Путевая балансировка и изменение ее по скорости. Путевая балансировка вертолета достигается при условии равенства нулю суммы моментов относительно связанной вертикальной оси координат Y .

Для горизонтального полета со скольжением (рис. 9.8) условие путевой балансировки имеет вид

$$M_p - T_{p.v} L_{p.v} \pm Z_{\phi} X_{\phi} + S X_T = 0,$$

где X_{ϕ} - расстояние от центра тяжести вертолета до точки приложения боковой силы Z_{ϕ} (на рис. 9.8 $X_{\phi} = 0$).

Суммарный момент от силы Z_{ϕ} и S очень мал по сравнению с моментом от силы $T_{p.v}$. Поэтому условие путевой балансировки можно рассмотреть в виде

$$M_p - T_{p.v} L_{p.v} = 0.$$

Путевая балансировка выполняется изменением силы тяги рулевого винта $T_{p.v}$ при отклонении педалей путевого управления. Величина балансирующего значения хода штока рулевого винта, а соответственно и отклонение педалей путевого управления будут зависеть от тех же параметров и условий полета, от которых зависят значения M_p и $T_{p.v}$.

Учитывая, что $M_p = 716,2 \frac{N_{дв}}{n_{н.в}}$, а $T_{p.v}$ в полете без скольжения пропорциональна величине шага рулевого винта (хода штока рулевого винта X_n), плотности воздуха и квадрату частоты вращения несущего винта, зависимость X_n от данной скорости для качественного анализа можно представить в виде

$$X_n = \frac{1}{K} \frac{N_{дв}}{\rho n_{н.в}^3},$$

где K - коэффициент влияния скорости полета на тягу рулевого винта. С увеличением скорости полета K увеличивается.

Наибольшая величина хода штока рулевого винта, а следовательно, и правой педали вперед имеет место на режиме висения, где потребная мощность двигателей наибольшая.

С переходом к горизонтальному полету и с ростом скорости потребная мощность двигателей уменьшается примерно до $V_{пр} = 110-120$ км/ч, а с дальнейшим увеличением скорости горизонтального полета начинает возрастать. Примерно так же изменяются с ростом скорости реактивный момент несущего винта и потребное отклонение педалей для путевой балансировки. Однако из-за увеличения эффективности рулевого винта с ростом скорости полета наименьшее потребное отклонение правой педали в горизонтальном полете наблюдается не на скоростях 110-120 км/ч, а на скоростях 170-180 км/ч. С дальнейшим увеличением скорости потребное отклонение правой педали вперед увеличивается (рис. 9.13-9.15).

При наборе высоты потребные отклонения правой педали вперед больше, чем в горизонтальном полете на той же скорости, из-за большей потребной мощности.

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.

Отклонение педалей в эксплуатационном диапазоне скоростей планирования на режиме самовращения несущего винта практически не изменяется. При переходе с режима горизонтального полета на режим набора высоты на $V_{пр}=120\text{ км/ч}$ требуется отклонить правую педаль примерно на 25 мм, а на режим самовращения несущего винта при $V_{пр}=140\text{ км/ч}$ - левую педаль вперед на 25 мм от соответствующего балансирующего положения педалей в горизонтальном полете.

Изменение продольной центровки вертолета практически не оказывает влияния на путевую балансировку.

Минимальные запасы путевого управления имеют место на висении с максимальным взлетным весом и планировании на режиме самовращения несущего винта.

Для обеспечения достаточных запасов путевого управления по правой педали на режимах висения взлетный вес вертолета необходимо определять по номограммам, представленным на рис. 1.1-1.4.

Необходимо иметь в виду, что рассмотренные особенности продольной, поперечной и путевой балансировки вертолета наиболее заметно проявляются при выполнении переходных режимов полета: взлета и посадки, разгона и торможения в горизонтальном полете, перехода с моторного полета на режим самовращения несущего винта.

9.4.7. 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.

Режимы координированных скольжений в летной эксплуатации вертолета применяются в отдельных случаях, когда необходимо сохранять прямолинейный поступательный полет (сохранение заданного курса) при наличии бокового ветра. В частности, примерами применения режимов координированного скольжения могут служить: полет строем, заход на посадку и прицеливание при наличии бокового ветра и т. д.

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

Условием боковой балансировки вертолета являются равновесие моментов относительно вертикальной и продольной осей и равновесие проекции сил на поперечную ось:

$$\Sigma M_y = 0; \Sigma M_x = 0; \Sigma F_z = 0.$$

Сумма моментов ΣM_y состоит из следующих слагаемых: реактивного момента несущего винта M_p , момента, создаваемого рулевым винтом $M_{y.p.v}$, момента планера $M_{y.pl}$ (фюзеляж, киль, шасси).

Поэтому условие $\Sigma M_y = 0$ можно записать так:

$$M_p + M_{y.p.v} + M_{y.pl} = 0$$

Аналогично этому условия $\Sigma M_x = 0$ и $\Sigma F_z = 0$ представим в таком виде:

$$M_{x.n.v} + M_{x.p.v} + M_{x.pl} = 0;$$

$$S + T_{p.v} + Z_{\phi} + G \cos \nu \sin \gamma = 0$$

или приближенно

$$S + T_{p.v} + Z_{\phi} + G_z = 0,$$

если углы ν и γ невелики.

Влияние угла скольжения на балансировку вертолета показано на рис. 9.16 и 9.17.

Вертолет Ми-8МТВ-5-1 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.

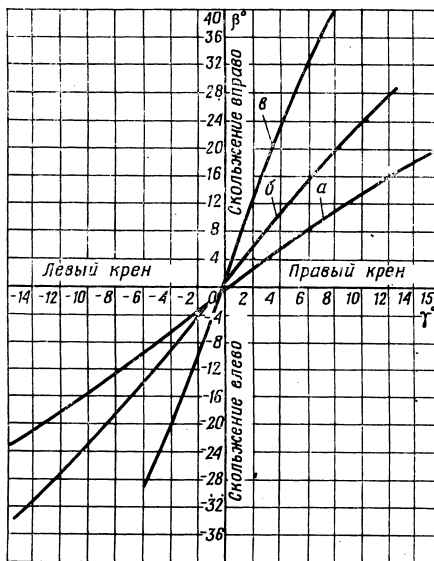


Рис. 9.16. Зависимость угла скольжения вертолета от угла крена при выполнении координированных скольжений из режимов горизонтального полета на различных скоростях: а - $V_{пр} = 250$ км/ч; б - $V_{пр} = 200$ км/ч; в - $V_{пр} = 120$ км/ч

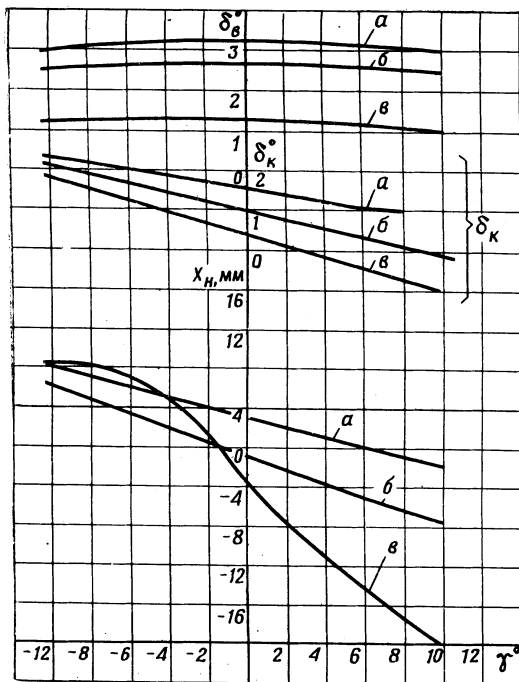


Рис. 9.17. Балансировочные кривые вертолета по углу крена при выполнении координированных скольжений из режимов горизонтального полета на различных скоростях (без спецферм). Вес 11100 кгс, центровка 100 мм, высота полета 1000 м:
а - $V_{пр} = 250$ км/ч; б - $V_{пр} = 200$ км/ч; в - $V_{пр} = 120$ км/ч

9.5. 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-8МТВ-5-1 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 аperiodический уход вертолета с режима. То есть, как и другие вертолеты, вертолет Ми-8МТВ-5-1 не обладает динамической устойчивостью во всем диапазоне скоростей полета, в том числе и на висении. Вместе с тем степень динамической неустойчивости вертолета Ми-8МТВ-5-1 вполне приемлемая, о чем говорит достаточно большое время полета вертолета с освобожденным управлением в спокойной атмосфере при достижении изменения угла крена на 10° как наиболее быстроменяющегося параметра.

Это время в полете с выключенным автопилотом составляет 10-13 с.

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

9.6. Маневренность вертолета

Способность вертолета изменять положение в пространстве, т. е. изменять скорость, высоту и направление полета, определяет его маневренность. Выполнение на вертолете пилотажа требует знания ряда особенностей, которые излагаются в данном разделе.

9.6.1. 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 стремление к снижению, которое необходимо парировать увеличением общего шага винта.

Для выполнения горизонтального разгона с предельным темпом летчик должен увеличить мощность двигателей до взлетной за время 9-10с с одновременным увеличением угла тангажа на пикирование до $15-20^\circ$. Особое внимание при этом необходимо обратить на обороты несущего винта, не допуская их выхода за допустимые минимальные значения.

В процессе дальнейшего разгона при постоянной мощности двигателей летчик поддерживает горизонтальный разгон соответствующим уменьшением угла тангажа на пикирование. Время разгона вертолета с предельным темпом в диапазоне скоростей 60-220 км/ч составляет 36-26 с. Максимальное возрастание скорости за одну секунду в среднем составляет 6-9 км/ч.

По мере увеличения скорости полета на разгоне проявляется тенденция к кренению вправо, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, что устраняется соответствующим отклонением ручки управления влево.

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

Это приведет к уменьшению пропульсивной силы и торможению.

Чем больше увеличение угла тангажа на кабрирование, тем больше потребное для горизонтального торможения уменьшение общего шага несущего винта, тем интенсивнее будет происходить торможение вертолета за счет возникновения продольной составляющей полной аэродинамической силы, совпадающей по направлению с силой вредного сопротивления.

Для выполнения интенсивного горизонтального торможения со скоростей, близких к максимальным, летчик должен увеличить угол тангажа на 10-15° от исходного значения за время примерно 8-12с с одновременным уменьшением общего шага несущего винта для сохранения заданной высоты полета. Уменьшение общего шага в этом случае может достигать до 2,5-3° по указателю. Особое внимание при этом необходимо обратить на обороты несущего винта, не допуская их выхода за допустимые максимальные значения.

В процессе дальнейшего торможения летчик выдерживает постоянство высоты соответствующим изменением угла тангажа, а при подходе к минимальной скорости в конце торможения должен увеличить мощность двигателей и уменьшить угол тангажа. Среднее время горизонтального торможения вертолета от скорости 220 до 60 км/ч с предельным темпом может достигать 28с.

На торможении по мере уменьшения скорости полета проявляется тенденция вертолета к кренению влево, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, которая парируется летчиком отклонением ручки управления вправо.

Направление полета выдерживается соответствующими отклонениями педалей.

9.7. Причины и сущность установленных в эксплуатации вертолета ограничений

9.7.1. Обоснование ограничений минимальной и максимальной скоростей полета. Обоснование рекомендуемого диапазона высот висения.

Минимальная скорость полета вертолета на высотах до 3000 м ограничена величиной 60 км/ч по следующим причинам:

- на меньших скоростях ненадежно работает указатель скорости, поскольку ПВД обдуваются потоком, сильно скошенным вниз под влиянием несущего винта;

- режимы снижения вертолета на скоростях полета от 0 до 50 км/ч с вертикальными скоростями более 4 м/с неустойчивы.

На высотах менее 110 м, когда возможна ориентировка относительно земли, в случае крайней необходимости допустим полет на меньших скоростях вплоть до висения. Однако это крайне нежелательно, так как при отказе одного и особенно двух двигателей посадка вертолета затруднена.

С высоты висения 5-10 м в зависимости от полетного веса (рис. 9.6) в случае отказа одного двигателя на скоростях 0-20 км/ч при вмешательстве в управление практически сразу же после отказа двигателя и при наличии под

вертолетом площадки, пригодной для вынужденной посадки с коротким пробегом (0-15 м), обеспечивается возможность выполнения посадки без поломки вертолета.

На высотах более 4000 м минимальная скорость увеличивается с высотой, поскольку соотношение между потребной и располагаемой мощностями не обеспечивает горизонтального полета.

Максимальные скорости полета на высотах более 1000 м ограничены из условий сохранения достаточных запасов по скорости до режимов, на которых развивается срыв потока на конце отступающей лопасти.

Известно, что при полете с поступательной скоростью отступающая лопасть обтекается потоком с меньшей скоростью, чем наступающая. Однако из условий уравнивания вертолета по крену подъемная сила лопасти по азимутам приблизительно сохраняется. Поэтому в зоне меньших скоростей увеличиваются угол атаки сечений лопасти и коэффициент подъемной силы. С увеличением скорости полета указанное различие в условиях работы наступающей и отступающей лопастей несущего винта возрастает; на некоторой скорости полета угол атаки на конце отступающей лопасти достигает критического значения, появляется срыв потока. Появление срыва потока приводит к резкому увеличению нагрузок в лонжероне лопасти и забустерной части управления несущим винтом, а также вибраций вертолета.

Средний угол атаки лопастей несущего винта увеличивается с увеличением веса вертолета и уменьшением плотности воздуха, т.е. с увеличением высоты полета и температуры наружного воздуха. Поскольку увеличение среднего угла атаки лопастей уменьшает запас по срыву потока, то с увеличением веса вертолета, высоты полета и температуры наружного воздуха уменьшается скорость полета, на которой возникает срыв.

Максимальные скорости полета, приведенные в настоящем РЛЭ, установлены с учетом запаса по срыву потока на всех установившихся режимах полета. В связи с уменьшением запасов по срыву потока с лопастей на больших высотах и больших скоростях полета нельзя допускать при этих условиях резких маневров.

9.7.2. Обоснование других ограничений. Взлетный вес ограничен величинами 11100 кгс (нормальный) и 13000 кгс (максимальный) из условий прочности агрегатов вертолета и обеспечения достаточных запасов по срыву потока на лопастях несущего винта при выполнении полета с максимальной скоростью и на маневрах.

Разрешенный взлетный вес в зависимости от техники взлета и метеорологических условий определяется по специальным номограммам, учитывающим тягу несущего винта и запасы путевого управления (рис. 1.1-1.4).

Максимальный вес груза в кабине ограничен из условий обеспечения прочности пола и условий получения взлетного веса не больше максимального.

Центровки вертолета ограничены из условий обеспечения необходимых запасов управления на всех режимах полета, а также из условий сохранения в допустимых пределах переменной составляющей изгибающего момента, действующего на вал несущего винта.

Минимальная высота и скорость полета над пересеченной местностью ограничены для исключения опасного воздействия воздушных течений на вертолет.

Максимальная угловая скорость разворота и скорость дачи правой педали при разворотах на висении ограничены из условий прочности трансмиссии рулевого винта.

Скорость ветра сбоку и сзади на режиме висения ограничена из условий обеспечения необходимых запасов управления.

Скорость ветра при раскрутке и остановке несущего винта ограничена в целях исключения ударов по упорам втулки несущего винта, а также исключения возможности ударов концами лопастей несущего винта по хвостовой балке.

Углы крена на вираже ограничены в целях обеспечения достаточных запасов по перегрузке и срыву потока на лопастях несущего винта, а также для упрощения техники пилотирования.

Максимальные и минимальные обороты несущего винта ограничены из условий прочности главного редуктора.

Вес груза и взлетный вес вертолета с грузом на внешней подвеске ограничены из условий прочности подвески, а также из условий обеспечения необходимых запасов тяги несущего винта.

9.7.3. Ограничение темпа изменения угла тангажа и необходимость сохранения постоянным общего шага несущего винта (НВ) при выполнении пикирования определены по следующей причине: при вводе вертолета в пикирование в результате резкой отдачи ручки управления от себя вертикальная перегрузка уменьшается до околонулевых значений, что приводит к уменьшению угла конусности и, как следствие, к уменьшению зазора между НВ и верхней частью кабины экипажа. Уменьшению зазора способствует и перемещение вниз рычага шаг-газ в процессе ввода в пикирование из-за уменьшения угла взмаха лопастей НВ. С целью исключения опасного сближения лопастей с передней частью фюзеляжа не допускать резкого ввода в пикирование и изменение общего шага несущего винта на пикировании.

9.8. Пояснение рекомендаций летчику по действиям при особых случаях в полете

9.8.1. Отказ в полете одного двигателя. Вертолет с одним отказавшим двигателем и другим двигателем, работающим на чрезвычайном режиме, может продолжать горизонтальный полет с полетными весами, указанными на рис. 9.18. Если при этом включена противообледенительная система двигателя, то вследствие снижения мощности двигателя при отборе от него воздуха вес вертолета, при котором обеспечивается горизонтальный полет на одном двигателе, уменьшается на 400-500 кгс. Полет на одном двигателе нужно выполнять на скорости 120 км/ч, при которой потребная мощность минимальна. В связи с тем что время непрерывной работы двигателя на чрезвычайном режиме ограничено 6 мин, а полет на номинальном режиме может происходить со снижением, после отказа одного двигателя необходимо подобрать площадку и выполнить посадку по-самолетному с одним работающим двигателем.

В случае невозможности произвести безопасную посадку в течение 6 мин работы двигателя на чрезвычайном режиме использовать запас высоты и выполнять полет в течение 5 мин на номинальном режиме, после чего снова перевести двигатель на чрезвычайный режим. Если это окажется невозможным из-за рельефа местности и запаса высоты, необходимо использовать вплоть до посадки повышенные режимы работающего двигателя.

9.8.2. Отказ в полете двух двигателей. В случае отказа в полете двух двигателей полет и посадка могут продолжаться только на режиме самовращения несущего винта.

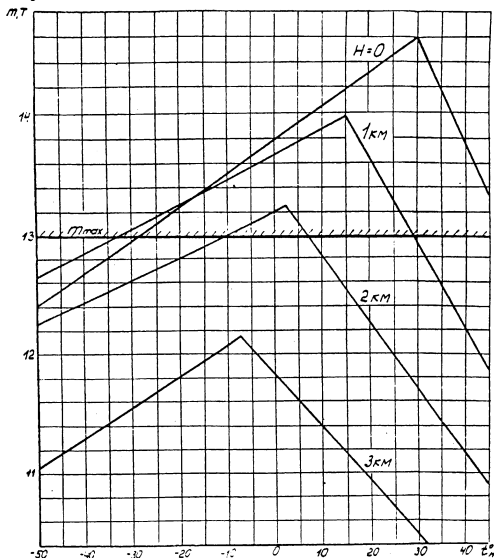


Рис. 9.18. Зависимость полетного веса вертолета от температуры наружного воздуха при условии обеспечения горизонтального полета на $V_{np}=120$ км/ч при отказе одного двигателя и работе другого двигателя на чрезвычайном режиме

Характеристика самовращения в виде зависимости вертикальной скорости от скорости полета приведена на рис. 9.19. Согласно этой характеристике минимальная вертикальная скорость имеет место при скоростях полета 140-150 км/ч, а минимальный угол наклона траектории - на скоростях 180-190 км/ч. Поэтому при необходимости получить максимальный пройденный путь для обеспечения безопасной посадки необходимо планирование с высоты 2000 м выполнять на скорости 180 км/ч; если же задача получения максимальной дальности планирования не ставится, то скорость полета на режиме самовращения рекомендуется выдерживать 140 км/ч.

При переходе на режим самовращения после отказа двигателей необходимо иметь в виду следующие обстоятельства. Сразу же после отказа двигателей начинает быстро уменьшаться скорость вращения несущего винта и, если летчик промедлит с уменьшением общего шага, обороты

несущего винта могут стать меньше минимально допустимых (88% по тахометру).

После отказа двигателей пропадает реактивный момент несущего винта и вертолет разбалансируется в путевом отношении. Для восстановления балансировки необходимо дать левую ногу. Кроме того, после уменьшения общего шага ручку управления необходимо немного отклонить на себя.

В процессе планирования при положении ручки общего шага на нижнем упоре возможно возрастание оборотов несущего винта выше рекомендованных 100%, особенно при выполнении торможения путем отклонения ручки управления на себя. Для снижения оборотов несущего винта необходимо несколько увеличить общий шаг.

Наиболее сложной частью посадки с режима самовращения являются координация отклонения ручки управления от себя и увеличение общего шага, поскольку слишком раннее выравнивание вертолета и подрыв ведут к израсходованию кинетической энергии винта до касания земли вертолетом и к последующему увеличению вертикальной скорости до момента приземления.

Слишком позднее выравнивание грозит разрушением хвостовой опоры, рулевого винта и хвостовой балки. Слишком поздний подрыв не позволяет полностью использовать кинетическую энергию несущего винта и погасить вертикальную скорость планирования.

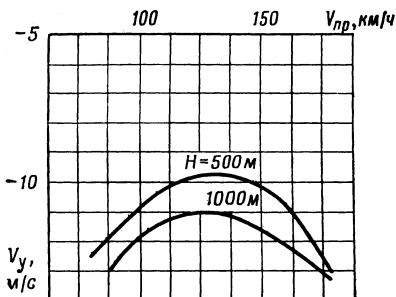


Рис. 9.19. Вертикальные скорости снижения на режиме самовращения несущего винта (без спецферм)

Правильное выполнение посадки с режима самовращения позволяет приземлить вертолет с малой вертикальной и горизонтальной составляющими скорости.

9.8.3. Отказ путевого управления. Если в результате отказа путевого управления не изменяется шаг рулевого винта, а привод исправен, уравнивание вертолета возможно:

а) путем изменения момента рыскания за счет скольжения вертолета (например, правое скольжение дает момент, разворачивающий вертолет вправо);

б) путем изменения реактивного момента несущего винта за счет изменения мощности двигателя (горизонтальной или вертикальной скорости полета).

При увеличении мощности двигателей вертолет разворачивается влево, а при уменьшении - вправо.

Посадка вертолета выполняется по-самолетному.

Если в результате отказа путевого управления нарушен привод рулевого винта, то рулевой винт не может уравновесить реактивный момент несущего винта. Поэтому реактивный момент должен быть уменьшен за счет сброса общего шага и перевода двигателей на режим малого газа. Полет необходимо продолжить на режиме самовращения, балансируя вертолет в путевом отношении за счет скольжения и, если вертолет разворачивается вправо, за счет увеличения мощности двигателя. Посадку также необходимо выполнять на режиме самовращения с поступательной скоростью. Перед посадкой после уточнения расчета выключить двигатели.

9.8.4. Самопроизвольное вращение вертолета влево при взлете или посадке. Основными причинами возникновения самопроизвольного вращения вертолета при выполнении взлета или посадки по-вертолетному являются:

- вес вертолета более предельно допустимого, установленного Руководством по летной эксплуатации вертолета;

- потеря оборотов несущего винта ниже установленных настоящим РЛЭ.

Сопутствующей причиной является наличие правого бокового или попутного ветра.

Самопроизвольное вращение вертолета влево возникает из-за недостатка тяги рулевого винта.

Нарастание угловой скорости вращения объясняется тем, что рулевой винт при ветре справа или слева сзади попадает в поток от несущего винта, при этом тяга рулевого винта падает. С началом вращения рулевой винт попадает в режим "вихревого кольца", при этом величина тяги РВ еще более падает, а угловая скорость вращения увеличивается.

Для предотвращения попадания вертолета в самопроизвольное вращение при взлете и посадке по-вертолетному летчик должен:

- перед полетом тщательно определить предельно допустимый взлетный (посадочный) вес по номограммам и сравнить его с фактическим весом вертолета, особенно при выполнении полетов на высокогорных площадках и в условиях повышенных температур наружного воздуха;

- взлет и посадку производить против ветра;

- не допускать уменьшения оборотов несущего винта менее установленных настоящим РЛЭ.

9.8.5. "Вихревое кольцо" При выполнении моторного снижения на скоростях менее 40 км/ч возможно попадание в режим "вихревого кольца", если вертикальная скорость снижения более 4 м/с. Режим вихревого кольца это самопроизвольное увеличение вертикальной скорости снижения до 20 м/с. Вертолет как бы "проваливается", резко возрастают отклонения педалей и ручки управления в обоих направлениях, появляются "броски" вертолета по крену, тангажу и курсу.

Учитывая, что показания указателя скорости, на скоростях менее 60 км/ч неустойчивые, летчик должен строго контролировать значения вертикальной скорости снижения. В случае попадания в режим "вихревого кольца" вывод из него производить путем увеличения воздушной скорости полета и мощности двигателей.

Потеря высоты при выходе из режима "вихревого кольца" зависит от:

- исходной скорости полета в момент входа в режим "вихревого кольца". Чем больше скорость, тем меньше потеря высоты;
- величины вертикальной скорости снижения к началу выхода из режима "вихревого кольца" и веса вертолета. Чем больше скорость и вес, тем больше потеря высоты;
- высоты полета и температуры наружного воздуха на высоте полета.

9.9. Колебания вертолета

9.9.1. Земной резонанс - это поперечные колебания вертолета на шасси при работающем несущем винте, сопровождающиеся отклонениями лопастей относительно вертикальных шарниров.

Колебания типа земного резонанса, как правило, отсутствуют на всех режимах эксплуатации вертолета на земле. Возникновению таких колебаний способствуют сильный начальный толчок, большое отклонение ручки управления от нейтральной, снижающее демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров, а также снижение демпфирования в стойках шасси при стоянке или пробеге на необжатых стойках шасси. Поэтому при появлении усиливающихся боковых колебаний вертолета на земле необходимо энергично сбросить общий шаг и убрать коррекцию, что приводит к обжатию основных стоек шасси, увеличению в них демпфирования и падению оборотов несущего винта; ручку управления нужно поставить в нейтральное положение, что приводит к увеличению демпфирования лопастей за счет действия демпферов, установленных на вертикальных шарнирах. Если колебания вертолета не прекращаются, необходимо выключить двигатели.

9.9.2. Круговые колебания с частотой, равной частоте вращения несущего винта (3,2 Гц), могут быть вызваны неотрегулированностью конуса вращения несущего винта или статической несбалансированностью лопастей несущего винта вследствие попадания влаги в хвостовые отсеки. Колебания устраняются путем регулировки соконусности несущего винта и удаления влаги из лопастей в соответствии с настоящим РЛЭ.

9.9.3. Низкочастотные вертикальные колебания с частотой 3,2-3,7 Гц на режимах висения, малых скоростей, набора высоты, возникающие при включенном автопилоте. Указанные колебания возникают на вертолетах с повышенными люфтами и пониженным трением в системе продольного управления и завышенными передаточными числами и коэффициентом усиления автопилота. В случае их возникновения нужно немедленно выключить автопилот и плавно изменить режим полета. После полета нужно произвести проверку регулировки передаточных чисел и коэффициентов усиления автопилота, а также проверить люфты в управлении согласно настоящего РЛЭ.

На некоторых вертолетах в полете на скоростях более 120 км/ч возможно возникновение низкочастотных вертикальных колебаний.

Факторами, способствующими возникновению этих колебаний являются:

– собственные незначительные упругие колебания фюзеляжа вертолета, которые воспринимаются датчиками автопилота, и через органы управления воздействуют на фюзеляж, увеличивая колебания вертолета;

– собственные вертикальные колебания фюзеляжа вертолета, которые через пол кабины экипажа - кресло - руку летчика приводят к непроизвольному продольному перемещению ручки управления (при нажатой кнопке фрикциона - и к перемещению рычага общего шага), что "возбуждает" проводку управления и усиливает колебания фюзеляжа вертолета.

9.9.4. Поперечные колебания с низкой частотой 4-4,5 Гц, которые являются повышенными по сравнению с обычными и проявляются в основном на режиме моторного планирования, устраняются путем скольжения, соответствующего примерно одному диаметру шарика по указателю скольжения. Возможной причиной указанных колебаний может быть пониженное демпфирование демпферов несущего винта, вызванное воздушными пробками, которые устраняются путем прокачки демпферов.

9.9.5. Низкочастотные (2,65 Гц) колебания, воспринимаемые как биения, на режимах висения и горизонтального полета могут быть вызваны разбалансировкой рулевого винта, связанной с попаданием влаги в лопасти, или механическими повреждениями. Колебания устраняются путем удаления влаги и восстановления балансировки рулевого винта.

9.9.6. Колебания с лопастной частотой 16 Гц, превышающие обычный уровень и интенсивно нарастающие с увеличением скорости полета до максимальной, могут быть вызваны некачественной регулировкой несущего винта или неблагоприятным сочетанием характеристик несущего винта и фюзеляжа. Если после регулировки соконусности несущего винта уровень колебаний не снижается, рекомендуется установить на данный вертолет другой комплект лопастей, а данный комплект использовать на другом вертолете.

«Ввести в действие»
КОМАНДИР ВОЙСКОВОЙ ЧАСТИ 92501
генерал-полковник

В.ПАВЛОВ
«11 » марта 2000 г.

«Утверждаю»
КОМАНДИР ВОЙСКОВОЙ ЧАСТИ 22737
полковник

Ю.РЕСНИЦКИЙ
« » 2000 г

ДОПОЛНЕНИЕ
к Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ,
книга I, Воениздат, 1982
(Для вертолетов Ми-8МТВ-5-1)

«Согласовано»
НАЧАЛЬНИК УПРАВЛЕНИЯ ВОЙСКОВОЙ ЧАСТИ 22737
полковник Н. КОЛПАКОВ
«7» июня 2000 г.

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЕТЕ	5
1.1. Основные конструктивные доработки и изменения	5
1.2. Основные тактико-технические данные	5
1.3. Материалы для инженерно-штурманского расчета полета	6
2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	6
2.1. Ограничения при полете с грузом на внешней подвеске	6
2.2. Ограничения при десантировании с использованием спусковых устройств СУ-Р	6
2.3. Ограничения при выполнении полета ночью с применением очков ОВН-1	6
2.4. Временные ограничения	7
3. ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ	7
3.1. Предполетный осмотр вертолета	7
3.2. Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа	7
3.3. Проверка готовности вертолета к полету ночью	7
4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА НОЧЬЮ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОЧКОВ ОВН-1	8
4.1. Особенности при выполнении полета с применением ОВН-1	8
4.2. Подготовка к рулению и руление	9
4.3. Висение и взлет	9
4.4. Разгон и набор высоты	9
4.5. Горизонтальный полет	9
4.6. Заход на посадку и посадка	9
4.7. Полет на поиск объектов спасения	10
4.8. Особенности выполнения полётов над водной поверхностью (реки, озера, болота)	10
4.9. Порядок применения ОВН-1 членами экипажа в полете	11
5. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ	11
5.1. Особенности при перевозке людей и грузов внутри грузовой кабины.	11
5.2. Перевозка грузов на внешней подвеске. Осмотр и проверка работоспособности системы внешней подвески перед полетом	12
5.3. Десантирование с использованием спусковых устройств СУ-Р	14
6. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ	17
6.1. Неисправности редукторов	17
6.2. Действия экипажа при возникновении особых случаев в полете с применением очков ОВН-1	18
6.3. Отказ очков ОВН-1	18
6.4. Усложнение условий полета с применением очков ОВН-1	19
6.5. Вынужденное покидание вертолета	19
7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ	19
8. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА	21

8.1. Основные геометрические данные вертолета	21
8.2. Грузовая аппарель	22
8.3. Топливная система	24
8.4. Система внешней подвески	25
8.5. Оборудование для десантирования с использованием спусковых устройств СУ-Р	26
8.6. Система омыва лобовых стекол кабины экипажа	26
8.7. Светотехническое оборудование	27
8.8. Приборное оборудование	27
8.9. Очки ночного видения ОВН-1	28
8.10. Радиолокационная станция 2А-813Ц	30
9. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА	33

При выполнении полетов на вертолете Ми-8МТВ-5 руководствоваться Инструкцией экипажу вертолета Ми-8МТ, книга I, Воениздат 1982, Дополнением к Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ для вертолетов Ми-8МТВ-3 и настоящим Дополнением.

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЕТЕ

Вертолет Ми-8МТВ-5 предназначен для перевозки людей и различных грузов в грузовой кабине, транспортировки крупногабаритных грузов на внешней подвеске, а также для решения других специальных задач.

1.1. Основные конструктивные доработки и изменения

На вертолете выполнены следующие основные конструктивные доработки и изменения:

- увеличена ширина сдвижной двери по левому борту грузовой кабины;
- установлена сдвижная дверь по правому борту грузовой кабины;
- установлена аппарель с гидравлической системой управления, вместо грузовых створок;
- увеличены размеры проема люка внешней подвески;
- установлена внешняя подвеска увеличенной (до 4000 кгс) грузоподъемности с двумя замками ВТ-ДГ6 и электрическим весоизмерительным устройством «Вектор»;
- увеличена емкость подвесных топливных баков с ППУ (левый –1090 л, правый – 1070 л);
- установлены два дополнительных топливных бака с ППУ под потолком грузовой кабины емкостью 895 л каждый;
- приемники ПВД установлены над кабиной экипажа;
- керосиновый обогреватель установлен снаружи фюзеляжа по правому борту (шп.2...8) на уровне потолочной панели грузовой кабины;
- установлены сидения для перевозки в грузовой кабине 36 (вместо 31) десантников. Посадка и высадка десантников обеспечивается с трех сторон одновременно;
- установлен узел крепления спускового устройства СУ-Р для десантирования через правый дверной проем;
- установлен метеолокатор 8А-813Ц вместо 8А-813К;
- установлена система зеленого подсвета (вместо красного) приборных досок, панелей, пультов и доработано внутреннее светосигнальное оборудование (полный перечень доработок по светотехническому и приборному оборудованию приведен в подразд. 8.7 и 8.8);
- доработана электросхема системы постоянного тока вертолета для обеспечения питания ОВН-1 командира экипажа и летчика-штурмана;
- установлена спиртовая система омыва обогреваемых лобовых стекол кабины экипажа (полная емкость бака – 18 л);
- установлены дополнительные противобликовые козырьки на пульта, щитки и приборы;
- окрашены черной матовой эмалью внутренняя поверхность кабины экипажа, приборные доски, лицевые поверхности пультов и щитков.

Компоновка доработанных приборных досок, пультов и щитков в кабине экипажа приведена на рис. 3...15.

1.2. Основные тактико-технические данные

Максимальное количество десантников, перевозимых в грузовой кабине 36 чел.

Максимальный вес груза, транспортируемого на внешней подвеске 4000 кгс

Максимальная длина внешней подвески, с учетом длины грузовых строп 69 м

Практическая дальность полета на высоте 500 м на крейсерской скорости при полной заправке основных топливных баков (1996 кгс) с 5 % остатком топлива и выключенной ПОС:

при взлетном весе 11100 кгс		690 км	при взлетном весе 13000 кгс		590 км	с одним полностью заправленным дополнительным баком (полный запас при заправке 2690 кгс).....	830 км
-----------------------------	-------	--------	-----------------------------	-------	--------	---	--------

с двумя полностью заправленными дополнительными баками
(3383 кгс) 1085 км
с тремя полностью заправленными дополнительными баками (4077 кгс
) 1355 км
с четырьмя дополнительными баками (4524 кгс) .. 1535 км

Примечания: 1. Все дальности полета с заправленными дополнительными топливными баками приведены для взлетного веса вертолета 13000 кгс.
2. Дальность с четырьмя дополнительными баками определена при неполной заправке двух верхних баков (по 570 кгс или по 735 л в каждом) при которой взлетный вес вертолета равен 13000 кгс.

1.3. Материалы для инженерно-штурманского расчета полета

Таблица 1

**Вместимость топливной системы
и полный запас топлива**

Баки	Вместимость, л	Полный запас топлива при заправке, кгс	
		ТС-1 или Т-7 плотностью 0,775 кг/л	Т-1 плотностью 0,800 кг/л
Основные (расходный и подвесные увеличенной емкости)	2575	1996	2060
Основные и один дополнительный	3470	2690	2776
Основные и два дополнительных	4365	3383	3492
Основные и три дополнительных	5260	4077	4208
Основные и четыре дополнительных (два на потолок)	6155	4770	4924

2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. Ограничения при полете с грузом на внешней подвеске

2.1.1. Максимальный вес груза, транспортируемого на внешней подвеске, 4000 кгс.

2.1.2. Предельный вес вертолета (включая вес груза) определяется для фактических условий взлета и посадки по номограммам рис. 1 и 2 Дополнения к ИЭ для вертолетов Ми-8МТВ-3, но во всех случаях не должен превышать 13000 кгс.

2.1.3. Максимально допустимая скорость полета вертолета, при транспортировке груза весом более 3000 кгс, выбирается в зависимости от поведения груза и исключения касания центрального троса о кромки люка внешней подвески, но не должна превышать скоростей, указанных в табл. 2 Дополнения к ИЭ для вертолетов Ми-8МТВ-3 и во всех случаях должна быть не более 200 км/ч.

2.1.4. Максимальный угол крена при выполнении разворотов и виражей, в полете с грузом на внешней подвеске более 3000 кгс, должен быть не более 15°.

2.2. Ограничения при десантировании с использованием спусковых устройств СУ-Р

2.2.1. Максимальное количество десантников — не более 20 чел.

2.2.2. Вес спускаемого десантника или груза — не более 100 кгс.

2.2.3. Спуск десантников выполнять только на режиме висения, против ветра, на высоте не более 45 м, при этом скорость ветра не должна превышать 10 м/с.

2.2.4. При спуске десантников на лес расстояние между вертолетом и верхушками деревьев должно быть не менее 10 м.

2.3. Ограничения при выполнении полета ночью с применением очков ОВН-1

2.3.1. Минимальная истинная высота полета относительно рельефа местности — 50 м, но не менее 20 м над препятствиями.

2.3.2. Максимально допустимые углы крена вертолета — 20°.

2.4. Временные ограничения

До проведения летных испытаний по оценке условий парашютного десантирования через увеличенный проем левой и проем правой дверей выполнение парашютных прыжков из грузовой кабины вертолета запрещается.

3. ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ

3.1. Предполетный осмотр вертолета

3.1.1. Бортовому технику:

- проверить надежность закрытия радиопрозрачного носового обтекателя;
- осмотреть правую и левую сдвижные двери и убедиться в надежности фиксации их в закрытом положении;
- проверить надежность закрытия аппарели и ее замков;
- проверить уровень АМГ-10 в баке гидросистемы аппарели (уровень масла должен находиться между верхней и нижней рисками масломерного стекла) и нет ли течи жидкости;
- осмотреть дополнительные топливные баки в грузовой кабине и проверить надежность их крепления (если они установлены);
- проверить уровень спирта в баке системы омыва лобовых стекол кабины экипажа; осмотреть внешнее состояние агрегатов и трубопроводов системы омыва;
- проверить отсутствие подтекания спирта;
- проверить чистоту остекления кабины экипажа и отверстий в распылителях спирта.

3.1.2. Командиру экипажа проверить:

- состояние крепления дополнительных топливных баков (если они установлены) и нет ли течи топлива;
- надежность закрытия аппарели и её замков.

3.2. Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа

3.2.1. Бортовому технику проверить работоспособность системы омыва стекол, для чего:

- включить АЗС-ы ОМЫВ СТЕКОЛ на правой боковой панели электропульты и СТЕКЛООЧИСТИТ. ЛЕВЫЙ-ПРАВЫЙ на правой панели АЗС;
- открыть два перекрывных крана, установленных возле правого нижнего угла правой приборной доски;
- установить переключатели СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ на левом и правом щитках электропульты в положение ПУСК и нажать кнопку ОМЫВ СТЕКОЛ на центральном пульте. Проконтролировать подачу спирта на оба стекла и автоматическое отключение насоса через 10 с;
- выключить стеклоочистители и закрыть перекрывные краны.

Предупреждение: Не допускать работы стеклоочистителей по сухим стеклам.

3.2.2. При подготовке к полету, в котором предполагается подъем грузов или людей на борт с помощью бортовой стрелы, бортовому технику произвести осмотр и проверку работоспособности бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-300 в соответствии с разделом 5.2 Дополнения к ИЭ для вертолета Ми-8МТВ-3.

3.2.3. При подготовке к полету в котором предусматривается перевозка людей, грузов или техники внутри грузовой кабины с погрузкой и выгрузкой их через выпущенную аппарель, бортовому технику произвести осмотр и проверку работоспособности гидросистемы выпуска и уборки аппарели в соответствии с подразделом 8.2 настоящего Дополнения.

3.3. Проверка готовности вертолета к полету ночью

3.3.1. При подготовке к полету всем членам экипажа необходимо выполнить индивидуальную подгонку очков в соответствии с подразделом 8.9.5 настоящего Дополнения.

3.3.2. При предполетном осмотре вертолета бортовому технику проверить уста-

новку рулевой фары ФР-100 на угол 30...40° вниз.

3.3.3. При осмотре и предполетной подготовке кабины экипажа:

а) всем членам экипажа:

- произвести индивидуальную подгонку очков ОВН-1 (если она не была произведена ранее) и проверить их работоспособность в соответствии с подразделом 8.9.5;

- отрегулировать необходимую яркость подсвета приборных досок, пультов на своих рабочих местах реостатами ПОДСВЕТ ГРУППА 1, 2, установленными соответственно на левой и правой боковых панелях электропульта и в проеме входной двери в кабину экипажа, справа;

б) летчику-штурману:

- включить подсвет компаса КИ-13 выключателем ПОДСВЕТ КИ-13 на правой боковой панели электропульта;

- отрегулировать яркость свечения светосигнальных табло реостатом ТАБЛО НОЧЬ-ДЕНЬ на правой боковой панели электропульта;

в) бортовому технику:

- оказать помощь летчикам (при необходимости) в подгонке и подключении к бортовому электропитанию очков ОВН-1;

- зафиксировать в рабочем положении противобликовые козырьки на приборных досках и центральном пульте.

4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА НОЧЬЮ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОЧКОВ ОВН-1

Перед выполнением полетов с применением ОВН-1 экипаж должен детально изучить рельеф местности и расположение естественных и искусственных препятствий в зоне взлета и посадки, по заданному маршруту в полосе по 10 км в обе стороны от оси маршрута и в районе поиска целей. Расположение препятствий, влияющих на безопасность полета, и их высоту нанести на полетную карту.

4.1. Особенности при выполнении полета с применением ОВН-1

При выполнении полета с применением ОВН-1 необходимо учитывать следующие особенности:

- пилотировать вертолет необходимо более плавно, чем без очков. Начало и окончание маневров контролировать по показаниям приборов, быть постоянно готовым к переходу на пилотирование по приборам. В процессе выполнения маневров пространственное положение вертолета по внекабинной информации периодически контролировать по показаниям пилотажно-командных приборов;

- при попадании вертолета в облака, также как и при полете без очков, видимость внекабинного пространства исчезает, а в осадках (снег, дождь) — резко ухудшается;

- включение рулевой фары при низком уровне ночной освещенности улучшает видимость внекабинного пространства при рулении, взлете и посадке;

- включение фар при наличии осадков, тумана, пыли, «снежного вихря» от несущего винта при рулении, взлете и посадке, приводит к образованию «экрана» и ухудшению видимости внекабинного пространства;

- включение БАН-45 улучшает видимость внекабинного пространства через очки при рулении, взлете и посадке, особенно при ЕНО менее 5×10^{-3} лк;

- включение проблескового маяка МСЛ-3 создает помехи в очках членов экипажа, поэтому включать его не рекомендуется;

- ОВН-1 позволяют наблюдать метеорологические образования в виде облаков, осадков и приземного тумана;

- очки при визуальном полете обеспечивают наблюдение линии естественного горизонта;

- в случае попадания в поле зрения очков интенсивного источника света затрудняется наблюдение внекабинного пространства, уменьшается дальность обнаружения препятствий, объектов поиска и спасения. После поворота головы и выхода источников света из поля зрения очков возможность просмотра внекабинного пространства полностью восстанавливается. При продолжительном просмотре

ре внекабинного пространства в направлении мощного источника света происходит повышенная утомляемость глаз летчика.

4.2. Подготовка к рулению и руление

Перед выполнением руления командиру экипажа и летчику-штурману включить бортовое электропитание очков, снять защитные крышки, перевести очки в рабочее положение, осмотреть внекабинное пространство и убедиться в отсутствии препятствий на пути руления. При необходимости произвести диоптрийную подрегулировку окуляров, подрегулировку яркости подсвета приборных досок и пультов и яркости свечения светосигнальных табло.

Руление по неосвещенной поверхности выполнять с выключенными фарами или с включенной рулежной фарой. При этом скорость руления вертолета и расстояние до ориентиров, определяемые визуально с помощью ОВН-1, являются меньше фактических.

На рулении, а также на всех этапах полета, экипажу, при необходимости, включать систему омыва лобовых стекол.

4.3. Висение и взлет

Висение и взлет с применением очков практически не отличаются от висения и взлета ночью с использованием фар.

Распределение внимания не отличается от дневного, но необходимо иметь в поле зрения очков несколько контрастных ориентиров на фоне подстилающей поверхности.

Высота до 10 м на висении в полете воспринимается уменьшенной на 1...1,5 м. С увеличением высоты ошибка возрастает, поэтому необходимо периодически контролировать высоту по указателю радиовысотомера.

Взлет, в зависимости от уровня ЕНО, производить с выключенными фарами или с включенной рулежной фарой.

4.4. Разгон и набор высоты

Разгон и набор высоты производить более плавно, чем днем, особое внимание уделять выдерживанию необходимого угла тангажа. На высоте 30...50 м выключить рулежную фару (если она была включена).

Очки позволяют наблюдать динамику роста скорости и высоты полета по наземным ориентирам, обнаруживать и распознавать препятствия на безопасном удалении.

При увеличении высоты более 30 м происходит плавное снижение контрастности подстилающей поверхности.

4.5. Горизонтальный полет

Горизонтальный полет с применением ОВН-1 выполнять на истинных высотах относительно рельефа местности не менее 50 м, но не менее 20 м над препятствиями.

Выдерживание высоты полета осуществлять визуально с периодическим контролем по радиовысотомеру.

Оптимальными скоростями полета, из условия обеспечения наблюдения рельефа местности и обхода естественных и искусственных препятствий, являются:

— на высотах более 100 м —100...220 км/ч,

— на высотах 50...100 м —100...180 км/ч.

Развороты и виражи выполнять с креном не более 20°.

При обнаружении по курсу препятствий, превышающих высоту полета, обойти их стороной на безопасном удалении или выполнить облет с набором высоты.

4.6. Заход на посадку и посадка

Порядок выполнения захода на посадку и посадки ночью с применением очков на освещенную и неосвещенную ВПП, на необорудованную и неосвещенную площадку практически не отличается от порядка их выполнения без очков.

Дальность обнаружения неосвещенной ВПП составляет в зависимости от внешних условий от 1500 до 500 м.

Стартовые огни ухудшают видимость поверхности ВПП, но выполнение посадки при этом обеспечивается. Уменьшение высоты зависания перед посадкой снижает это воздействие.

Самостоятельный подбор с воздуха площадки для посадки вне аэродрома выполнять при полете на высоте 100...150 м и скорости 100...120 км/ч. На указанной

высоте выбранная площадка будет просматриваться в общих чертах. Для детального осмотра площадки и оценки возможности выполнения безопасной посадки выполнить пролёт над выбранной площадкой на высоте, превышающей высоту препятствий на 20...30 м и скорости 80...100 км/ч. Направление и скорость ветра определять с помощью ДИСС.

После выбора площадки выход на посадочную прямую выполнять с таким расчётом, чтобы удаление до площадки составляло 1,5...2 км, высота 50...100 м, поступательная скорость 100...120 км/ч.

С высоты 50...100 м, не допуская резкого изменения угла тангажа, приступить к плавному гашению поступательной скорости с таким расчётом, чтобы на высоте 60...50 м она составила 70...50 км/ч. Вертикальная скорость на снижении 1,5...2 м/с. На высоте 70...50 м командиру экипажа, при необходимости, включить рулежную фару.

Зависание перед посадкой выполнить на высоте 3...5 м, а при наличии препятствий на подходах к площадке — на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 10 м.

После зависания определить пригодность площадки и принять решение на выполнение посадки.

При заходе на посадку и посадке с применением ОВН-1 необходимо учитывать следующие особенности:

- с помощью очков можно обнаружить и распознать площадку, определить ее размеры, наличие и высоту препятствий на подходах к ней, а также состояние поверхности площадки и наличие на ней уклонов;
- отклоняемые потоком воздуха от несущего винта ветви деревьев, кустарник, трава создают иллюзию смещения вертолета, для выдерживания места висения в таких условиях необходимо иметь в поле зрения очков 2...3 контрастных ориентира на поверхности площадки;
- при однородной подстилающей поверхности площадки и отсутствии контрастных ориентиров на ней, выдерживание места висения затруднено.

4.7. Полет на поиск объектов спасения

Полет на поиск объектов спасения выполнять в соответствии с рекомендациями раздела 4.15 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ и п. 4.5 настоящего Дополнения.

Выход в район поиска, поиск и обнаружение объектов производить в соответствии с Наставлением по авиационной поисково-спасательной службе (НАПСС).

Поиск и обнаружение объектов выполнять на высоте 50...150 м и скорости полета 100...120 км/ч.

Поиск объекта выполняется всеми членами экипажа с использованием очков. При этом возможность обнаружения одиночного объекта зависит от уровня ЕНО, контрастности объекта, метеоусловий, характера подстилающей поверхности и рельефа местности в районе поиска.

После обнаружения объекта спасения произвести подбор площадки и посадку в соответствии с п. 4.6 настоящего Дополнения.

Если условия местности не позволяют произвести посадку, то подъем объекта спасения выполнить на режиме висения.

Для выполнения подъема объекта на режиме висения, при помощи бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-300, выполнить зависание над объектом против ветра, на высоте 6...50 м (оптимальная высота висения 25...30 м). При наличии окружающих препятствий зависание выполнить на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 10 м. Высота подъема и опускания объекта спасения не должна превышать 50 м (максимальная длина троса лебедки ЛПГ-300 — 60 м).

Подъем объекта спасения произвести в соответствии с рекомендациями, приведенными в подразделом 5.2 Дополнения к ИЭ для вертолетов Ми-8МТВ-3.

Корректировку места висения вертолета выполняет бортовой техник с применением очков ОВН-1, при питании их от резервных аккумуляторов или, при необходимости, с применением фары. При этом для лучшего обзора местности и объекта спасения бортовому технику голову и корпус тела можно выводить за проем входной двери (до натяжения троса страховочного пояса) держась правой или левой рукой за поручень над левым входным проемом.

4.8. Особенности выполнения полётов над водной поверхностью (реки, озера, болота)

Полёты над водной поверхностью ночью с применением ОВН-1 разрешается вы-

полнять лётному составу, имеющему опыт полётов над водной поверхностью.

Полёты с висением над водной поверхностью экипаж должен выполнять в индивидуальных средствах спасения. При этом на борту вертолета должны находиться групповые средства спасения.

Предупреждения: 1. Выполнение спасательных работ ночью с применением ОВН-1 над водной поверхностью при отсутствии видимости береговой черты, ориентиров на воде или объекта спасения, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. Выполнение спасательных работ ночью с применением ОВН-1 над морем ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Радиотехнический поиск объектов спасения выполнять в соответствии с разделом 4.15 Инструкции экипажу вертолёт Ми-8МТ.

Визуальный поиск, с применением очков, осуществлять при полёте на высоте 50...150 м по радиовысотомеру и скорости по прибору 100...120 км/ч. Задатчик опасной высоты при этом должен быть установлен на 40 м.

Заход для зависания выполнять с удаления 2...2,5 км против ветра. Задатчик опасной высоты перед заходом должен быть установлен на 5 м ниже выбранной высоты висения. С высоты 100 м начать плавное гашение поступательной скорости с таким расчётом, чтобы на высоте 60...50 м она составила 70...50 км/ч.

Вертикальная скорость на снижении 1,5...2 м/с на высоте 70...50 м включить рулежную фару. Не допуская резкого изменения угла тангажа, выполнить зависание над объектом спасения по командам бортового техника.

Высоту висения выбирать из условий минимального влияния воздушного потока от несущего винта на объект спасения и четкой видимости объекта спасения бортовым техником с применением ОВН-1.

Минимальная высота висения, из условия незаливаемости водой остекления кабины экипажа и двигателей, должна составлять:

- при скорости ветра менее 5 м/с — 25 м;
- при скорости ветра 5...12 м/с — 20 м;
- при скорости ветра более 12 м/с — 15 м.

Предупреждение: Висение над водной поверхностью на высоте менее 15 м во избежание интенсивного забрызгивания остекления кабины экипажа ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Подъем и опускание объектов спасения на режиме висения при помощи бортовой стрелы с лебедкой ЛППГ-300 с водной поверхности производить в соответствии с рекомендациями приведенными в подразделе 5.2 Дополнения к ИЭ для вертолетов Ми-8МТВ-3 и в подраздела 4.7 настоящего Дополнения. При этом максимальная высота висения не должна превышать 50 м.

Разгон вертолёт с режима висения выполнять плавно. Сохранение направления взлёта, увеличение скорости и высоты полёта контролировать по приборам. На высоте 50 м выключить фару.

4.9. Порядок применения ОВН-1 членами экипажа в полете

Командиру экипажа и летчику штурману на всех этапах полета выполнять свои функциональные обязанности с очками, установленными в рабочее положение. При необходимости (для работы с картой, с оборудованием размещенным сверху на панелях электропульты и т.п.) летчик-штурман, предупредив командира экипажа, переводит очки в походное положение.

Бортовой техник применяет очки по решению командира экипажа.

5. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

5.1. Особенности при перевозке людей и грузов внутри грузовой кабины.

5.1.1. При перевозке людей и грузов внутри грузовой кабины руководствоваться разделом 5.1 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ и Руководством по загрузке и центровке вертолета Ми-8МТВ-5.

5.1.2. Погрузка крупногабаритных грузов должна производиться через грузовой люк по аппарели, которая в выпущенном положении используется в качестве грузового трапа. Перед погрузкой необходимо выпустить аппарель до касания ее о грунт.

Небольшие грузы могут грузиться через левую и правую двери.

5.1.3. Нагрузка на аппарель при закатывании колесной техники не должна пре-

вышать 970 кгс, от одного колеса.

Максимальный вес перевозимой техники не должен превышать 3200 кгс.

5.1.4. После окончания погрузки необходимо убрать аппарель и убедиться в надежности закрытия аппарели и ее замков.

5.1.5. Перевозка людей. Максимальное количество перевозимых вертолетом десантников не должно превышать 36 чел. (при среднем весе одного десантника с вооружением и снаряжением 100 кгс). При количестве десантников менее 36 чел. они должны размещаться, начиная со средних сидений № 11 и 12 и далее равномерно по грузовой кабине спереди и сзади. В последнюю очередь занимают центральные сидения начиная с № 24 и до № 34.

Посадка и высадка десантников производится одновременно через проемы левой и правой дверей и через проем грузового люка по аппарели.

Посадка 36 десантников через проем грузового люка по аппарели производится в два потока:

- 22 чел. в левом потоке для посадки на сидения левого и центрального рядов;
- 13 чел. для посадки на сидения правого ряда.

Командир десанта обеспечивает безопасность нахождения десантников около вертолета с вращающимися винтами.

5.1.6. Погрузку раненых (больных) на носилках производить через проем грузового люка по аппарели.

5.2. Перевозка грузов на внешней подвеске. Осмотр и проверка работоспособности системы внешней подвески перед полетом

5.2.1. Перед полетом, в котором предполагается использование системы внешней подвески, бортовой техник дополнительно к указаниям раздела 5.3.1 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ обязан:

- проверить надежность установки ограждения люка внешней подвески, его крепление и фиксацию к полу грузовой кабины;
- осмотреть элементы подвески, состояние разрывного ШР-а и электропроводки;
- проверить длину подвески, правильность сборки удлинительных канатов и электрожгутов;
- осмотреть и проверить весоизмерительное устройство;
- осмотреть замки ВТ-ДГ6. При применении внешней подвески с двумя замками убедиться в отсутствии осевого вращения верхнего замка и легкости осевого вращения нижнего замка. При применении подвески с одним верхним замком убедиться в расстопаривании замка и легкости его осевого вращения;
- включить АЗС-ы УПРАВЛ. ЗАМКА ОСНОВН. и УПРАВЛ.ЗАМКА ДУБЛИР. на правой панели АЗС;
- включить АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на пульте питания и контроля нижнего замка, расположенном на левом борту в грузовой кабине;
- установить переключатель ЗАМОК–БОРТ. СТРЕЛА на левой боковой панели электропульта в положение ЗАМОК.

5.2.2. Проверить работоспособность системы управления верхним замком, для чего:

- закрыть ручную верхний замок, при этом табло ГРУЗ СБРОШЕН на левой боковой панели электропульта должно погаснуть;
- нажать на кнопку ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС на левом рычаге шаг-газ, при этом замок должен открыться и загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН;
- вновь закрыть ручную верхний замок и нажать на кнопку АВАРИЙНЫЙ СБРОС на левом рычаге шаг-газ, при этом замок должен открыться и загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН.

5.2.3. Проверить работоспособность системы управления нижним замком, для чего:

- закрыть ручную нижний замок, при этом табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульта и сигнальная лампа на переносном пульте сброса груза должны погаснуть;
- нажать на кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ на переносном пульте сброса, при этом должен открыться замок, загореться табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ и сигнальная

- лампа на пульте сброса;
 - закрыть нижний замок — табло и сигнальная лампа при этом должны погаснуть;
 - нажать на кнопку СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на переносном пульте сброса, при этом должен открыться замок, загореться табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ и сигнальная лампа на пульте сброса;
 - вновь закрыть замок и убедиться, что табло и сигнальная лампа погасли.
- 5.2.4.** Проверить работоспособность электроцепей управления нижним замком с помощью пульта питания и контроля, для чего:
- закрыть вручную нижний замок;
 - убедиться, что АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ. на пульте питания и контроля, включены;
 - нажать кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП и проверить загорание сигнальных ламп ОСНОВ. и ДУБЛ. на пульте питания и сигнальной лампы на переносном пульте сброса груза, отпустить кнопку — лампы должны погаснуть;
 - нажать кнопку КОНТРОЛЬ ЦЕПЕЙ ЗАМКА и проверить исправность цепей нижнего замка без его срабатывания по загоранию сигнальных ламп ОСНОВ. и ДУБЛ., отпустить кнопку — лампы должны погаснуть.
- 5.2.5.** Проверить работоспособность весоизмерительного устройства (ВИУ) «Вектор» для чего:
- убедиться, что верхний замок открыт и нагрузка на динамометр ВИУ не превышает 10 кгс;
 - включить выключатель ВИУ на блоке индикации, установленном на левой приборной доске снизу. Через 8...15 с после включения система автоматически переходит в режим тестирования первого измерительного канала. При нормальном прохождении теста и выходе на рабочий режим на цифровом индикаторе должны появиться цифры «0000». Отсутствие или появление других цифр на индикаторе свидетельствует о неисправности ВИУ;
 - установить максимально-допустимое значение веса груза (при превышении которого происходит переход с зеленой части шкалы на красную на шкальном индикаторе);
 - нажать на кнопку «=», при этом на цифровом табло должно появиться значение **1600** кгс, одновременным нажатием кнопок «=» и «<» или «=» и «>» установить необходимое значение. Устанавливаемое значение веса груза не должно превышать максимальную грузоподъемность вертолета по внешней подвеске, определенную для фактических условий взлета и посадки вертолета (в соответствии с п. 5.2.7).

Особенности выполнения полетов с грузом на внешней подвеске

- 5.2.6.** Полеты с внешней подвеской выполнять в соответствии с разделами 5.4...5.8 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ и настоящими указаниями.
- 5.2.7.** Максимальный вес груза, который разрешается перевозить на внешней подвеске, должен быть не более 4000 кгс. При этом максимальный вес вертолета, включая груз на внешней подвеске, при взлете (посадке) должен быть не более предельного веса вертолета, определенного для фактических условий взлета (посадки) по номограммам, приведенным на рис. 1 и 2 Дополнения к ИЭ вертолета Ми-8МТВ-3 и не должен превышать 13 000 кгс.
- 5.2.8.** Максимально допустимая скорость полета вертолета при транспортировке груза на внешней подвеске в каждом конкретном случае выбирается в зависимости от поведения груза и исключения касания центрального троса о кромки люка внешней подвески. При этом она не должна превышать скоростей, указанных в таблице 2 Дополнения к ИЭ вертолета Ми-8МТВ-3 и должна быть не более 200 км/ч — при транспортировке груза весом более 3000 кгс и не более 250 км/ч — при транспортировке груза весом до 3000 кгс.
- 5.2.9.** Максимальные углы крена при выполнении разворотов и виражей, в полете с грузом на внешней подвеске более 3000 кгс, должны быть не более 15°.
- 5.2.10.** Полеты с грузом на внешней подвеске, в зависимости от характера полетного задания, условий взлета и посадки, могут выполняться в двух вариантах применения внешней подвески с верхним и нижним замками и с одним верхним

замком.

В первом варианте подвески управление открытием нижнего замка (сбросом груза) производится по команде командира экипажа бортовым техником с переносного пульта нажатием на кнопку СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. или нажатием на кнопку СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., после чего загорается табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульта и сигнальная лампа на переносном пульте.

Во втором варианте подвески, а также при отказе нижнего замка, сброс груза выполняет командир экипажа нажатием на кнопку тактического или аварийного сброса на левом рычаге шаг-газ. При этом должно загореться табло ГРУЗ СБРОШЕН на левой боковой панели электропульта.

5.2.11. В полете необходимо контролировать текущий вес груза (с учетом вертикальной перегрузки) по индикаторам ВИУ «Вектор». При переходе показаний шкального индикатора ВИУ с зеленой части шкалы на красную необходимо пилотировать вертолет более плавно, не допуская резких перемещений органов управления или уменьшить крен при развороте.

При появлении мигания красных индикаторов на шкальном индикаторе уменьшить вертикальную перегрузку на внешнюю подвеску до прекращения мигания красных индикаторов, путем уменьшения крена, темпа набора высоты и разгона скорости, уменьшения раскачки груза.

5.2.12. При отказе весоизмерительного устройства в полете продолжить выполнение задания, при этом пилотировать вертолет необходимо более плавно, не допуская раскачки груза и резких перемещений органов управления.

5.2.13. В случае отказа нижнего замка отцепку груза вместе с удлинительными тросами производит командир экипажа, после приземления груза, с таким расчетом, чтобы тросы не упали на груз.

Предупреждение: При транспортировке груза на внешней подвеске не допускать касания центрального троса о кромки люка внешней подвески.

Аварийный сброс груза

5.2.14. Аварийный сброс грузов, транспортируемых на внешней подвеске, за исключением грузов указанных в разделе 5.8б Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ, необходимо выполнить в следующих случаях:

- на висении, если использована взлетная мощность двигателей, а вертолет самопроизвольно снижается с разворотом влево (правая педаль отклонена до упора);
- при задевании груза за землю в момент разгона или торможения вертолета;
- при сильной раскачке груза и вертолета, угрожающей безопасности полета;
- при необходимости выполнения вынужденной посадки, когда безопасность посадки с грузом не обеспечивается;
- при отказе одного двигателя, когда невозможен полет с грузом без снижения при одном работающем двигателе, а также перед посадкой с одним отказавшим двигателем;
- во всех случаях, связанных с аварийным покиданием вертолета, аварийный сброс груза выполняет командир экипажа над безлюдной местностью, вдали от зданий и сооружений, нажатием на кнопку аварийного или тактического сброса груза на левом рычаге шаг-газ.

5.3. Десантирование с использованием спусковых устройств СУ-Р

Эксплуатационные указания

5.3.1. Спуски людей и грузов осуществляют выпускающие из состава группы десантников. Обязанности выпускающего может выполнять бортовой техник. Выпускающие отвечают за меры безопасности при спусках.

5.3.2. Выпускающие и десантники допускаются к спускам после прохождения ими специальной подготовки. Десантники должны быть обеспечены защитными шлемами (касками), ножами и специальными перчатками.

5.3.3. Спуск людей и грузов может осуществляться через проемы левой двери (первый выпускающий — он же старший группы выпускающих), правой двери (второй выпускающий), а также через проем люка внешней подвески и проем грузового люка, при снятой аппарели (третий и четвертый выпускающие).

Подготовка к полету

5.3.4. Действия командира экипажа:

- выполнить расчет загрузки вертолета и определить порядок его покидания десантниками из условия сохранения центровки вертолета в допустимых пределах;
- совместно с выпускающими проверить наличие связи по СПУ;
- принять доклады выпускающих и бортового техника о готовности десантников и десантного оборудования к полету.

5.3.5. Действия летчика-штурмана:

- определить место десантирования;
- уточнить метеоусловия в районе десантирования.

5.3.6. Действия бортового техника:

- проверить надежность фиксации левой и правой сдвижных дверей в открытом положении;
- установить окантовки на нижние кромки проемов левой и правой сдвижных дверей;
- установить и проверить состояние страховочных тросов по количеству десантников и выпускающих;
- проверить состояние десантных тросов вертолета;
- установить в проем люка внешней подвески окантовку, сняв крышку люка;
- демонтировать (при необходимости) аппарель и установить ограждение в проем грузового люка;
- установить траверсы над люком внешней подвески и над задней кромкой грузового пола;
- разместить десантников на сидениях по левому и правому бортам, а также грузы в грузовой кабине, с соблюдением центровки вертолета и очередности спуска;
- доложить командиру экипажа о готовности к полету.

5.3.7. Действия выпускающего:

- проверить отсутствие повреждений (острых кромок, забоин и т.п.) на нижней части проемов левой и правой дверей, окантовке проема люка внешней подвески, на задних кромках грузового пола;
- проверить состояние бортовых узлов подвески шнуров спусковых устройств;
- проверить укладку шнуров спусковых устройств в самораспускающиеся бухты;
- навесить на бортовые узлы вертолета по одному шнуру с тормозными блоками, собранными в соответствии с весом десантников и установленными согласно очередности их спуска (на каждом шнуре – не более трех блоков);
- проверить подготовку подвесных систем на десантниках;
- проверить зацепление карабина страховочного троса за соединенные вместе Д-образные пряжки подвесной системы каждого десантника;
- проверить подготовку груза к спуску (груз должен быть упакован в контейнер или обвязан так, чтобы его можно было быстро присоединить к тормозному блоку или отсоединить от него);
- проинструктировать десантников о порядке спуска;
- надеть на себя подвесную систему или страховочный пояс, зацепиться страховочным тросом за десантный трос вертолета;
- первому выпускающему совместно с командиром экипажа определить последовательность десантирования с различных точек;
- проверить наличие связи по СПУ с командиром экипажа и доложить о готовности десантников (груза) и десантного оборудования к полету.

Выполнение полета

5.3.8. Действия командира экипажа:

- выполнить полет в район десантирования;
- при подлете к месту десантирования дать команду «Приготовиться к спуску»;
- визуально и по командам выпускающего (бортового техника) выполнить зависа-

ние над местом десантирования;

Предупреждения: 1. При висении в горах склон горы, на который выполняется десантирование, должен находиться в поле зрения командира экипажа (впереди или слева от вертолета).

2. Полеты ночью для десантирования в горах и над водной поверхностью вне видимости береговой черты (ориентиров на воде) ЗАПРЕЩАЮТСЯ.

3. Выполнение операций по спуску людей и грузов при отсутствии связи по СПУ между командиром экипажа и выпускающими ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После зависания и получения доклада выпускающего: «К спуску готов», подать ему команду: «Сбросить бухты» и «Приступить к спуску».

В процессе спуска десантников (груза) строго выдерживать высоту и место висения; после приземления (приводнения) десантника (груза) по команде выпускающего уменьшить высоту висения на 2...3 м для облегчения его отцепки; после доклада выпускающего (бортовой техника): «Спуски закончены» подать ему команду: «Убрать (сбросить) шнуры, закрыть дверь» и выполнить полет к месту базирования.

При зависании десантника, в случае заедания спускового устройства, выполнение задания прекратить и после доклада выпускающего о том, что десантник зафиксировался на шнуре, не допуская резких маневров вертолета, подобрать площадку и выполнить плавное снижение до приземления десантника.

5.3.9. Действия летчика-штурмана:

- при подлете к месту десантирования уточнить направление и скорость ветра;
- в процессе спуска десантников (груза) оказывать помощь командиру экипажа в контроле высоты и места висения.

5.3.10. Действия выпускающих:

- по команде командира экипажа «Приготовиться к спуску» первому выпускающему открыть левую входную дверь и командами «Влево-3», «Вперед-5» и т.д. помочь командиру экипажа выбрать место висения для десантирования;
- по команде командира экипажа: «Сбросить бухты», выпускающему сбросить шнур, зацепленный за бортовой узел крепления и проконтролировать его разматывание до земли (воды);
- доложить командиру экипажа: «Бухта сброшена, распущена до земли (воды)» и по команде: «Приступить к спуску» подать команду десанникам: «Первому на спуск»;
- после подхода десантника к выходному проему взять правой рукой нижний тормозной блок, перегнуть шнур ниже блока и прижать его к правой стороне блока;
- зацепить карабин подвески десантника, соединяющий петлей-удавкой Д-образные пряжки, за овальное отверстие тормозного блока и передать блок десаннику;
- отсоединить карабин страховочного троса от подвески десантника;
- подать команду десаннику: «Пошел»;
- выпускать очередного десантника необходимо после ухода с места приземления предыдущего десантника, с заданными интервалом и очередностью;
- после приземления последнего десантника доложить командиру экипажа: «Спуски закончены» и по его команде отсоединить от бортового узла карабин шнура и сбросить его на землю или поднять на борт вертолета, после чего закрыть двери, створки ограждения и доложить об этом командиру экипажа.

При выполнении одновременных спусков в проемы левой и правой дверей и грузового люка, первому выпускающему выпустить одного десантника для страховки шнуров от спутывания.

После спуска первого десантника второму выпускающему открыть правую дверь, а четвертому выпускающему открыть и зафиксировать створки ограждения в проеме грузового люка и сбросить бухты шнуров. Выполнить спуски десантников одновременно из трех точек, в указанной выше последовательности, при условии страховки шнуров на земле от спутывания между собой спустившимися десанниками. При этом первый выпускающий руководит действиями остальных выпускающих.

В случае зависания десантника на шнуре доложить об этом командиру экипажа. Убедившись в том, что десантник зафиксировался на шнуре, доложить об этом командиру экипажа и в процессе перелета к месту опускания десантника на

землю докладывать командиру о состоянии десантника.

5.3.11. Действия десантников:

- по команде выпускающего подойти к выходному проему;
- после зацепления выпускающим карабина подвески за тормозной блок и отцепления страховочного троса взять у выпускающего в левую руку тормозной блок с прижатым к нему шнуром, по команде «Пошел» сесть на обрез выходного проема, отделиться от вертолета и зависнуть;
- взять шнур правой рукой выше перегиба, натянуть его и, не ослабляя натяжения, перевести руку со шнуром вниз, после чего начать спуск, периодически притормаживая;

Предупреждение: При спусках на мокром шнуре скорость спуска возрастает, поэтому спуск выполнять постоянно притормаживая.

- перед приземлением уменьшить скорость спуска до минимальной натяжением в сторону (вверх) нижнего конца шнура; после приземления присесть, создавая слабинку шнуру, отцепить карабин подвески от тормозного блока, отсоединить тормозной блок от шнура и выйти из зоны спуска;
- в случае одновременного спуска с трех точек первому, а затем второму и третьему, спустившимся десанникам страховать сброшенные шнуры от спутывания путем разведения их в разные стороны на земле; при зависании в случае заедания спускового устройства перегнуть нижний конец шнура вдвое, продеть его в верхнее овальное отверстие пластины тормозного блока, охватить пластину петлей шнура по её выемкам, затянуть шнур и дать сигнал выпускающему о выполненной фиксации на шнуре (развести руки в стороны).

Примечания: 1. При спусках на лесные поляны десаннику зависнуть на высоте 2...3 м до верхней части кроны деревьев и только после центровки вертолета относительно поляны продолжить спуск.
2. При спусках на склон горы десаннику зависнуть на высоте 2...3 м, осмотреть место приземления, после чего приземлиться, принять устойчивое положение (боком к склону) и отцепиться от шнура.
3. Действия при выполнении спусков ночью такие же, как и днем.

Особенности спуска грузов

5.3.12. Для спуска грузов использовать тормозной блок, предназначенный для этой цели (на кожухе тормозного блока для грузов, нанесена полоска красного цвета шириной 25 мм).

Спуск грузов на землю должен выполняться с помощью стропальщика (десантника) находящегося на земле.

Скорость спуска грузов регулируется с земли натяжением свободного конца шнура, отведенного в сторону от точки зависания вертолета.

При зависании груза во время спуска и невозможности снижения вертолета командиру экипажа принять решение сбросить груз или транспортировать его на открытую площадку. После принятия решения о транспортировке груза выпускающий должен дать сигнал стропальщику на земле (вращением руки по кругу), чтобы он затянул остаток нераспустившейся бухты шнура петлей, а перед сбросом груза дать сигнал стропальщику (перемещением руки влево—вправо) отойти в сторону.

Предупреждение: При спуске (сбросе) груза стропальщик должен находиться в стороне от точки опускания (падения) груза не ближе 5 м.

6. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

6.1. Неисправности редукторов

6.1.1. Признаки:

- непривычные шумы главного, промежуточного или хвостового редукторов;
- вибрация вертолета;
- повышение температуры масла выше максимально допустимой;
- падение давления масла в главном редукторе ниже минимально допустимого;
- мигает или горит одно из желтых табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК., СТРУЖКА ПРОМ. РЕД. или СТРУЖКА ХВ. РЕДУК.

6.1.2. Действия экипажа:

При появлении перечисленных признаков немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей на скорости 120...140 км/ч и произвести посадку на выбранную площадку. В зависимости от условий посадки выполнить по-вертолетному или по-самолетному.

При загорании или мигании табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК. (СТРУЖКА ПРОМ. РЕД., СТРУЖКА ХВ. РЕДУК.) и отсутствии других признаков, выполнение задания прекратить и следовать до ближайшего аэродрома, повысив контроль за параметрами работы редукторов.

6.2. Действия экипажа при возникновении особых случаев в полете с применением очков ОВН-1

При возникновении в полёте ночью, с применением очков ОВН-1, особых случаев экипажу действовать в соответствии с рекомендациями приведенными в разделе 6 Инструкции экипажу вертолёт Ми-8МТ и настоящим Дополнением.

При этом экипажу необходимо оценить характер особого случая и принять решение о дальнейших действиях. Для определения характера отказа командир экипажа, при необходимости, перевести очки в походное положение. Летчику-штурману производить с применением очков осмотр впереди расположенной местности, докладывать об обнаруженных препятствиях.

Если в рекомендациях по действиям экипажа предусмотрено выполнение вынужденной посадки, то посадку произвести по решению командира экипажа с применением очков или с включенными посадочными фарами, без применения очков.

Летчик-штурман и бортовой техник при этом оказывают помощь командиру экипажа в выборе площадки и ведут осмотр впереди расположенной местности.

Если в рекомендациях по действиям экипажа предусмотрено прекратить выполнение задания и возвратиться на свой или ближайший аэродром, то необходимо увеличить высоту до минимально безопасной (не менее 150 м) и возвратиться на свой или ближайший аэродром.

6.3. Отказ очков ОВН-1

6.3.1. Признаки:

- нет свечения одного или двух экранов ЭОП;
- исчезновение или резкое ухудшение изображения наблюдаемых объектов.

6.3.2. Действия экипажа:

а) Командир экипажа при отказе своих очков должен:

- перейти на пилотирование по приборам и перевести вертолет в набор высоты;
- дать команду летчику-штурману и бортовому технику вести осмотр внекабинного пространства;
- включить резервное питание очков от аккумуляторов;
- если работоспособность очков восстановилась, при питании их от аккумуляторов, то отключить бортовое питание очков и принять решение о прекращении или продолжении выполнения задания с применением очков.

Если работоспособность очков не восстановилась:

- увеличить высоту полета до минимальной безопасной;
- перевести очки в походное положение;
- выключить резервное и бортовое питание очков;
- принять решение о прекращении или продолжении выполнения задания без применения очков на высоте не ниже 150 м;

б) летчик-штурман и бортовой техник при отказе своих очков должны:

- доложить командиру экипажа;
- включить резервное питание очков;
- если работоспособность очков восстановилась, при резервном питании, то отключить бортовое питание и продолжить выполнение задания;
- если работоспособность очков не восстановилась, то очки перевести в походное положение, выключить резервное и бортовое питание и действовать в соответствии с указаниями командира экипажа.

Командиру экипажа в этом случае необходимо оценить обстановку и принять решение о дальнейших действиях.

6.4. Усложнение условий полета с применением очков ОВН-1

6.4.1. Признаки:

- исчезновение или резкое ухудшение видимости внекабинного пространства (при исправных очках);
- засветка очков источником интенсивного света.

6.4.2. Действия экипажа:

а) командиру экипажа:

- перейти на пилотирование по приборам;
- увеличить высоту до минимальной безопасной;
- перевести очки в походное положение;
- выключить бортовое питание очков;
- принять решение о прекращении или продолжении выполнения задания.

б) летчику-штурману и бортовому технику – перевести очки в походное положение и продолжать выполнять свои функциональные обязанности без применения очков.

6.5. Вынужденное покидание вертолета

Особенности вынужденного покидания вертолета в полете

6.5.1. Вынужденное покидание вертолета в полете осуществляется в соответствии с подразделом 6.29 и п. 2.4.22 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ и настоящим Дополнением.

6.5.2. Перед вынужденным покиданием вертолета в полете членам экипажа, использующим ОВН-1, необходимо сбросить их. При этом командир экипажа сбрасывает очки правой рукой вправо, летчик-штурман – левой рукой влево, бортовой техник – правой рукой вправо.

6.5.3. Покидание вертолета членами экипажа осуществляется через аварийные люки летчиков после сброса сдвижных блистеров или, при необходимости, через левую и правую двери грузовой кабины после их аварийного сброса.

Перевозимые в грузовой кабине люди покидают вертолет через левую и правую двери грузовой кабины.

6.5.4. Вынужденное покидание вертолета через проем левой двери (с увеличенной шириной) необходимо выполнять, отделяясь от передней его части, в следующей последовательности:

- встать перед обрезом на колени;
- взяться левой рукой за нижний, а правой – за передний обрез проема двери;
- оттолкнуться от обреза проема руками в сторону вниз головой.

6.5.5. Вынужденное покидание вертолета через проем правой двери выполнять в следующей последовательности - поставить правую ногу в правый угол проема двери и толчком обеих ног отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

Особенности вынужденного покидания вертолета на земле

6.5.6. Вынужденное покидание вертолета на земле выполнять в соответствии с разделом 6.30 Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ и настоящими указаниями.

6.5.7. Вынужденное покидание вертолета на земле выполнять в следующем порядке:

- членам экипажа через проемы аварийно сброшенных блистеров и дверей (левой и правой) грузовой кабины;
- пассажирам (десантникам) через проемы аварийно сброшенных левой и правой дверей грузовой кабины, а также через задний проем грузовой кабины по выпущенной бортовым техником аппарели.

7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

Порядок включения и проверки состояния источников электропитания.

7.1. Включение и проверка аккумуляторов:

- установить галетный переключатель на электропитке постоянного тока последовательно в положения АККУМУЛЯТОР 1 и 2 и убедиться, что напряжение разомкнутой цепи каждого аккумулятора не менее 25,5 В;

- включить топливный подкачивающий насос, ПТС, фары, обогрев ПВД, АНО на 100 %;
- установить галетный переключатель в положение АККУМУЛЯТОР 1 и установить выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 в положение ВКЛ. и убедиться через 5 с что нагрузка по амперметру составляет 85...100 А, а напряжение по вольтметру – не менее 24 В и горят табло ВУ 1 НЕ РАБОТ., ВУ 2 НЕ РАБОТ., ГЕН. № 1 ОТКЛ., ГЕН. № 2 ОТКЛ., РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;
- установить галетный переключатель в положение АККУМУЛЯТОР 2, выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 2 установить в положение ВКЛ., а выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 – в положение ОТКЛ. и через 5 с после включения убедиться, что нагрузка по амперметру составляет 85...100 А, а вольтметр показывает напряжение не менее 24 В;
- выключить включенные потребители электроэнергии;
- установить выключатель АККУМУЛЯТОРЫ 1 в положение ВКЛ.

7.2. Включение и проверка аэродромного источника питания:

- после установки и проверки аккумуляторов дать команду подключить жгут аэродромного источника питания к вилке ШРАП;
- подсоединить аэродромный источник к вилке бортовой части разъема, при этом загорается табло РАП. ПОДКЛ.;
- установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ – ПТС АЭР. ПИТАН. на электрошитке переменного тока в положение ПТС АЭР. ПИТАН.;
- установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения «А», «В», «С» АЭР. ПИТАН., при этом напряжение по вольтметру должно быть 115...119 В;
- переключатели ПТС и ТР-Р36В установить в положение АВТОМАТ, при этом должны загореться табло ≈36 В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;
- установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения «А», «В», «С» ПТС, при этом напряжение по вольтметру должно быть 115...119 В;
- установить выключатель АЭР. ПИТАНИЕ в положение ВКЛ., при этом табло ≈36 В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ. должны погаснуть;
- установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ – ПТС АЭР. ПИТАН. в положение ГЕНЕРАТОРЫ;
- установить галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ последовательно в положения «А», «В», «С» ГЕНЕРАТОР 1 и «А», «В», «С» ГЕНЕРАТОР 2 и проконтролировать по вольтметру наличие напряжения 115...119 В на шинах генераторов;
- выключатели ВЫПРЯМИТЕЛИ 1, 2 на щитке постоянного тока поставить в положение ВКЛ., при этом табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. и ВУ 2 НЕ РАБОТ. должны погаснуть;
- установить галетный переключатель контроля напряжения на щитке постоянного тока последовательно в положения ШИНА ВУ КАНАЛЫ 1 и 2, при этом напряжение по вольтметру должно быть 27...29 В, после чего поставить переключатель в положение ОТКЛ.;
- проверить ток заряда аккумуляторов по величине отклонения стрелок амперметров ниже нулевого значения.

Примечания: 1. Величина тока заряда нормально заряженных аккумуляторов должна быть не более 10 А. Если аккумуляторы слабо заряжены, ток заряда после включения ВУ может быть более 10 А, но при этом он должен уменьшаться по мере зарядки аккумуляторов и через 30 мин работы ВУ составлять не более 10 А.

2. При малой нагрузке на шинах ВУ № 1 и № 2 возможно циклическое отключение одного из выпрямителей.

7.3. Включение и проверка генератора двигателя АИ-9В:

- включить и проверить напряжение аккумуляторов;
- проверить исправность системы пожаротушения;
- запустить двигатель АИ-9В;
- включить выключатель РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. на щитке постоянного тока;
- установить галетный переключатель контроля напряжения на щитке постоянного тока в положение РЕЗЕРВ. ГЕНЕР. и проверить по вольтметру напряжение резервного генератора, которое должно быть 28,5 В. При необходимости подрегулировать его реостатом РЕГУЛИР. НАПРЯЖ. М – В;

- переключатели ПТС и ТР-Р36В установить в положение РУЧНОЕ, а затем в положение АВТОМАТ, при этом должны загореться табло ≈36В РЕЗЕРВ, ПТС ВКЛЮЧЕН и РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ.;
- убедиться в наличии напряжения переменного тока, для чего переключатель ГЕНЕРАТОРЫ–ПТС АЭР. ПИТАН. установить в положение ПТС АЭР. ПИТАН. и установив галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ поочередно в положения ПТС «А», «В», «С» проверить по вольтметру напряжения, которые должны быть в пределах 115...119В;
- переключатели ПТС и ТР-Р36В установить в положение РУЧНОЕ, при этом табло РЕЗЕРВ. ЛИНИЯ ВКЛ. должно погаснуть;

Примечания: 1. Величина тока генератора двигателя АИ-9В при проверке оборудования не должна превышать 100 А.

2. От генератора двигателя АИ-9В возможна проверка оборудования, кроме потребителей подключенных к шинам генераторов 1 и 2 переменного тока.

3. Для выполнения проверки оборудования необходимо включить выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. на пульте постоянного тока, при этом должно загореться табло ПРОВЕРКА ОБОРУД.

4. Ввиду ограниченной мощности стартер–генератора СТГ-3 (3 кВт) и ПТС (800 ВА) проверку оборудования от них необходимо производить только поочередно.

5. При проверке оборудования в случае появления тока разряда аккумуляторов выключатели ПРОВЕРКА ОБОРУД. и РЕЗЕРВ.ГЕНЕР. установить в положение ОТКЛ.

7.4. Включение и проверку генераторов переменного тока и выпрямительных устройств производить при работе двигателей на режиме правой коррекции на оборотах НВ не менее 88% в следующей последовательности:

- нажать переключатели ГЕНЕРАТОРЫ 1 и 2 на щитке переменного тока в положение КОНТРОЛЬ, при этом за время не более 5 с должны выключиться табло ГЕН. № 1 ОТКЛ. и ГЕН. № 2 ОТКЛ., после возвращения переключателей в нейтральное (среднее) положение эти табло должны загореться вновь;
- для включения системы переменного тока установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ 1 в верхнее положение и после погасания табло ГЕН. № 1 ОТКЛ., установить переключатель ГЕНЕРАТОРЫ 2 в верхнее положение. После погасания табло ГЕН. № 2 ОТКЛ., установить выключатель АЭР. ПИТАНИЕ в положение ОТКЛ.;
- переключатель–ПТС АЭР. ПИТАН. установить в положение ГЕНЕРАТОРЫ;
- галетным переключателем КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ проконтролировать наличие напряжения (115...119 В) на шинах генераторов 1 и 2 в положениях «А», «В», «С»;
- отсоединить наземный источник питания от вертолета, при этом табло РАП ПОДКЛ. должно погаснуть; переключатели резервных источников ТР-Р36В и ПТС установить в положение АВТОМАТ;
- переключатель ТРАНСФ. ДИМ на центральном пульте установить в положение ОСНОВ.;
- выключатель ВЫПРЯМИТЕЛИ 1, 2 установить в положение ВКЛ., при этом табло ВУ 1 НЕ РАБОТ. и ВУ 2 НЕ РАБОТ. должны погаснуть;
- установить галетный переключатель контроля напряжения на щитке постоянного тока в положение ШИНА ВУ КАНАЛЫ 1, 2, при этом напряжение по вольтметру должно быть 27...29 В, после чего установить галетный переключатель в положение ОТКЛ.;
- проверить на щитках постоянного и переменного тока отключение всех табло.

8. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА

8.1. Основные геометрические данные вертолета

Длина без несущего и рулевого винтов	18,989 м
Высота без рулевого винта	4,865 м
Размеры проема фюзеляжа в районе аппарели:	
высота	1,56 м
ширина (по строительной горизонтали)	2,27 м

Размеры проема левой двери грузовой кабины:	
высота	1,37 м
ширина	1,22 м
Размеры проема правой двери грузовой кабины:	
высота	1,375 м
ширина	0,81 м
Размеры проема люка внешней подвески:	
длина	0,42 м
ширина	0,85 м

8.2. Грузовая аппарель

Грузовая аппарель закрывает задний проем грузовой кабины, а в выпущенном положении она используется в качестве грузового трапа, через который производится погрузка и выгрузка техники, грузов, десантников, носилок с больными.

Аппарель выпускается и убирается от автономной бортовой гидросистемы. В убранном положении аппарель фиксируется двумя замками, которые закрываются автоматически, без участия замкового гидроцилиндра. Давление рабочей жидкости в гидросистеме создается насосной станцией НС-74-2 или ручным насосом НР-01/1.

Для обеспечения перевозки длинномерных грузов предусмотрено открытое положение аппарели до уровня пола грузовой кабины, которое обеспечивается установкой двух тросовых опор закрепляемых к узлам аппарели и грузового проема.

Гидравлическая система управления аппарелью

Гидросистема аппарели предназначена для питания рабочей жидкостью гидроцилиндров выпуска и уборки аппарели и гидроцилиндров замков.

Основные технические данные гидросистемы

Рабочая жидкость	масло АМГ-10
Рабочее давление	50 кгс/см ²
Максимальное давление создаваемое насосной станцией НС-74-2 и ручным насосом	70 кгс/см ²
Количество масла заливаемого в бак	4,5 л
Усилие на рукоятке ручного насоса (при давлении 50 кгс/см ²), не более	10 кгс
Время выпуска (уборки) аппарели от:	
– насосной станции НС-74-2	5 (5) с
– ручного насоса	5 (20) с

Агрегаты гидросистемы установлены в грузовой кабине на левом борту между шп.12...16, щиток управления – на правом борту между шп. 14...15, гидроцилиндры аппарели – на шп. 13 и замки аппарели – между шп. 18...19.

Цепи управления аппарелью питаются от аккумуляторной шины через АЗС АППАРЕЛЬ установленный на правой панели АЗС.

Питание электродвигателя насосной станции производится переменным трехфазным током напряжением 115/200 В, частотой 400 Гц, через АЗС СЛГ-300, АППАРЕЛЬ, установленный внизу на электрошитке электропульта.

Предупреждение: Одновременное включение насосной станции НС-74-2 и электролебедки ЛПГ-300 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Управление выпуском (уборкой) аппарели от насосной станции производится нажимным двухпозиционным с нейтралью переключателем АППАРЕЛЬ УБОРКА–ВЫПУСК, установленным на панели за креслом летчика–штурмана или аналогичным переключателем на щитке управления аппарелью в грузовой кабине.

Для обеспечения отдельного управления аппарелью, из кабины экипажа или из грузовой кабины, на центральном пульте установлен двухпозиционный переключатель УПР. АППАРЕЛЬ ГРУЗ. КАБИНА–КАБИНА ЛЕТЧИКОВ.

Все три переключателя закрыты откидными предохранительными колпачками для исключения непреднамеренного включения аппарели на уборку или выпуск. Для выпуска или уборки аппарели необходимо предохранительный колпачок открыть, а после окончания выпуска или уборки–закрыть.

Положение аппарели контролируется по светосигнальным табло АППАРЕЛЬ УБРАНА (зеленое) и АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА (красное), расположенным на центральном пульте или по лампочке с зеленым светофильтром на щитке управления в грузовой кабине, которая загорается при убранном положении аппарели.

Управление выпуском и уборкой аппарели от ручного насоса производится нажатием кнопок на двух кранах ГА-163Т, установленных на гидропанели в грузовой кабине:

- передний по полету – для управления гидроцилиндрами уборки – выпуска аппарели;
- задний по полету – для управления гидроцилиндрами открытия замков аппарели.

Перед нажатием кнопок необходимо снять предохранительные колпачки и установить их обратно после завершения выпуска (уборки) аппарели. Для уменьшения усилий нажатие кнопок производится с помощью двух легкоъемных рычажных рукояток, которые хранятся в кармане клапана на гидропанели.

Порядок выпуска и уборки аппарели

Выпуск (уборка) аппарели производится на земле от насосной станции НС-74-2 при питании её от аэродромного источника переменного тока или от бортового генератора № 1 (№ 2) при работающих двигателях. При отсутствии электропитания на борту – от ручного насоса.

Выпуск и уборку аппарели из кабины экипажа от насосной станции производит летчик–штурман, а бортовой техник должен наблюдать снаружи вертолета за аппарелью.

Выпуск (уборку) аппарели из грузовой кабины от насосной станции и от ручного насоса производит бортовой техник, другой специалист (член экипажа) должен наблюдать снаружи вертолета за аппарелью.

Перед выпуском (уборкой) аппарели необходимо:

- убедиться в отсутствии в зоне движения аппарели людей, средств наземного обслуживания или других посторонних предметов;
- отсоединить опорные троса от аппарели (если они были установлены);
- подать команду: «От аппарели» и по получении ответа - «Есть от аппарели»

производить выпуск (уборку).

1. Порядок выпуска аппарели от насосной станции:

- включить АЗС АППАРЕЛЬ, на правой панели АЗС и АЗС СЛГ-300, АППАРЕЛЬ установленный внизу под электрощитком электропульты;
- нажать переключатель АППАРЕЛЬ в положение ВЫПУСК и удерживать его до загорания табло АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА (до полного выпуска аппарели, если выпуск производится из грузовой кабины);
- визуально убедиться в полном выпуске аппарели до касания ее о грунт.

2. Порядок уборки аппарели от насосной станции:

- убедиться, что АЗСы АППАРЕЛЬ и СЛГ-300, АППАРЕЛЬ включены;
- нажать переключатель АППАРЕЛЬ в положение УБОРКА и удерживать его до загорания табло АППАРЕЛЬ УБРАНА (или лампочки с зеленым светофильтром на панели в грузовой кабине);
- визуально убедиться в надежном закрытии аппарели;
- проконтролировать закрытие обоих замков по положению крюка относительно двух контрольных рисок нанесенных по краям смотрового окна на корпусе замка (крюк не должен выступать за линию соединяющую обе риски в сторону направления полета).

3. Порядок выпуска аппарели от ручного насоса:

- ручным насосом создать давление в гидросистеме по манометру 50...70 кгс/см² и поддерживать его до начала движения аппарели;
- рычажной рукояткой нажать до упора левую кнопку замкового крана ГА-163Т и удерживать ее до полного открытия замков. После открытия замков аппаратель под действием своего веса должна плавно опуститься до касания земли.

4. Порядок уборки аппарели от ручного насоса:

- убедиться, что выключен АЗС АППАРЕЛЬ на правой панели АЗС;
- ручным насосом создать давление 50...70 кгс/см² и поддерживать его до полной уборки аппарели и закрытия замков; рычажной рукояткой нажать до упора правую кнопку аппарательного крана ГА-163Т и удерживать ее до полной уборки аппарели и закрытия замков; визуально убедиться в надежном закрытии аппарели и замков; снять рычажные рукоятки для нажатия кнопок кранов и уложить их в карман клапана на гидрпанели.

Примечание: Для перевозки длинномерных грузов необходимо подсоединить к аппарели опорные (ограничительные) троса и выпустить аппаратель от ручного насоса до натяжения тросов. При этом стопорение от перемещений аппарели вверх в полете обеспечивается при включенном АЗС АППАРЕЛЬ. Перед уборкой аппарели от ручного насоса этот АЗС необходимо выключить.

8.3. Топливная система

Топливная система вертолета имеет следующие основные отличия от топливной системы вертолета Ми-8МТВ-3:

увеличена емкость левого и правого подвесных баков (1090 л и 1070 л, соответственно);

- установлены два дополнительных бака, емкостью по 895 л каждый, под потолочной панелью в грузовой кабине;
- установлены дюритовые трубопроводы для перелива топлива из левого (правого) верхнего дополнительного бака в левый (правый) подвесной бак;
- установлена магистраль дренажа левого (правого) верхнего дополнительного бака с подключением ее к дренажу левого (правого) подвесного бака.

В систему топливомера СКЭС-2027Б дополнительно включены:

- три реостатных датчика ДТПР, для двух верхних и правого нижнего дополнительных баков;
- три имитатора датчика ИДП1, для установки их вместо датчиков ДТПР, при снятых дополнительных баках;
- дополнительный галетный переключатель ДОПОЛН. БАКИ для контроля количества

топлива в верхних и нижних дополнительных баках, расположенный на правой панели электропульты.

Измерение запаса топлива отдельно в трех основных баках вертолета осуществляется по указателю топливомера с помощью переключателя установленного на правой приборной доске, а в четырех дополнительных — с помощью переключателя ДОПОЛН. БАКИ.

Для измерения суммарного запаса топлива необходимо:

- установить переключатель на правой приборной доске в положение СУММА и по указателю топливомера измерить суммарный запас топлива в трех основных баках;
- установить переключатель на приборной доске в положение «Д»;
- измерить количество топлива поочередно в каждом дополнительном баке с помощью переключателя ДОПОЛН. БАКИ; прибавить количество топлива замеренное отдельно в каждом дополнительном баке к суммарному количеству топлива в основных баках;
- установить переключатель на приборной доске в положение РАСХ.

Все дополнительные и подвесные баки заполнены пенополиуретаном для защиты от взрыва при воздействии средств поражения, а расходный и подвесные — протектированы.

8.4. Система внешней подвески

Система внешней подвески вертолета Ми-8МТВ-5 имеет следующие основные отличия от системы внешней подвески вертолетов МИ-8МТ и Ми-8МТВ-3:

- увеличена максимальная грузоподъемность с 3000 кгс до 4000 кгс;
- увеличен диаметр тросов и соответственно увеличился вес внешней подвески (с 63 до 300 кгс, в том числе сбрасываемая часть с 50 до 243 кгс);
- установлены два (нижний и верхний) электромеханических замка ВТ-ДГ6, вместо одного ДГ-64М;
- увеличена максимальная длина подвески с 17 м до 69 м (с учетом длины грузовых строп);
- установлена бортовая система измерения веса груза «Вектор»;
- на левом борту в грузовой кабине между шп.5 и 6 установлены переносный пульт сброса груза и пульт питания и контроля нижнего замка; в системе управления открытием замков исключен режим автоматического сброса груза при касании груза о землю.

В комплект системы внешней подвески входят следующие основные элементы:

- 4 силовых стропа для крепления подвески к вертолету;
- 6 удлинительных тросов — 1,7; 5; 2×10 и 2×20 м;
- грузовые стропы длиной 4 м;
- 2 замка ВТ-ДГ6;
- система питания, контроля и управления замками;
- система измерения веса груза «Вектор».

Возможен вариант применения подвески без нижнего замка с тросом длиной 1,7 м или с тросами длиной от 5 до 65 м.

Особенностью конструкции верхнего и нижнего замков ВТ-ДГ6 является установка в них упорного подшипника, обеспечивающего осевое вращение замка вместе с грузом в полете.

При использовании двух замков для исключения вращения верхнего замка на нем устанавливается упор и крышка, которые соединяются между собой болтами.

Электропитание верхнего замка осуществляется от аккумуляторной шины через АЗС-ы УПРАВЛ. ЗАМКА ОСНОВН. и УПРАВЛ. ЗАМКА ДУБЛИР., установленные на правой панели электропульты.

Управление открытием замка осуществляется от кнопок ТАКТ. СБРОС ГРУЗА и АВАР. СБРОС ГРУЗА на левом рычаге шаг-газ при установке переключателя ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА ЗАМОК—БОРТ.СТРЕЛА., на левой боковой панели электропульты, в положение ЗАМОК.

Об открытии замка сигнализирует табло ГРУЗ СБРОШЕН, установленное на левой боковой панели электропульты.

Электропитание нижнего замка осуществляется через АЗС-ы СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., установленные на пульте питания

и контроля нижнего замка.

Управление открытием нижнего замка осуществляется от кнопок СБРОС ГРУЗА ОСНОВ. и СБРОС ГРУЗА ДУБЛ., установленных на переносном пульте сброса груза. Об открытии нижнего замка сигнализирует табло НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКРЫТ на левой боковой панели электропульта и сигнальная лампа на пульте сброса груза.

Контроль исправности цепей нижнего замка, без его срабатывания, осуществляется при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ЦЕПЕЙ ЗАМКА установленной на пульте питания и контроля замка. При исправных цепях на пульте загораются сигнальные лампы ОСНОВ. и ДУБЛ. Контроль исправности этих ламп производится при нажатии на рядом установленную кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП.

Бортовая система измерения веса груза «Вектор» предназначена для измерения веса груза на внешней подвеске, выдачи экипажу визуальной информации на цифровое табло о весе груза и на шкальный индикатор об уровне величины веса груза относительно предварительно установленного максимально допустимого значения веса или превышении его.

Шкальный индикатор обеспечивает линейную индикацию веса грузов от нуля до предварительно установленного значения (при этом цена одного деления равна установленному значению деленному на 16) и индикацию превышения максимально-го значения с дискретностью 80 кгс. Диапазон зеленой части шкалы равен установленному значению, красной (работающей при превышении установленного значения) — 400 кгс. При этом красные индикаторы мигают при превышении измеренного веса над установленным значением более чем на 500 кгс.

Питание системы «Вектор» осуществляется от аккумуляторной шины через выключатель ВИУ на блоке индикации.

8.5. Оборудование для десантирования с использованием спусковых устройств СУ-Р

В комплект вертолетного оборудования для обеспечения беспарашютного десантирования входят траверсы, страховочные тросы, окантовки, десантные тросы и ограждение грузолюка.

Одна траверса устанавливается над люком внешней подвески, другая над обрезом грузолюка.

Траверсы через сферические головки двух вилок устанавливаются в верхние гнезда стоек санитарных носилок. Вилки и гнезда фиксируются стопором.

Подцепка шнура спускового устройства производится за узел на середине траверсы. Окантовка устанавливается в проеме люка внешней подвески при открытой его крышке и стопорится за край проема с помощью пружинной лирки. Окантовка предохраняет элементы спускового устройства от механических повреждений.

Страховочные тросы служат для соединения подвесных систем на десантниках с десантными тросами вертолета.

Десантирование с использованием задней траверсы осуществляется при снятой на земле аппарели и установленном ограждении.

Для зацепления карабина шнура СУ-Р у проема левой входной двери служит второй (из четырех) по полету узел над дверью для бортовой лестницы.

В комплект спускового устройства СУ-Р входят 4 тормозных блока (из них один для груза), шнур для спуска длиной 50 м, 3 подвесные системы и сумка для хранения. Вес комплекта 11 кгс.

8.6. Система омыва лобовых стекол кабины экипажа

Система омыва предназначена для очистки наружной поверхности лобовых стекол кабины экипажа от загрязнений при выполнении полетов с применением очков ночного видения.

В качестве рабочей жидкости в системе применяется спирт этиловый ректифицированный ГОСТ 18299—.

В состав системы омыва входят:

- бак для спирта емкостью 18 л;
- электроприводной подкачивающий насос (703В);
- сливной и два перекрывных крана;
- распылители и трубопроводы.

Бак установлен под потолком в грузовой кабине справа между шп.11 и 12, насос 703В — под баком, сливной кран — в кабине экипажа на правом борту, перекрывные краны — в кабине экипажа справа внизу под приборной доской, распылители — на стеклоочистителях.

Перекрывные краны предназначены для управления подачей спирта либо на одно левое (правое) стекло, либо на оба стекла одновременно.

Электропитание системы осуществляется через АЗС «ОМЫВ СТЕКОЛ», расположенный на правой боковой панели электропульты. Включение системы осуществляется при нажатии кнопки «ОМЫВ СТЕКОЛ», расположенной на центральном пульте. После отпускания кнопки насос будет продолжать работать до отработки цикла реле времени — в течение 10 с.

8.7. Светотехническое оборудование

На вертолете выполнены следующие основные доработки светотехнического оборудования:

- система красного подсвета приборных досок и пультов заменена на систему подсвета зеленым светом;
- изменена электросхема групп подсвета приборных досок;
- снят плафон П-39 внутреннего освещения, располагавшийся на потолке в грузовой кабине между шп. 4 и 5;
- установлены три плафона П-39 зеленого, желтого и красного цвета над входной дверью кабины экипажа для подачи команд десанту;
- введена плавная регулировка яркости свечения светосигнального оборудования;
- исключено из системы автоматической сигнализации САС-4 табло ДИСС ОТКАЗАЛ.

Доработки по светосигнальным табло, расположенным на приборных досках и пультах в кабине экипажа, приведены в разделе "Приборное оборудование".

8.8. Приборное оборудование

На вертолете произведены следующие основные доработки приборного и светосигнального оборудования в кабине экипажа:

На левой приборной доске установлены (рис. 3):

- табло СТРУЖКА ГЛАВ. РЕД., СТРУЖКА ПРОМ. РЕД. и СТРУЖКА ХВ. РЕДУК. и произведена перекомпоновка светосигнальных табло по группам ответственности;
- выключатель и индикаторы весоизмерительного устройства внешней подвески (внизу под приборной доской);
- перенесены в правый нижний угол кнопки—табло ЦСО желтого и красного цвета.

На правой приборной доске (рис. 4):

- установлен указатель А-034-4-17 радиовысотомера А-037;
- изменено количество позиций переключателя топливомера СКЭС-2027Б (вместо Дл и Дпр введена Д).

На центральном пульте (рис. 5) установлены:

- кнопка ОМЫВ СТЕКОЛ;
- два сигнальных табло АППАРЕЛЬ УБРАНА и АППАРЕЛЬ ВЫПУЩЕНА;
- переключатель УПР. АППАРЕЛЬ ГРУЗ. КАБИНА—КАБИНА ЛЕТЧИКОВ с откидным предохранительным колпачком;
- пульт управления прожектором SX-16.

На левой боковой панели электропульты (рис. 6):

- установлены четыре регулятора яркости подсвета левой приборной доски и электропульты;
- установлены табло ГРУЗ СБРОШЕН и НИЖНИЙ ЗАМОК ОТКР., которые загораются при открытых верхнем и нижнем замках внешней подвески;
- снят выключатель АВТОМ. СБРОС—ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА.

На левом щитке электропульты (рис. 7) установлены:

- выключатель ПЛАФОН, вместо ПЛАФОН КРАСНЫЙ—БЕЛЫЙ;
- выключатель ОНВ для включения очков ночного видения левого летчика.

На правой панели АЗС (рис. 11) установлен АЗС АППАРЕЛЬ.

На правой панели электропульты (рис. 12) установлен галетный переключатель ДОПОЛН. БАКИ для контроля количества топлива в дополнительных баках.

На правом щитке электропульты (рис. 13) установлены:

- выключатель ПЛАФОН, вместо ПЛАФОН КРАСНЫЙ—БЕЛЫЙ;
- выключатель ОНВ для включения очков летчика—штурмана.

На правой боковой панели электропульты (рис. 14) установлены:

- АЗС ОМЫВ СТЕКОЛ;
 - реостат ТАБЛО ДЕНЬ—НОЧЬ для плавной регулировки яркости свечения светосигнальных табло;
 - выключатель ПОДСВЕТ КИ-13, УП-3;
 - четыре регулятора яркости подсвета правой приборной доски и электропульта. На электрощитке электропульта (рис. 15) установлены:
 - переключатель ГЕНЕРАТОРЫ —ПТС, АЭР. ПИТАН.;
 - переключатель ПТС и табло ПТС ВКЛЮЧЕН вместо переключателя ПТ и табло ПТ ВКЛЮЧЕН, соответственно; новый галетный переключатель КОНТРОЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ (на щитке переменного тока).
- Внизу под электрощитком установлен АЗС СЛГ-300, АППАРЕЛЬ для питания от шины генератора № 2 лебедки ЛПГ-300 или насосной станции НС-74 гидросистемы аппарата.
- На панели за креслом летчика—штурмана установлены:
- нажимной переключатель АППАРЕЛЬ УБОРКА—ВЫПУСК;
 - переключатель ДИСС ДЕНЬ—НОЧЬ (перенесен с правой боковой панели).

8.9. Очки ночного видения ОВН—1

8.9.1. Назначение

Очки ночного видения ОВН-1 предназначены для наблюдения внекабинного пространства вертолета в темное время суток с целью обеспечения возможности взлета, пилотирования на предельно малых и малых высотах полета, поиска и обнаружения объектов спасения, посадки на не оборудованные и неосвещенные площадки, проведения спасательных работ.

8.9.2. Условия полета вертолета при применении очков Минимальная истинная высота полета относительно рельефа местности (но не менее 20 м над препятствиями)

50 м

Максимальные углы крена

20°

Уровень ЕНО при которой обеспечивается работа экипажа в очках:

при рулении, взлете, пилотировании вертолета, посадке на ВПП и на оборудованную и обозначенную площадку 5×10^{-4} ...1 лк при выполнении поисково-спасательных работ над сушей и водной поверхностью, при посадке на необорудованную и неосвещенную площадку 5×10^{-3} ...1 лк

Метеорологическая дальность видимости, не менее 2 км

Примечания: 1. Освещенность ночью от естественного света на горизонтальной поверхности земли (по В.В.Шаронову) составляет:

- полная луна при ясном небе 2×10^{-1} лк;
- полная луна при средней облачности 1×10^{-1} ... 5×10^{-2} лк;
- безлунная ясная ночь 2×10^{-3} ... 1×10^{-3} лк;
- безлунная ночь при средней облачности 1×10^{-3} ... 5×10^{-4} лк;
- безлунная ночь при сплошной плотной облачности 2×10^{-4} лк.

2. Дальность обнаружения препятствий (справочная) с помощью ОВН-1 на фоне подстилающей поверхности, покрытой зеленой травой при ночной освещенности 5×10^{-3} лк, МДВ более 10 км, в полете по выбранному маршруту на высоте 150 м и скорости 120 км/ч составляет: мачт линий электропередач — 640 м, столбов линий связи — 355 м.

Однако дальность обнаружения препятствий и объектов поиска в значительной степени зависит от их размеров и контрастности на фоне подстилающей поверхности, уровня ЕНО и местной освещенности подстилающей поверхности.

8.9.3. Основные характеристики ОВН-1

Угол поля зрения	38°
Пределы регулировки окуляров по базе глаз	58...72 мм
Время снятия очков со шлема	2...3 с
Вес очков	0,63 кгс
Вес противовеса	0,6 кгс
Время непрерывной работы ОВН-1 с последующим перерывом не менее 30 мин	3 ч
Время работы ОВН-1 от аккумуляторов НКЦТ-0.45-1, не менее	3 ч

8.9.4. Краткие сведения о конструкции ОВН-1

В комплект ОВН-1 входят: ночные очки (бинокуляр), кабель, преобразователь

напряжения низковольтный (ПНН) и противовес.

Очки ОВН-1 представляют собой пассивный бинокулярный прибор ночного видения, принцип действия которого основан на усилении яркости изображения наблюдаемых объектов электронно-оптическими преобразователями (ЭОП). Отраженные от наблюдаемых объектов лучи попадают в объективы, которые строят изображение объекта на фотокатодах ЭОП. Яркость этого изображения усиливается и затем оно рассматривается на экранах ЭОП через окуляры очков летчиком.

Общий вид очков ОВН-1, установленных на ЗШ-7В в рабочем положении, приведен на рис. 16.

Очки выполнены в виде двух идентичных механически связанных электронно-оптических каналов (монокуляров). Каждый монокуляр состоит из объектива 4, окуляра, ЭОП и корпуса. Правый монокуляр закреплен неподвижно на узле фиксации, а левый можно передвигать, при нажатой кнопке 3, для регулировки очков по базе глаз. Во внутрь направляющей левого монокуляра устанавливаются два аккумулятора НКГЦ-0,45-1 и закрываются крышкой-выключателем 1. При повороте ее против часовой стрелки до упора включается питание очков от аккумуляторов.

Диоптрийная наводка окуляров производится вращением колец 2. Индивидуальная подгонка правого монокуляра в горизонтальной плоскости производится с помощью регулировочного винта 14.

Крепление очков к кронштейну нацеленного визирного устройства (НВУ), установленному на ЗШ-7В, осуществляется с помощью узла фиксации. При установке очков на ЗШ планка 7 узла фиксации совмещается с направляющей 8 кронштейна НВУ. Сверху на узле фиксации установлена розетка для подключения кабеля 9 электропитания очков от аккумуляторной шины вертолета через преобразователь ПНН.

Для индивидуальной подгонки очков по удалению от глаз летчика, наклону оптических осей и удобству наблюдения приборной доски служит флажок 5. При перемещении его вверх бинокуляр расфиксируется, вниз — фиксируется. При ненадежной фиксации монокуляров, в крайнем нижнем положении флажка, необходимо установить его в среднее положение, оттянуть тарелку 16 и повернуть ее вверх (по часовой стрелке) на одно соседнее фиксирующее положение, а затем повернуть флажок вместе с тарелкой вниз до надежной фиксации монокуляров.

Установка очков из походного положения в рабочее осуществляется нажатием левой рукой на кнопку 15 и опусканием их до фиксации. Обратно в походное положение очки устанавливаются перемещением их вверх до срабатывания фиксатора. При установке очков в походное положение автоматически отключается электропитание (от бортсети и от аккумуляторов).

Для снятия очков с ЗШ-7В необходимо левой или правой рукой нажать рычаги 6 и переместить очки вниз до выхода планки из кронштейна НВУ. Движением руки с очками в сторону срывается пружинный хомут 12 крепления кабеля электропитания и затем отсоединяется кабель.

Для подключения питания от бортовой сети необходимо подсоединить кабель от ПНН к очкам и включить выключатель ОНВ на левом (для левого летчика) и на правом (для правого летчика) щитках электропульты. При этом резервное питание от аккумуляторов НКГЦ-0,45-1 должно быть выключено.

Противовес 11 предназначен для частичной компенсации опрокидывающего момента от очков.

Противовес состоит из кожуха, в который установлен груз и основания. На основании жестко закреплены зуб 10 и пружина 13, с помощью которых противовес устанавливается на ЗШ.

8.9.5. Порядок индивидуальной подгонки и проверки ОВН-1

Индивидуальная подгонка и проверка очков каждым членом экипажа производится в следующем порядке:

- произвести внешний осмотр очков и их принадлежностей;
- установить на ЗШ-7В противовес и очки (в походном положении);
- надеть и подогнать ЗШ;
- подсоединить к очкам кабель 9 бортового электропитания и закрепить его на ЗШ с помощью пружинного хомута 12;
- установить очки в рабочее положение и надеть, при необходимости, на объективы защитные крышки;
- проверить работоспособность очков от резервных аккумуляторов НКГЦ-0,45-1, для чего повернуть крышку — выключатель 1 против часовой стрелки до упора и проверить наличие желто-зеленого свечения экранов в обоих монокулярах;

- выключить питание очков от резервных аккумуляторов поворотом крышки – выключателя по часовой стрелке до упора, желто-зеленое свечение экранов должно исчезнуть;
- проверить работоспособность очков от бортового электропитания, для чего установить в положение ВКЛ. выключатели ОНВ на левом (для командира экипажа) и на правом (для летчика-штурмана) электрощитках. При этом должно наблюдаться желто-зеленое свечение экранов в обоих монокулярах;
- если ранее не проводилась индивидуальная подгонка положения правого монокуляра в горизонтальной плоскости, то вращая отверткой (с помощью другого члена экипажа) регулировочный винт 14 на кронштейне НВУ добиться полной видимости через правый окуляр; произвести регулировку очков по базе глаз, для чего нажать кнопку 3 и переместить левый монокуляр в положение полной видимости через него; произвести диоптрийную наводку окуляров с помощью диоптрийных колец 2 на окулярах для каждого глаза. При этом выбранный предмет должен быть четко виден на экране каждого канала очков ненапряженным глазом, при закрытом другом;
- расфиксировать монокуляры относительно узла крепления, для чего повернуть флажок 5 вверх и отрегулировать положение монокуляров по удалению от глаз, наклону оптических осей и удобству наблюдения приборной доски при изменении только положения глаз, не меняя положения головы;
- зафиксировать выбранное положение монокуляров поворотом флажка вниз; установить выключатели ОНВ в положение ВЫКЛ;
- установить очки в походное положение.

Предупреждения: 1. Включать ОНВ-1 при дневном свете без защитных крышек на объективах и допускать длительное нахождение в поле зрения ярких источников света ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. При засветках очков яркими источниками света (появление картины «звездного неба») необходимо поворотом головы отвести объективы в сторону для вывода источника света из поля зрения очков или надеть защитные крышки.

8.10. Радиолокационная станция 2А-813Ц

Назначение и краткие сведения

8.10.1. РЛС 2А-813Ц (шифр «Контур-10») является метеорадиолокатором III класса и предназначена для решения следующих задач:

- обнаружение конвективной облачности и зон активной грозовой деятельности с оценкой степени их опасности;
- обзор земной поверхности для навигационного ориентирования по характерным наземным (надводным) объектам.

8.10.2. В состав РЛС входит антенна, приемопередатчик с волноводным трактом и индикатором.

8.10.3. Включение РЛС, подготовка ее к полету, а также контроль и работа с ней в полете осуществляются с рабочего места командира экипажа или летчика-штурмана.

8.10.4. Основные данные аппаратуры:

- масштаб развертки (и соответствующие ему калибрационные метки дальности): 8(2), 20(5), 40(10), 100(25), 200(50) км;
- азимутальный сектор обзора $\pm 45^\circ$;
- азимутальные метки на курсовых углах 340° , 0° , 20° ;
- суммарный угол стабилизации диаграммы направленности антенны $\pm 15^\circ$;
- диапазон отклонения антенны в вертикальной плоскости $\pm 15^\circ$;
- диаграмма направленности антенны – веерная (6° по азимуту и 10° по углу места).

8.10.5. Основными режимами работы являются режимы «Земля», «Метео», «Контур». На этих режимах производится излучение радиоволн в пространство.

Режим «Контроль» является вспомогательным, он включается автоматически при включении питания РЛС. Излучение радиоволн в пространство на этом режиме не происходит. Режим «Контроль» служит для проверки работоспособности аппаратуры путем сравнения изображения на экране индикатора с эталонным изобра-

жением, приведенным на рис. 1.

По несоответствию контрольного изображения с эталонным определяется отказавший блок (см. табл. 2).

Режим «Земля» позволяет осуществлять навигационное ориентирование по изображению на экране индикатора характерных наземных объектов.

Режим «Метео» предназначен для получения на экране индикатора в полярных координатах «азимут–дальность» радиолокационного изображения метеообразований. Для определения характера метеообразований его изображение на экране индикатора индицируется тремя цветами: зеленым, желтым и красным. Наличие желтого и особенно красного цветов изображения метеообъекта свидетельствует о повышенной степени опасности для полета.

Режим «Контур» предназначен для выделения на экране индикатора наиболее опасной зоны метеообразований. В этом режиме участки изображения опасной зоны индицируются на экране красным цветом.

8.10.6. Включение (выключение) РЛС и управление ею на земле и в полете осуществляется следующими органами управления, расположенными на передней панели индикатора под экраном, (рис.2):

- кнопка ВКЛ. для включения и выключения РЛС;
- кнопка РЕЖИМ для переключения основных режимов работы РЛС; кнопка КОНТР. для включения режима «Контроль» (в том случае, если РЛС уже работает в одном из основных режимов «Метео», «Контур» или «Земля»);
- кнопка МЕТКИ для включения и выключения азимутальных меток;
- две кнопки НАКЛОН для управления наклоном антенны; две кнопки МАСШТАБ для переключения масштабов изображения;
- регулятор ЯРКОСТЬ для регулирования яркости изображения на экране индикатора;
- регулятор РРУ для ручной регулировки усиления приемника и выделения характерных ориентиров в режиме «Земля»;
- регулятор ВЫДЕЛЕНИЕ для выбора характерных ориентиров на фоне земной поверхности путем ручной регулировки уровня сигнала красного цвета.

Проверка работоспособности РЛС

8.10.7. Проверка работоспособности РЛС производится с помощью системы встроенного контроля на земле, а также в полете при возникновении ненормальностей в работе РЛС.

Примечание. Запрещается использование любых рабочих режимов РЛС при наземных проверках, а также при взлете до момента выруливания вертолета на взлетную полосу. Проверка аппаратуры на земле производится только в режиме КОНТРОЛЬ, что исключает излучение радиоволн в окружающее пространство.

8.10.8. Для включения РЛС необходимо:

- включить АЗС РЛС на правой панели АЗС;
- нажать кнопку ВКЛ. на передней панели индикатора. При этом справа от экрана индикатора загорается светодиодный сигнализатор и РЛС автоматически устанавливается в режим КОНТРОЛЬ на масштабе 20 км; после появления на экране индикатора контрольного изображения убедиться, что оно совпадает с эталонным (рис. 1). Полное их соответствие свидетельствует о работоспособности РЛС. При наличии искажений контрольного изображения определить отказавший блок в соответствии с табл. 2.

Таблица 2

№ п/п	Искажения контрольного изображения	Неисправный блок
1	Отсутствуют кольца контрольного сигнала приемопередатчика или их меньше трех	Приемопередатчик
2	Отсутствует одно или несколько колец контрольного сигнала индикатора	Индикатор
3	Отсутствует линия сканирования или на экране высвечивается надпись НЕТ СКАН.	Антенна
4	Искривление контрольного изображе-	Индикатор

	ния или его отсутствие	
--	------------------------	--

Примечание. При отсутствии на экране индикатора контрольного изображения в течение более 3 мин, после включения РЛС, регулятором ЯРКОСТЬ добиться его появления.

8.10.9. Выключить РЛС, для чего повторно нажать кнопку ВКЛ. и выключить АЗС РЛС.

Работа с РЛС в полете

8.10.10. Перед взлетом включить РЛС в соответствии с п.8.10.8.

8.10.11. В полете РЛС может использоваться в трех основных режимах работы «Земля», «Метео», «Контур».

8.10.12. Работа с РЛС в режиме «Земля»:

- режим «Земля» использовать для навигационной ориентировки по характерным радиолокационным ориентирам;
- включить режим «Земля» нажатием кнопки РЕЖИМ до появления надписи ЗЕМЛЯ на экране индикатора;
- установить необходимый масштаб изображения нажатием верхней (нижней) кнопки МАСШТАБ;
- убедиться в наличии азимутальных меток синего цвета с оцифровкой 340°, 0° и 20°;
- нажатием верхней (нижней) кнопки НАКЛОН добиться появления на экране индикатора изображения зеленым цветом того участка местности, на котором ожидается появление характерного ориентира;
- регулятором ЯРКОСТЬ отрегулировать яркость изображения на экране индикатора; регулятором ВЫДЕЛЕНИЕ добиться оптимального изображения ориентира красным цветом на зеленом фоне;
- регулятором РРУ добиться приемлемой для распознавания ориентира контрастности изображения;
- обнаружить и распознать ориентир путем сличения карты с радиолокационным изображением;
- по мере сближения с ориентиром изменять угол наклона и масштаб изображения.

Примечания: 1. Конфигурация ориентиров на экране индикатора может отличаться от их конфигурации на полетных картах.

2. Допускается кратковременное пропадание изображения на экране индикатора при выполнении разворотов вертолета с углами крена более 10°. Пропадание изображения объясняется выходом суммарного угла тангажа и крена за пределы, при которых обеспечивается стабилизация антенны.

3. При обледенении обтекателя антенны возможно искажение изображения ориентиров на экране индикатора.

4. При необходимости можно убрать с экрана азимутальные метки нажатием кнопки МЕТКИ. Повторное нажатие кнопки МЕТКИ вновь вызывает индикацию меток на экране.

8.10.13. Работа с РЛС в режиме «Метео» и «Контур»:

- режим «Метео» использовать для обнаружения опасных метеообразований (мощно-кучевой облачности и грозовой деятельности);
- включить режим «Метео» нажатием кнопки РЕЖИМ до появления надписи МЕТЕО на экране индикатора;
- нажатием верхней кнопки МАСШТАБ установить масштаб изображения 200 км; нажатием кнопок НАКЛОН установить оптимальный для наблюдения метеообразований угол наклона антенны (0...+5°);
- регулятором ЯРКОСТЬ отрегулировать яркость изображения на экране индикатора;
- после обнаружения метеообразования определить дальность до него и его азимутальное положение относительно вертолета;
- оценить характер метеообразования по его трехцветному изображению;
- оценить опасность обнаруженного метеообразования в режиме «КОНТУР», для чего включить данный режим нажатием кнопки РЕЖИМ до появления надписи КОНТУР на экране индикатора;

- по мере сближения с метеообразованием последовательно переходить на масштабы 100 км, 40 км, 20 км, 8 км с целью наилучшего его наблюдения;
- отрегулировать при необходимости яркость изображения регулятором ЯРКОСТЬ;
- определить наиболее опасную для полета зону по красному цвету изображения на экране и принять решение на ее обход.

Предупреждение. Временно, до завершения работ по оценке степени опасности метеообразований в режимах «Метео» и «Контур», запрещается использовать полученную метеоинформацию для прохода через зоны метеообразований.

**Действия экипажа
при возникновении неисправностей в полете**

8.10.14. При возникновении ненормальностей в работе РЛС в полете произвести проверку ее работоспособности в режиме «Контроль» в соответствии с п.п. 8.10.7 и 8.10.8. В случае нарушения работоспособности РЛС выключить и в полете не использовать.

9. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА

В связи с доработками носовой части фюзеляжа и переносом приемников воздушного давления с нижней на верхнюю часть кабины экипажа изменились аэродинамические поправки ПВД. График аэродинамических поправок ПВД приведен на рис. 17.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1.

КОНТРОЛЬНАЯ КАРТА

Перед выруливанием (взлетом) и посадкой летчик-штурман по команде командира экипажа зачитывает соответствующий раздел карты по СПУ. Члены экипажа проверяют и докладывают командиру экипажа о результатах проверки.

Командир экипажа контролирует доклады членов экипажа и для самоконтроля сообщает по СПУ результаты личной проверки.

Примечание. Карта не отменяет объема работ, подлежащего выполнению членами экипажа согласно настоящего РЛЭ.

№ по пор.	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
Перед выруливанием			
1	АИ-9В	Выключен	Бортовой техник
2	Энергетика	Включена	Бортовой техник
3	Топливные насосы	Включены	Бортовой техник
4	Авиагоризонты	Включены, разарретированы	Командир экипажа, летчик-штурман
5	Курсовая система	Включена, согласована	Летчик-штурман
6	Автопилот	Включен	Командир экипажа
7	АРК	Включен, настроен на ПРС... (ближний или дальний)	Летчик-штурман
8	Система опознавания	Включена, код выставлен	Командир экипажа
9	Радиовысотомер	Включен, безопасная высота установлена	Командир экипажа
10	ДИСС	Включены	Летчик-штурман
11	САРПП, СПУУ	Включен	Командир экипажа
12	Обогрев ПВД (при т.в.=+5°С и ниже)	Включен	Летчик-штурман
13	Обогрев двигателей, ПЗУ и ПОС вертолета (при т.в.=+5°С и ниже)	Включены	Бортовой техник
14	Фары (при полетах ночью)	Включены, отрегулированы	Командир экипажа и летчик-штурман
15	Освещение приборов и пультов (при полетах ночью)	Включено, отрегулировано	Командир экипажа, летчик-штурман
16	АНО, контурные и строевые огни, маяк и при полетах ночью	Включены	Летчик-штурман
17	Входные двери	Закрыты, на стопоре	Бортовой техник
18	ПЗУ	Включено	Бортовой техник
Перед взлетом			
1	Авиагоризонты	Разарретированы	Командир экипажа, летчик-штурман
2	Показания приборов	Нормальные	Бортовой техник
3	Обороты НВ	Установлена 95% на шаге 3 ^в , коррекция правая	Командир экипажа
4	Курсовая система	Согласована, курсо-задатчик на МК взлета	Летчик-штурман
5	Направление и скорость ветра	Ветер спереди (слева, справа, сзади)...м/с	Летчик-штурман
Перед посадкой			
1	Давление аэродрома	Установлено	Командир экипажа, летчик-штурман

№ по пор.	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
2	Посадочный вес	Соответствует предельному (меньше предельного)	Летчик-штурман
3	Курс посадки	Установлен на... ⁰	Летчик-штурман
4	АРК	Настроен на ПРС... (ближний или дальний)	Летчик-штурман
5	Радиовысотомер	Безопасная высота установлена	Командир экипажа
6	ПЗУ	Включено	Бортовой техник
7	Направление и скорость ветра	Спереди (слева, справа, сзади)...м/с	Летчик-штурман

ПРИЛОЖЕНИЕ 2.**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДОЛЖЕННОГО И ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТОВ****1. Условные обозначения и определения**

$V_{\text{без}}$ - безопасная скорость полета вертолета с одним работающим двигателем, на которой обеспечивается скороподъемность 0,5 м/с при продолженном взлете.

V_K, H_K - скорость и высота полета в критической точке траектории взлета.

W - составляющая скорости ветра в направлении, обратном взлетному.

η - градиент набора высоты, отношение изменения высоты полета к пройденному пути.

Критическая точка траектории взлета - точка траектории взлета, определяемая минимальными значениями скорости и высоты при отказе одного двигателя, в которой возможно продолжение взлета. При отказе двигателя на скорости и высоте, меньших V_K, H_K возможно только прекращение взлета. Значения высоты и скорости в критической точке обеспечивают разгон до безопасной скорости с учетом просадки вертолета до высоты не менее $1/3 H_K$.

$$L_{\text{потр}} = \Delta L + 1,1 L_{\text{прер.}}$$

где ΔL - длина ВПП (площадки) для выруливания перед взлетом.

$L_{\text{прер}}$ - дистанция прерванного взлета.

$L_{\text{потр}}$ - потребная дистанция для прекращения взлета.

2. Основные условия обеспечения безопасности взлета на случай отказа одного из двигателей

Для обеспечения безопасности взлета в случае отказа одного из двигателей необходимо соблюдение следующих условий:

- взлетный вес вертолета при взлете по-вертолетному с использованием и без использования влияния земли должен быть не более предельного веса, определенного по номограмме рис. 1.1 настоящего РЛЭ (для взлета по-вертолетному без использования влияния земли);

- при выполнении взлета режим полета необходимо выдерживать таким образом, чтобы величина скорости полета была равна численному значению текущей высоты плюс 40, начиная с высоты 10м и до достижения скорости 120 км/ч;

- наклон линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов к ВПП (площадке) должен быть меньше фактического наклона траектории продолженного взлета;

- потребная дистанция прерванного взлета должна быть не более суммы располагаемой длины ВПП и концевой полосы безопасности в направлении взлета.

3. Определение критической точки траектории взлета, градиента набора высоты при продолженном взлете и потребной дистанции прерванного взлета

Для определения характеристик прерванного и продолженного взлетов с заданным взлетным весом летчика перед полетом необходимо:

1. По номограмме рис. 1.1 настоящего РЛЭ определить предельный вес вертолета для взлета по-вертолетному без использования влияния земли в фактических условиях при работе двигателей на взлетном режиме.

2. По полученному значению предельного веса и фактическому взлетному весу вертолета с помощью номограммы рис. 1 определить скорость $V_{\text{без}}$. Полученное по номограмме значение скорости $V_{\text{без}}$ необходимо округлить в большую сторону до ближайшего числа, кратного 5.

Если полученное значение скорости превышает 120 км/ч (отсутствует точка пересечения фактического и предельного веса на номограмме), продолжение взлета невозможно. В этом случае возможно только прекращение взлета при отказе одного из двигателей.

3. По номограмме рис. 2 с использованием полученного (округленного) значения $V_{\text{без}}$ определить для фактических условий значения приборной скорости и высоты полета в критической точке траектории взлета.

4. Для оценки возможности преодоления препятствий в зоне воздушных подходов к ВПП (площадке) по номограмме рис. 3 определить градиент набора высоты (наклон траектории) при продолженном взлете.

5. По номограмме рис. 4 определить потребную дистанцию прерванного взлета при отказе двигателя в критической точке в фактических условиях в зависимости от скорости $V_{\text{без}}$ и ветра.

Пример. Определить безопасную скорость, критическую точку траектории взлета, градиент набора высоты при продолженном взлете и потребную дистанцию прерванного взлета вертолета весом 10500 кгс с площадки, расположенной на высоте 1500 м над уровнем моря, при температуре наружного воздуха 25° С, встречном ветре 5 м/с.

Решение: 1. По номограмме рис. 1.1 настоящего РЛЭ определяем предельный вес вертолета в данных условиях (10800 кгс).

2. По номограмме рис. 1 определяем скорость $V_{\text{без}}$. На шкале $G_{\text{пред}} H=20$ м находим точку, соответствующую предельному весу вертолета 10800 кгс, проводим вертикальную линию через эту точку до пересечения с кривой, соответствующей $G_{\text{ф}}$, равному 10500 кгс. Из точки пересечения проводим горизонтальную линию до пересечения со шкалой $V_{\text{без}}$ и определяем значение скорости (92 км/ч). Округляя полученную величину до большего числа, кратного 5, получаем скорость $V_{\text{без}}$, равную 95 км/ч.

3. По номограмме рис. 2 определяем критическую точку траектории взлета. На шкале температуры находим точку, соответствующую температуре 25°С, проводим через нее вертикальную прямую до пересечения с условной линией, соответствующей высоте 1500 м, и из полученной точки проводим горизонтальную линию до линии сноски. Из пересечения проводим линию, параллельную кривым номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале $V_{\text{без}}$, соответствующую полученному значению (95 км/ч). Из полученной точки проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой V_k (76 км/ч) и далее со шкалой H_k (36 м).

4. По номограмме рис. 3 определяем наклон траектории и градиент набора высоты при продолженном взлете. Из пересечения вертикальной прямой, проходящей через значение температуры (25°С), с условной прямой, соответствующей высоте 1500 м, проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией сноски. Далее вдоль прямых номограммы проводим линию до пересечения с вертикальной прямой, проведенной из точки, соответствующей скорости по шкале $V_{\text{без}}$ (95 км/ч). Из полученной точки пересечения проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале W и вдоль прямых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале ветра W (5 м/с). Из полученной точки пересечения

проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой наклона траектории (1:61) и далее вдоль прямых номограммы до шкалы градиента набора высоты η (1,64%).

5. По номограмме рис. 4 определяем потребную дистанцию прерванного взлета при отказе двигателя в критической точке. Из точки пересечения вертикальной прямой температуры (25°C) с условной линией высоты (1500 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале $V_{без}$.

Вдоль кривых номограммы проводим линию до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку, соответствующую скорости $V_{без}$ (95 км/ч). Из точки пересечения проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале W , далее вдоль прямых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале W (5 м/с). Из точки пересечения проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой дистанции прерванного взлета и далее вдоль прямых номограммы до шкалы потребной дистанции прерванного взлета (1000 м).

Номограммы позволяют решить и обратную задачу: по известной располагаемой дистанции для прекращения взлета и наклону линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов в направлении взлета определить для фактических условий максимально допустимый вес вертолета.

Пример. Определить безопасную скорость, критическую точку траектории взлета и максимально допустимый вес из условия обеспечения безопасного взлета вертолета с площадки, расположенной на высоте 1000 м над уровнем моря при температуре наружного воздуха 0°C, встречном ветре 2 м/с. Наклон линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов в направлении взлета 1:50, располагаемая дистанция прерванного взлета 700 м.

Решение: 1. По номограмме рис. 3 определяем скорость $V_{без}$, обеспечивающую наклон траектории не менее 1:50.

На шкале наклона траектории находим нужное значение (1:50) и проводим горизонтальную линию до пересечения с вертикальной прямой, опущенной из значения встречного ветра 2 м/с. Из точки пересечения проводим параллельно прямым номограммы линию до пересечения с линией сноски на шкале W , из пересечения проводим горизонтальную линию. Из пересечения вертикальной прямой, проходящей через значение температуры (0°C), с прямой, соответствующей высоте 1000 м, проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией сноски. Далее вдоль прямых номограммы проводим линию до пересечения с ранее проведенной горизонтальной прямой. Из точки пересечения проводим вертикальную линию до шкалы $V_{без}$ и находим ее значение, равное 81 км/ч.

2. По номограмме рис. 4 определяем скорость $V_{без}$, которой в фактических условиях соответствует такая критическая точка, при отказе двигателя в которой обеспечивается прекращение взлета в пределах располагаемой дистанции 700 м. На шкале $L_{порт}$ находим точку, соответствующую располагаемой дистанции прерванного взлета (700 м), и проводим линию вдоль прямых номограммы до пересечения со шкалой $L_{пер}$ и далее горизонтальную линию до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку, соответствующую значению скорости встречного ветра 2 м/с. Из точки пересечения продолжаем линию вдоль прямых номограммы до пересечения с линией сноски на шкале и из точки пересечения проводим горизонтальную линию. Из точки пересечения вертикальной прямой температуры (0°C) с линией высоты (1000 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале $V_{без}$. Вдоль кривых номограммы проводим линию до пересечения с полученной горизонтальной прямой. Из точки пересечения проводим вертикальную линию до шкалы $V_{без}$ и находим ее значение (87 км/ч).

3. Из двух полученных значений $V_{без}$ (81 и 87 км/ч) выбираем наименьшее (81 км/ч) и, округляя его в меньшую сторону до числа, кратного 5, получаем скорость $V_{без}$, равную 80 км/ч.

4. По номограмме рис.2 определяем критическую точку траектории взлета. Из пересечения вертикальной прямой температуры (0°C) с линией высоты (1000 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски. Из пересечения проводим линию вдоль кривых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку 80 км/ч на шкале $V_{\text{без}}$. Из полученной точки проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой V_k и H_k и находим их значения, соответственно равные 63 км/ч и 23 м.

5. По номограмме рис. 1.1 настоящего РЛЭ определяем предельный вес вертолета в данных условиях (11800 кгс).

6. По номограмме рис. 1 определяем максимально допустимый взлетный вес. На шкале $G_{\text{пред.Н=20 м}}$ находим точку, соответствующую предельному весу вертолета 11800 кгс, и проводим через нее вертикальную линию до пересечения с горизонтальной прямой, проведенной через точку 80 км/ч на шкале $V_{\text{без}}$. Полученное значение веса в точке пересечения 10750 кгс соответствует максимально допустимому весу вертолета.

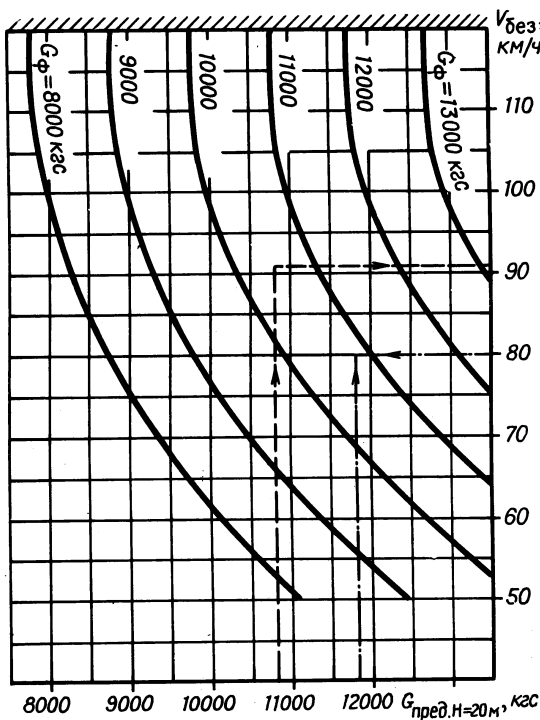


Рис. 1. Номограмма для определения скорости $V_{\text{без}}$

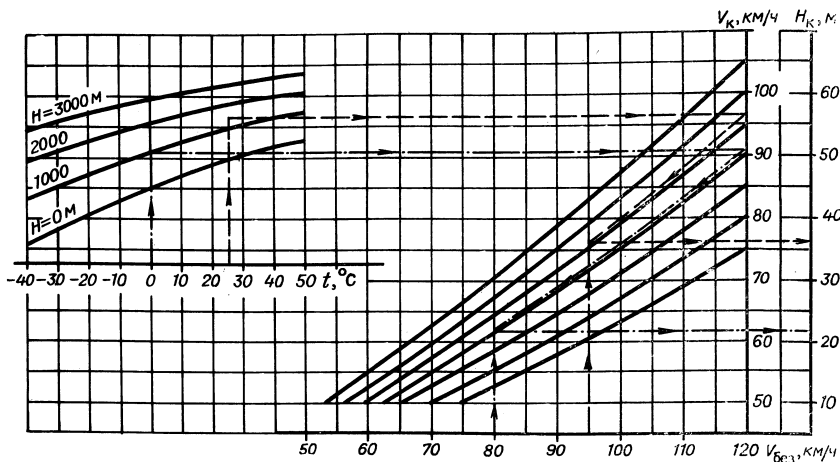


Рис. 2. Номограмма для определения скорости и высоты в критической точке траектории взлета

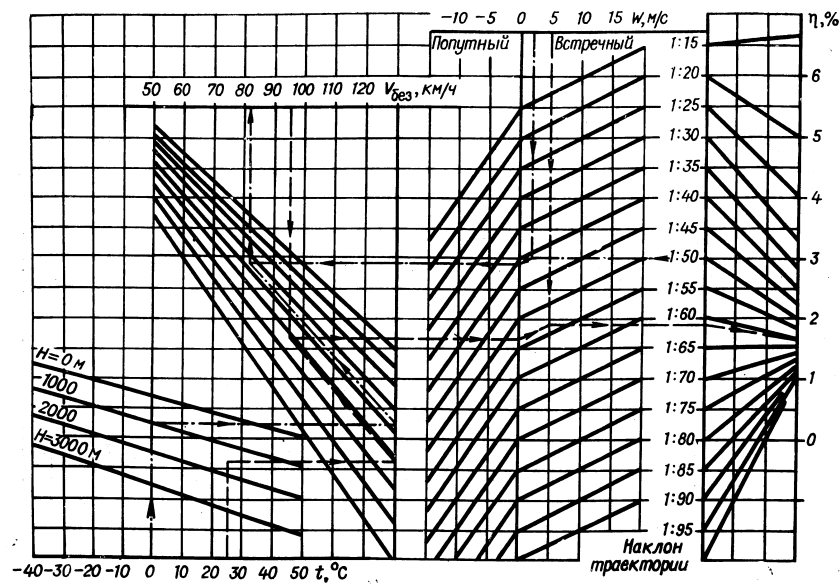


Рис. 3. Номограмма для определения наклона траектории и градиента набора высоты с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателе

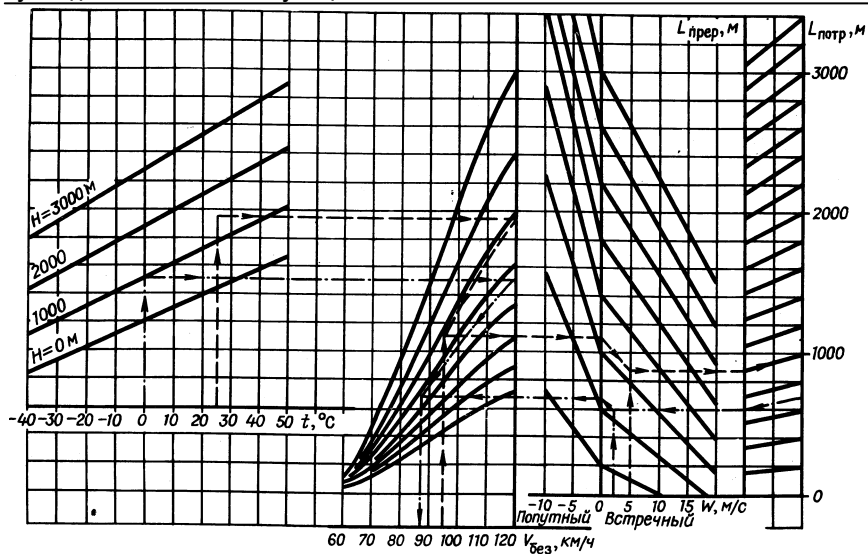


Рис. 4. Номограмма для определения потребной дистанции прерванного взлета при отказе одного двигателя в критической точке траектории

ПРИЛОЖЕНИЕ 3.**ВЫПОЛНЕНИЕ ВЗЛЕТОВ И ПОЛЕТОВ С ОДНИМ
РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ**

Взлеты и полеты с одним работающим двигателем разрешается выполнять визуально в простых метеоусловиях в целях эвакуации вертолета с места вынужденной посадки при отказе второго двигателя.

Летные данные

1. Практический потолок при полете с одним работающим двигателем:

- 4000 м - для взлетного веса 9500 кгс;
- 4500 м - для взлетного веса 8500 кгс.

Время набора высоты практического потолка на номинальном режиме работы двигателя и наивыгоднейшей скорости набора (120 км/ч, ПОС выключена):

- 27,5 мин - для взлетного веса 9500 кгс;
- 26,5 мин - для взлетного веса 8500 кгс.

2. Горизонтальный полет вертолета обеспечивается в диапазоне скоростей, указанном в табл. 1.

3. Предельный взлетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному определять по номограммам рис. 5 и 6. При взлетах по-самолетному с разбегом на трех опорах шасси и с разбегом на носовом колесе величину предельного взлетного веса, определенного по номограмме рис. 6, увеличивать на 300 и 600 кгс соответственно.

4. Минимальные размеры рабочей площадки для взлетов и посадок с предельным весом на высотах до 1500 м:

- 50х50 м - по-вертолетному, при отсутствии препятствий на подходах;
- 50х200 м - по-вертолетному, при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки;
- 50х160 м - по-самолетному, при отсутствии препятствий на подходах;
- 50х320 м - по-самолетному, при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки;
- 50х220 м - с разбегом на носовом колесе при отсутствии препятствий;
- 50х450 м - с разбегом на носовом колесе при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки.

5. Расчет дальности и продолжительности полета вертолета производить в соответствии с подразд. 1.5 РЛЭ.

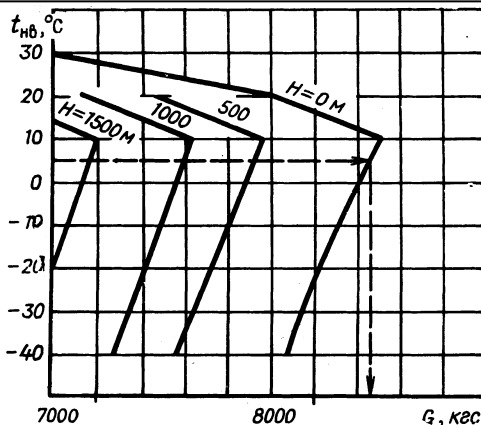


Рис.5. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем без использования влияния земли (высота висения 20 м)

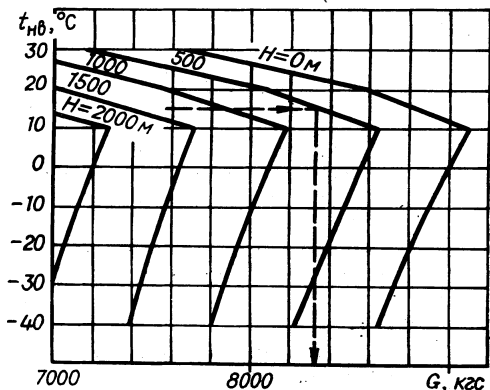


Рис.6. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с одним работающим на чрезвычайном режиме двигателем с использованием влияния земли (высота висения 3 м)

При выполнении инженерно-штурманского расчета дальности и продолжительности полета использовать данные, приведенные в табл. 2 и 3.

Таблица 1

Диапазон скоростей горизонтального полета вертолета с одним работающим двигателем, км/ч

Высота, м	Взлетный вес, кгс	
	9500-8500	Менее 8500
До 1000	220-60	220-60
2000	190-60	200-60
3000	165-60	180-60
4000	120-80	170-60
4500	-	140-80

Таблица 2

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты, при снижении и посадке

Высот а, м	При наборе высоты			При снижении		
	G, кгс	L, км	t, мин	G, кгс	L, км	t, мин
100	15	1	1	10	0,6	0,6
500	75	8	4,5	20	7	4

Примечание. Расход топлива при запуске, прогреве двигателя и рулении на старт 20 кгс за 4 мин (по 5 кгс в минуту).

Подготовка к полету

1. Перед принятием решения о подготовке вертолета к взлету с одним работающим двигателем экипажу осмотреть вертолет в объеме контрольного осмотра. Особое внимание обратить на поврежденный и исправный двигатели. При этом убедиться в целостности топливных трубопроводов между расходным баком и перекрывным краном поврежденного двигателя.

2. Командиру экипажа:

- - принять решение о подготовке вертолета к взлету по результатам осмотра;
- - определить по номограммам рис. 5 и 6 предельный взлетный вес вертолета для взлета с одним работающим двигателем в фактических условиях;

Таблица 3

Километровый q и часовой Q расходы топлива при полете на скоростях наибольшей дальности с одним работающим двигателем

Высота, м	Скорость наибольшей дальности полета, км/ч		Полетный вес, кгс							
			7000		8000		9000		10000	
	приборная	воздушная	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
100	210	213	2,209	460	2,243	467	2,277	475	2,311	482
500	200	208	2,211	446	2,219	448	2,227	450	2,235	451
1000	190	203	2,101	412	2,108	413	2,115	415	2,149	421
2000	170	192	1,892	346	1,897	347	1,942	355	2,045	374
3000	150	179	1,690	309	1,742	319	1,846	338	1,950	357

Примечание. Обороты несущего винта 95%.

- получить доклад от летчика-штурмана о необходимом для перелета запасе топлива, фактическом весе и центровке вертолета после посадки;
- определить совместно с летчиком-штурманом количество сливаемого топлива, а также перечень съемного оборудования и агрегатов вертолета, демонтаж которых необходим для обеспечения предельного взлетного веса;
- распределить между членами экипажа порядок работ по сливу топлива и демонтажу съемного оборудования и агрегатов вертолета;
- произвести совместно с бортовым техником осмотр вертолета в объеме контрольного после завершения работ по уменьшению веса вертолета.

Обеспечение веса вертолета, необходимого для взлета с одним работающим двигателем, производить в первую очередь за счет слива избыточного топлива. Если за счет слива топлива невозможно обеспечить

предельный взлетный вес или невозможно произвести слив топлива, то демонтировать съемное оборудование и в последнюю очередь снять рекомендуемые агрегаты вертолета.

Справочные данные по весу и центровке вертолета, перечню оборудования и агрегатов, демонтаж которых разрешен в целях уменьшения взлетного веса, приведены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

Перечень агрегатов, демонтаж которых допустим в целях уменьшения веса вертолета

Наименование	Вес, кгс	Момент, кгс*м	Время демонтажа, мин
1. Входная дверь	16	48,0	1
2. Огнетушитель ОУ-2 (2 шт.)	13	6	2
3. ДИСС-15	56	-206	10
4. Радиостанция "Ядро"	21	-42	5
5. Радиокompас АРК-15 (блоки)	20	63	5
6. Радиокompас АРК-УД (блоки)	20	-34	5
7. Капоты двигательного, редукторного, вентиляторного и концевых отсеков	108	67	40
8. Топор (2 шт.)	2,5	1,5	2
9. Токосъемник ПОС НВ	29	0	30
10. Фары	19	98	20
11. Внутренняя отделка кабины экипажа и кабины пилотов	74	74	80
12. Автопилот (блоки)	34	98	40
13. Курсовая система ГМК-1А (блоки)	12	40	25
14. Дверь в кабину экипажа	5	16	10
15. ИМД-1Р	4	14	10
16. А-037	11	-43	30
17. Обогреватель КО-50 с капотом	62	147	90
18. Приборы контроля ПОС	9	30	30
19. Хвостовая опора	5,5	-58	20
20. П-503	3	-12	15
21. Выключатель коррекции	3	10	15
22. Сирена С-1 с креплением	1,5	5	10
23. Обтекатель концевой балки	3,0	-34,5	60
24. Подвесные баки с креплением	100	20	-
25. Сиденье правого летчика	12	50	10
26. Сиденье бортового техника	4	15	10

Примечания: 1. Вес приведенных агрегатов входит в вес пустого вертолета.

2. В таблице приведены значения весов агрегатов и их моментов, а также времени, потребного для их демонтажа.

3. Демонтаж агрегатов по пп. 1-12 обеспечивает уменьшение веса вертолета на 412 кгс; время демонтажа тремя членами экипажа - 2,5 ч.

4. Демонтаж агрегатов по пп. 13-23 обеспечивает уменьшение веса вертолета на 119 кгс, время демонтажа тремя членами экипажа - 2,5 ч.

5. Демонтаж агрегатов по пп. 24-26 обеспечивает уменьшение веса вертолета на 116 кгс, при этом требуются значительные трудозатраты для демонтажа подвесных баков.

6. При демонтаже агрегатов необходимо учитывать изменение полетных центровок, с тем чтобы они не выходили за допустимые пределы.

Таблица 5

Взлетный вес и центровка вертолета в наиболее типичных конфигурациях при взлете на одном двигателе

Вариант конфигурации	Установленное съемное оборудование	Демонтированные агрегаты по перечню (табл. 4)	Вес вертолета, кгс	Координата центра тяжести вертолета, м
1	Спецплиты, ПКТ (носовой и кормовой), НСВТ (2шт.), ЛПГ-150М, ЭВУ спецфермы, Л-166В		9080	0,147
2	Л-166В, спецплиты (полный комплект)		8355 (8175)	0,23 (0,149)
3	Л-166В		7946 (7766)	0,063 (-0,026)
4	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-12	7456 (7276)	0,095 (0,029)
5	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-23	7297 (7117)	0,064 (-0,003)
6	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-26	7197 (7017)	0,062 (-0,006)

Примечания: 1. Во взлетный вес вертолета включены: экипаж (3 чел.), топливо в расходном баке (330 кгс), вес масла и невырабатываемого остатка топлива, вес пустого вертолета.

2. В скобках указаны взлетный вес и центровка вертолета с одним летчиком.

3. Летчику-штурману:

- определить местонахождение вертолета;
- определить маршрут перелета с места вынужденной посадки и минимально необходимый запас топлива;
- определить расчетным путем фактические вес и центровку вертолета.

Примечание. Наличие топлива в подвесных баках приводит к смещению центровки вертолета вперед. Момент увеличивается на 22 кгс•м на каждые 100 кгс топлива, что соответствует смещению центровки вперед на 3 мм;

- доложить командиру экипажа о полученных расчетных данных;
- при определении количества сливаемого топлива, демонтируемого съемного оборудования и агрегатов вертолета произвести расчет центровки и веса вертолета;
- произвести совместно с бортовым техником демонтаж агрегатов, определенных командиром экипажа.

4. Бортовому технику:

- определить на месте посадки возможность слива топлива в грунт и доложить командиру экипажа;
- оказать помощь летчику-штурману в расчете взлетного веса вертолета и его центровки;
- произвести слив топлива и демонтаж агрегатов, определенных командиром экипажа;
- произвести осмотр вертолета в объеме контрольного.

Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа

1. Осмотр и предполетную подготовку кабины экипажа производить в соответствии с подразд. 3.3 РЛЭ.

2. В случае демонтажа агрегатов в целях уменьшения взлетного веса включать АЗС систем, агрегаты которых демонтированы, **запрещается**.

Во избежание срабатывания огнетушителей первой (автоматической) очереди системы пожаротушения из-за задува выхлопных газов двигателя на датчики системы при демонтированных капотах двигательного и редукторного отсеков включать только АЗС второй (ручной) очереди, а АЗС первой очереди должны быть выключены.

3. Открывать перекрывной кран неисправного двигателя **запрещается**.

4. В случае необходимости пилотирования вертолета одним летчиком подготовку кабины экипажа производить командиру экипажа и бортовому технику.

Бортовому технику покинуть вертолет с разрешения командира экипажа только после запуска двигателя, его прогрева, включения генераторов и проверки систем и оборудования вертолета.

Особенности выполнения полета

1. Взлет и полет с одним работающим двигателем с места вынужденной посадки могут осуществляться как полным составом экипажа вертолета, так и одним летчиком (в случаях если уменьшение веса вертолета за счет слива топлива, демонтажа съемного оборудования и агрегатов не достаточно для обеспечения взлета вертолета).

2. Взлет, полет и посадку вертолета производить в соответствии с разд. 4 РЛЭ.

3. Для полного использования в полете располагаемой мощности двигателя перед взлетом убедиться, что включен выключатель ЧР ЛЕВ-(ПРАВ) ДВ.

4. В случае демонтажа с вертолета части пилотажно-навигационного и радиооборудования (ДИСС-15, ГМК-1А, АРК-15, А-037) вертолотовождение осуществлять визуально, используя показания магнитного компаса КИ-13. При отсчете показаний по магнитному компасу крен и тангаж вертолета не должны превышать 10°.