

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

ИНСТРУКЦИЯ ЭКИПАЖУ ВЕРТОЛЕТА Ми-8МТ

(в двух книгах)

Книга I

ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

*Введена в действие
заместителем главнокомандующего ВВС
по боевой подготовке*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА 1982

Инструкция экипажу вертолета Ми-8МТ состоит из двух книг:

Книга I — Летная эксплуатация. Общие сведения о вертолете. Особенности аэродинамики и динамики полета.

Книга II — Боевое применение.

Книга I содержит основные данные и эксплуатационные ограничения вертолета, основные требования по технике пилотирования, по подготовке и выполнению полетов, по действиям экипажа при особых случаях в полете, по перевозке людей и грузов, по эксплуатации систем, содержит основные сведения о вертолете и его системах, а также краткое пояснение аэродинамики и динамики полета вертолета и смысла установленных в Инструкции ограничений.

Книга II содержит указания по боевому применению вертолета. При разработке Инструкции в качестве эталона был взят вертолет Ми-8МТ № 4872 с двигателями ТВЗ-117МТ.

С выходом настоящей Инструкции ранее изданная Инструкция экипажу вертолета Ми-8МТ (изд. 1-е, 1977 г.), а также Дополнения к ней утрачивают силу и подлежат уничтожению на местах установленным порядком.

Полеты на вертолете экипаж должен выполнять в защитных шлемах ЗШ-3 или ЗШ-5.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Р А З Д Е Л 1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЕТЕ.....	7
1.1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАДАЧАХ, РЕШАЕМЫХ НА ВЕРТОЛЕТЕ	7
1.2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	8
1.3. ОСНОВНЫЕ ВАРИАНТЫ ЗАГРУЗКИ И ЗАПРАВКИ ВЕРТОЛЕТА. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ ВЕРТОЛЕТА РАСЧЕТОМ	9
1.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА	9
1.5. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ. РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА	15
Р А З Д Е Л 2 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	46
2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ	46
2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКАМ	46
2.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ	46
2.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЛЕТНЫМ ДАННЫМ	47
2.5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ	51
2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЯМ И РЕДУКТОРАМ	52
2.7. ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В	55
Р А З Д Е Л 3 ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ	56
3.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	56
3.2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР ВЕРТОЛЕТА	56
3.3. ОСМОТР И ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА	61
3.4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В И ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117МТ	65
3.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В	68
3.6. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117МТ	68
3.7. ПРОГРЕВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ	73
3.8. ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ	76
3.9. ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ..	82
3.10. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ	86
3.11. ОСМОТР ВЕРТОЛЕТА ПОСЛЕ ОПРОБОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ	87
3.12. ЭКСТРЕННЫЙ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ	88
3.13. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117МТ	88
3.14. ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ	89
Р А З Д Е Л 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА.....	90
4.1. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ	90
4.2. ВИСЕНИЕ	92
4.3. ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И ПОДЛЕТЫ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ	94
4.4. ВЗЛЕТ	95
4.5. НАБОР ВЫСОТЫ	99
4.6. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ	101
4.7. ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА	102
4.8. СНИЖЕНИЕ	104
4.9. СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА	106
ДОПОЛНЕНИЕ К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ МОСКВА 1989г.	107
4.10. ПОСАДКА	111
4.11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ	114
4.12. ПОСАДКА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	114
4.13. ПОЛЕТ С АВТОПИЛОТОМ	119
4.14. ОКОНЧАНИЕ ПОЛЕТА	121
4.15. ПОЛЕТ НА ПОИСК ПОТЕРПЕВШИХ БЕДСТВИЕ	121
4.15А. ВЫПОЛНЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОГО ДОПОИСКА ОБЪЕКТОВ В НОЧНЫХ УСЛОВИЯХ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ БОРТОВЫМ ПРОЖЕКТОРОМ ИЗ КОМПЛЕКСА "ЗОРЬКА"	122
4.16. ПОЛЕТ (ВИСЕНИЕ) НАД БЕЗОРИЕНТИРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ С	

ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15	124
4.17. ПОЛЕТ НОЧЬЮ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ	125
4.18. ПОЛЕТ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ДНЕМ И НОЧЬЮ	127
4.19. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКИ	131
4.20. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ МЕТОДОМ ОТВОРОТА НА РАСЧЕТНЫЙ УГОЛ	136
4.21. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЧЕСКОГО РАДИОПЕЛЕНГАТОРА	138
4.22. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ	142
4.23. ПОЛЕТЫ В ГОРАХ	145
4.24. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА НА ПЛОЩАДКАХ СО СНЕЖНЫМ (ПЫЛЬНЫМ) ПОКРОВОМ	155
4.25. ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЕ	158
4.26. ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА	175
4.27. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ	182
4.28. ПРОВЕРКА ФОРСИРОВАННОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117 В ПОЛЕТЕ	183
РАЗДЕЛ 5 ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ	185
5.1. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ ВНУТРИ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ	185
5.2. ПЕРЕВОЗКА ОПАСНЫХ ГРУЗОВ	187
5.3. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ	187
5.4. ПОЛЕТЫ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ	188
5.5. ПОДЦЕПКА ГРУЗА ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА	190
5.6. ПОДЦЕПКА ГРУЗА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ	192
5.6А. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ВОДОСЛИВНЫМ УСТРОЙСТВОМ (ВСУ) НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ	194
5.7. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ НОЧЬЮ	198
5.7А. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВКИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ВЕРТОЛЕТА РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М, Р4С, БОЧЕК НА ПОДДОНЕ ПА-5,6 С ГОРЮЧИМ И РАКЕТНЫМ ТОПЛИВОМ И ПУСТЫХ РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М, Р-4С, Р-6, Р-8	199
5.8. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВОЙ СТРЕЛЫ С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М ПЕРЕД ПОЛЕТОМ	202
5.8А. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ПОИСКОВО- СПАСАТЕЛЬНОГО КАТЕРА «БАРС»	203
5.8Б. 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	206
5.9. ПОДЪЕМ ЧЕЛОВЕКА (ГРУЗА) НА БОРТ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОГО ГРУЗОПОДЪЕМНОГО УСТРОЙСТВА С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М	212
5.10. ВЫПОЛНЕНИЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ ПРЫЖКОВ ИЗ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА	214
РАЗДЕЛ 6 ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ	227
6.1. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ	227
6.2. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА	233
6.3. ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ	236
6.4. НЕИСПРАВНОСТИ РЕДУКТОРОВ	238
6.5. НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	239
6.5А. ВЫХОД ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400)	241
6.6. ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ	242

6.7. ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ.....	242
6.7А. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОГОВО ТАБЛО СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. ИЛИ СТРУЖКА ПР. ДВИГ. (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ СИГНАЛИЗАТОРОМ СТРУЖКИ СС-78 В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЕЙ)	242
6.8. НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ (ПОМПАЖ)	243
6.9. ОТКАЗ ОГРАНИЧИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ	243
6.10. ОТКАЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ (ПОДКАЧИВАЮЩЕГО И ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ)	244
6.11. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОГОВО ТАБЛО ОСТАЛОСЬ 300 Л	245
6.11.А. ЗАЕДАНИЕ ПОПЛАВКОГО КЛАПАНА В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ.....	245
6.12. ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ	246
6.13. ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ.....	247
6.13А. ПОРЫВ ДИАФРАГМЫ ОДНОГО ИЗ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ВЫПОЛНЕННОЙ ДОРАБОТКОЙ ПО РАЗДЕЛЕНИЮ ГАЗОВЫХ ПОЛОСТЕЙ СПАРЕННЫХ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ).....	248
6.14. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС	248
6.15. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПРЕВЫШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА	249
6.15А САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВПРАВО ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ	249
6.15Б. ПОТЕРИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИ ПОЛЁТАХ В ОБЛАКАХ ИЛИ НОЧЬЮ.....	250
6.16. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НИЖЕ МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ.....	251
6.16.А. ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО.....	252
6.17. ПОЯВЛЕНИЕ НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ В ПОЛЕТЕ.....	253
6.18. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ	255
6.19. ОТКАЗ АВТОПИЛОТА	259
6.20. ОТКАЗ ЛЕВОГО АВИАГОРИЗОНТА.....	260
6.21. ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ	260
6.22. ОТКАЗ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА.....	260
6.23. ОТКАЗ ЛЕВОГО УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ.....	261
6.24. ОТКАЗ РАДИОСТАНЦИИ Р-860.....	262
6.25. ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-9	262
6.26. ПОТЕРЯ РАДИОСВЯЗИ.....	263
6.27. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ.....	263
6.28. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНЫХ УПОРОВ УПРАВЛЕНИЯ	264
6.28.А. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ ПО-ВЕРТОЛЁТНОМУ	264
6.29. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ ВЕРТОЛЕТА В ПОЛЁТЕ	267
6.30. ПРАВИЛА ВЫНУЖДЕННОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ.....	270
6.31. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПРИВОДНИВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА.....	270
Р А З Д Е Л 7 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ.....	273
7.1. ПРОВЕРКА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ.....	273
7.2. ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ.....	277
7.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	288
7.4. АСТРОКОМПАС	290
7.5. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН ВЕРТОЛЕТА	291
7.6. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА	292
7.7. ПРИМЕНЕНИЕ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15.....	293
7.8. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОГО УПОРА	294
7.9. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ	295
7.10. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В.....	296

Р А З Д Е Л 8 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ	299
8.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА.....	299
8.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ.....	300
8.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА.....	306
8.4. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.....	310
8.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА.....	316
8.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА.....	316
8.7. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ.....	322
8.8. СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ.....	323
8.9. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА.....	326
8.10. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ.....	326
8.11. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	329
8.12. САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	332
8.13. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	332
8.14. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ.....	336
8.15. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО.....	340
8.16. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	341
8.17. СИСТЕМА ЗАПУСКА.....	342
8.18. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ.....	343
8.19. ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ МАСЛОСИСТЕМ И ПОЯСНЕНИЕ СМЫСЛА УСТАНОВЛЕННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ.....	349
8.20. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ.....	351
8.21. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ.....	352
8.22. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	356
8.23. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	357
8.24. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	371
8.25. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12ДМ.....	375
8.25А. БЛОК СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400.....	376
8.26. РЕНТГЕНОМЕТР ДП-3А-1.....	376
8.27. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	377
Р А З Д Е Л 9 ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКА ПОЛЕТА.....	389
9.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА.....	389
9.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА.....	392
9.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ.....	396
9.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА.....	401
9.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА.....	415
9.6. МАНЕВРЕННОСТЬ ВЕРТОЛЕТА.....	416
9.7. ПРИЧИНЫ И СУЩНОСТЬ УСТАНОВЛЕННЫХ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА ОГРАНИЧЕНИЙ.....	418
9.8. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТЧИКУ ПО ДЕЙСТВИЯМ ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ.....	421
9.9. КОЛЕБАНИЯ ВЕРТОЛЕТА.....	425
ПРИЛОЖЕНИЯ.....	427
ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ДОПОЛНЕНИЙ.....	446

«Утверждаю»
генерал-лейтенант авиации
Л. АГУРИН
11 апреля 1980 г.

Р А З Д Е Л 1

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЁТЕ

1.1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАДАЧАХ, РЕШАЕМЫХ НА ВЕРТОЛЁТЕ

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

Вертолёт Ми-8МТ применяется в следующих вариантах.

1. Транспортный:

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

2. Десантный — для перевозки десантников с личным оружием (максимально 24 десантника).

3. Санитарный:

- с носилочными ранеными (максимально 12 чел.) в сопровождении медработника;
- комбинированный (максимально 20 чел. — 3 носилочных и 17 сидячих раненых или 15 сидячих раненых, один дополнительный топливный бак).

4. С оборудованием ВМР-2.

5. Боевой (с шестью блоками УБ-32 или с авиабомбами).
(см. Инструкцию, книга 2)

6. Перегоночный.

Для перевозки крупногабаритных грузов в грузовой кабине (типа лопастей несущего винта) и выполнения учебно-тренировочных прыжков с парашютами (парашютного десантирования) через грузовой люк на вертолёте предусмотрено полуоткрытое положение или снятие створок грузовой кабины.

Вертолет Ми-8МТ 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.



Рис. 0.1. Общий вид вертолета Ми-8МТ

1.2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Нормальный взлетный вес	11 100 кгс
Максимальный взлетный вес	13000 кгс
Десантная нагрузка:	
нормальная	2000 кгс
максимальная (при полной заправке основных топливных баков)	4000 кгс
Количество перевозимых солдат	21 - 24 чел.
Количество раненых, перевозимых на носилках	12 чел.
Максимальная скорость горизонтального полета на высотах 0—1000 м:	
при нормальном взлетном весе	250 км/ч
при максимальном взлетном весе	230 км/ч
Крейсерская скорость полета на высотах до 1000 м:	
при нормальном взлетном весе	220—240 км/ч
при максимальном взлетном весе	205—215 км/ч
Статический потолок при нормальном взлетном весе вне влияния земли в стандартных атмосферных условиях	1760 м
Практический потолок:	
с нормальным взлетным весом	5000м
с максимальным взлетным весом	4100 м
Время набора высоты на номинальном режиме работы двигателей и наивыгоднейшей скорости набора (120 км/ч; ПОС выключена):	
с нормальным взлетным весом	
1000 м	1,8 ^{+ 0,5} мин
3000 м	6 ⁺¹ мин
4000 м	9,5 ⁺² мин
с максимальным взлетным весом	
1000 м	2,4 ^{+ 0,5} мин
3000 м	10,9 ⁺¹ мин

Практическая дальность полета на высоте 500 м на крейсерской скорости при полной заправке основных топливных баков с 5% остатком топлива:

при десантной нагрузке 2117 кгс	495 км
при десантной нагрузке 4000 кгс	465 км
с одним полностью заправленным дополнительным топливным баком	725 км
с двумя полностью заправленными дополнительными топливными баками (перегоночная дальность)	950 км

Примечания: 1. На вертолете Ми-8МТ с двигателями ТВЗ-117МТ с РПР-ЗАМ величина практического потолка составляет:

с нормальным взлетным весом	5000 м
с максимальным взлетным весом	3900 м

1. При включении ПОС винтов и двигателей величина практического потолка уменьшается на 200—300 м.
2. Установка на вертолёт экранно-выхлопных устройств (ЭВУ) уменьшает практический потолок на 150-200 м.

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 настоящей Инструкции.

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-8МТ по вариантам загрузки приведены в табл. 1.1.

Вес и центр тяжести пустого вертолета Ми-8МТ берутся из формуляра. Все расчеты производить в соответствии с Инструкцией по загрузке и центровке вертолета Ми-8МТ №8МТ-0001-00ИЦ.

1.3.3. В любом из вариантов вертолет может выполнять спасательные операции, при этом устанавливается бортовая стрела с лебедкой.

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 номограм-

мам рис. 1.3 и 1.4.

На номограммах рис.1.1 и 1.3 показаны зависимости предельного взлётного (посадочного) веса вертолётa от барометрической высоты площадки при различных температурах наружного воздуха в штнлевых условиях. Номограммы рассчитаны для оборотов несущего винта 93% при включенном отборе воздуха на эжектор ПЗУ и выключенной противообледенительной системе входов двигателей, несущего и рулевого винтов.

При установленных на вертолёт ЭВУ предельный вес вертолётa, определенный по номограммам, уменьшить на 300 кгс.

1.4.2. При выключении отбора воздуха на эжекторы ПЗУ предельный вес вертолётa, определенный по номограммам, увеличить на 200 кгс; при включении ПОС двигателей и винтов, уменьшить на 1000 кгс.

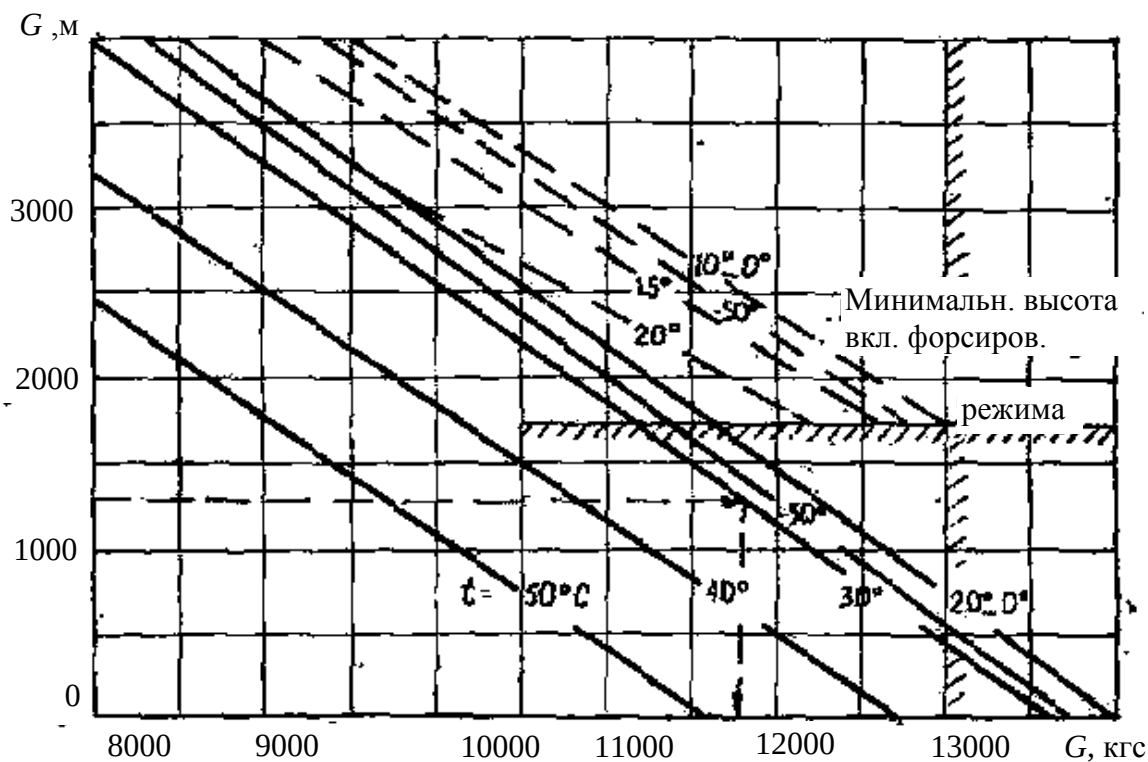


Рис. 1.3. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с использованием влияния

земли (высота висения 3 м)

———— взлетный режим

----- форсированный режим

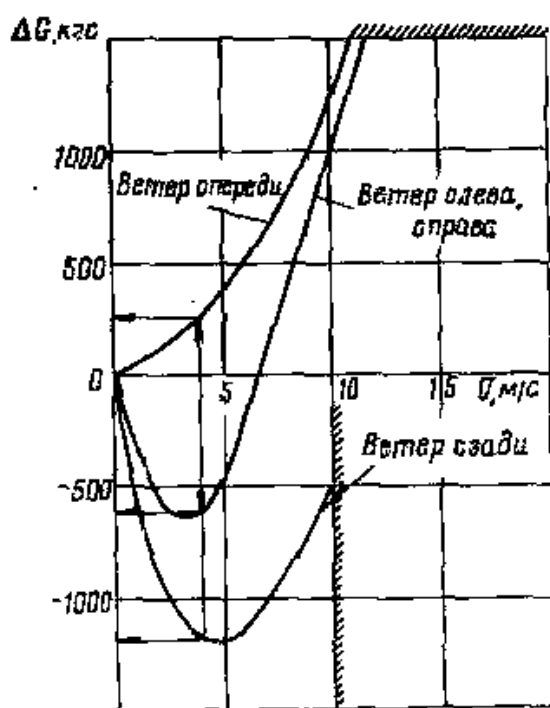


Рис. 1.4. Номограмма для определения приращения предельного веса в зависимости от скорости и направления ветра при взлете и посадке с использованием влияния земли

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 включенном отборе воздуха на эжекторы ПЗУ и выключенной противообледенительной системе входов двигателей, несущего и рулевого винтов.

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

1.4.3. Для определения приращения относительно штилевых условий предельного веса вертолета 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° С на 500—600 кгс, перед каждым полетом необходимо выполнить контрольное висение и убедиться, что предельный вес вертолета определен правильно.

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 1300 м над уровнем моря, при температуре наружного воздуха + 30°С, скорость ветра 4 м/с.

Решение. 1. По номограмме на рис. 1.3 находим предельный полетный вес для взлета в штилевых условиях. На шкале барометрической высоты H находим точку, соответствующую высоте 1300 м, и проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией с отметкой +30°С. Из полученной точки проводим вертикаль до горизонтальной шкалы и определяем предельный вес вертолета в штилевых условиях (11810 кгс).

2. По номограмме на 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:

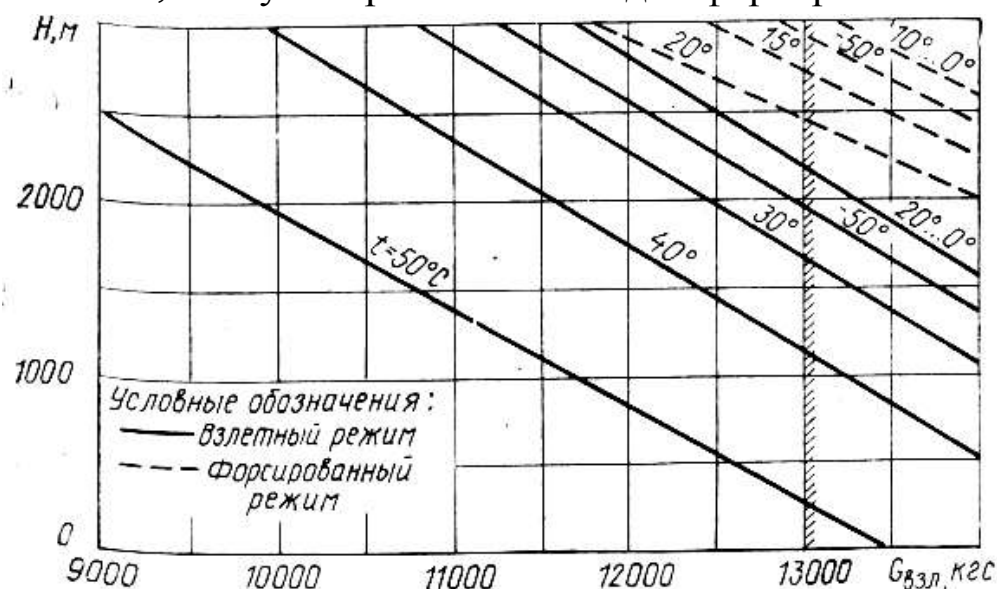
- при ветре спереди—12060 кгс;
- при ветре слева, справа — 11190 кгс;
- при ветре сзади— 10630 кгс.

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. При взлете по-самолетному выполнить контрольное висение на высоте не менее 1 м и убедиться, что предельный взлетный вес определен правильно.

1.4.7. Разрешается использование форсированного режима двух двигателей на высотах расположения площадок 1700 м и выше при температурах наружного воздуха от плюс 20°C и ниже.

В этом случае определение предельного веса вертолета для взлета и посадки по-вертолетному производить по номограммам рис. 1.1 и 1.3, по пунктирным линиям для форсированного режи-



1.4а. Номограмма для определения предельного веса вертолета при взлете по-самолетному с разбегом на носовом колесе

ма по методике, изложенной в ст. 1.4.5.

1.4.8. Определение предельного взлетного веса вертолета при взлете с разбегом на носовом колесе производить по номограмме рис. 1.4а.

Правильность выбора предельного взлетного веса для взлета с разбегом на носовом колесе производить по результатам контрольного висения на взлетном (форсированном) 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.

1.4.8а. На вертолетах с двигателями ТВЗ-117МТ, имеющими износ лопаток первой ступени компрессора, при температурах наружного воздуха более 25°С 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.

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.

1.5. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ. РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА 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 обрезаем 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 высо-

тах. 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 света так, чтобы режим работы двигателей не превышал крейсерского. Уменьшение скорости, как правило, не превышает 20 км/ч.

Наибольшая продолжительность полета на высотах получается при полёте 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 11 100 кгс и менее		Полетный вес более 11 100 кгс	
	скорость полета, км/ч			
	приборная	воздушная	приборная	воздушная
100	230	233	215	219
500	225	233	210	218
1000	220	233	205	218
2000	210	234	195	218
3000	195	230	160	190
4000	170	213	120	154
5000	120	163		
6000	100	145		

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-8МТ в транспортном варианте без внешних подвесок и дополнительных установок с закрытыми створками грузового люка и в боевом варианте с фермами без подвесок и с фермами с подвешенными на них шестью УБ-32. При других вариантах вооружения на внешней подвеске километровые расходы топлива не хуже, чем с 6 х УБ-32.

При других вариантах вооружения на внешней подвеске километровые расходы топлива не хуже, чем с 6хУБ-32.

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

При выполнении полетов с установленными на вертолете 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 включении противообледенительных систем вертолета и ПЗУ двигателей километровый и часовой расходы топлива 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.

При постоянных оборотах винта дальность полета при увеличении температуры наружного воздуха от стандартной изменяется мало.

При уменьшении температуры от стандартной на каждые 10°C вследствие увеличения окружных чисел M 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 почти полностью компенсировать друг друга. Суммарный же эффект воздействия ветра в этом случае всегда выражается в увеличении продолжительности полета, но существенно меньшем, чем при перелетах, и в соответствующем увеличении расхода топлива за полет. Для учета влияния ветра вводится понятие эквивалентного ветра, который изменяет дальность полета так же, как и фактический ветер с его направлением.

Скорость эквивалентного ветра равна разности между путевой и воздушной скоростями.

Гарантийный запас топлива

Для обеспечения безопасности маршрутных полетов устанавливается гарантийный запас топлива не менее минимального,

равный для вертолета Ми-8МТ 140 кгс (180 л).

Минимальный гарантийный запас топлива учитывает возможное увеличение расхода топлива по сравнению с расчетным вследствие неточного выдерживания маршрута, изменчивости ветра и погрешности его определения и прогнозирования, отличия технических характеристик вертолета и двигателей от их средних значений, погрешностей при заправке, измерении остатка топлива и расчете дальности и продолжительности полета.

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 ПОЛЕТА

При выполнении инженерно-штурманского расчета дальности, продолжительности полета и запаса топлива учитываются:

— расход топлива G_{TH} , путь L_H и время t_H при взлете и наборе высоты на режиме максимальной скороподъемности в зависимости от взлетного веса вертолета (определяются по табл. 1.3);

Т а б л и ц а 1.3

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты

Приборная скорость 120 км/ч.

Режим работы двигателей номинальный.

Высота, м	Взлетный вес, кгс					
	11 100			13000		
	G_{TH} , кгс	L_H , км	t_H , мин	G_{TH} , кгс	L_H , км	t_H , мин
Взлет, разгон, установка режима набора высоты	15	—	1	15	—	1
100	20	—	1	20	—	1
500	30	—	2	35	—	2
1000	40	5	3	50	5	4
2000	70	10	5	85	10	7
3000	100	15	7	130	20	11
3500	—	—	—	165	30	14
4000	130	25	11	—	—	—
5000	190	40	17	—	—	—

Таблица 1.4

**Километровый и часовой расход топлива на различных высотах и скоростях
наибольшей дальности в зависимости от полётного веса**

Число оборотов несущего винта 95%

Н, м	Расход топлива на вертолёт при полётном весе, кгс									
	9000		10 000		11 000		12 000		13 000	
	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч	q, кгс/км	Q, кгс/ч
Транспортный вариант										
100	2,66	620	2,69	627	2,75	641	2,84	621	2,93	640
500	2,55	593	2,60	605	2,67	621	2,76	601	2,86	623
1000	2,44	569	2,49	580	2,57	599	2,69	587	2,81	614
2000	2,24	525	2,33	546	2,44	572	2,56	559	2,71	592
3000	2,11	485	2,22	510	2,35	540	2,63	500	2,91	554
4000	2,00	426	2,14	455	2,36	502	3,16	487	3,73	575
5000	2,18	354	2,50	406	3,0	488				
Боевой вариант без внешних подвесок на фермах										
100	2,76	643	2,83	660	2,90	676	2,98	651	3,08	673
500	2,71	630	2,78	646	2,85	663	2,94	640	3,03	660
1000	2,63	613	2,70	629	2,78	648	2,87	627	2,98	651
2000	2,43	570	2,50	586	2,60	610	2,74	599	2,92	638
3000	2,24	515	2,35	540	2,53	581	2,77	527	3,04	579
4000	2,10	447	2,24	477	2,46	523	3,39	522	3,87	596
5000	2,31	375	2,65	431	3,12	507				
Боевой вариант с подвесками										
100	2,97	692	2,99	697	3,03	706	3,08	673	3,14	686
500	2,92	679	2,93	681	2,94	684	2,98	649	3,04	662
1000	2,77	645	2,79	650	2,82	657	2,86	624	2,94	642
2000	2,50	586	2,53	593	2,59	607	2,72	594	2,86	625
3000	2,27	522	2,33	536	2,43	559	2,82	537	3,24	617
4000	2,18	464	2,26	481	2,58	548	3,59	553	4,44	684
5000	2,31	376	2,74	445	3,40	553				

—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_{TCH} , путь L_{CH} и время t_{CH} при снижении и посадке (определяются по табл. 1.5);

—невырабатываемый остаток топлива $G_{TH\text{ не в}}=20$ кгс;

—гарантийный запас топлива $G_{T\text{ гар}}$ не менее 140 кгс.

Расход топлива при работе двигателей на земле $G_{TЗ}$, состоит:

—из расхода топлива при запуске и прогреве двигателей, рулении на старт — 30 кгс за 5 мин (по 6 кгс в мин);

—из расхода топлива при работе двигателя АИ-9В на бортсеть до запуска двигателей (по 1, 25 кгс/мин).

При заходах на наземную цель затрачивается 12 кгс топлива в минуту. При продолжительности повторного захода 4 мин на каждый последующий заход (считать, что первый производится с ходу) расходуется 50 кгс топлива, что эквивалентно уменьшению радиуса полета примерно на 10 км.

При действиях вертолета из засады с режима висения расход топлива рассчитывается в зависимости от времени висения и времени работы двигателей находящегося на земле вертолета. Часовой расход топлива на режиме висения определяется по табл. 1.6 при работе двигателей на земле, как указано выше, из расчета 6 кгс/мин.

Т а б л и ц а 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
Торможение, зависание 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

Т а б л и ц а 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 и продолжительности полета в конечный пункт маршрута и обратно дополнительно учитывается при разгрузке и погрузке груза расход топлива при работе двигателей на земле в течение 8 мин перед вылетом в исходный пункт $G_T = 50$ кгс.

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 $G_{Т\text{ взл}}$, 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 остатка топлива.

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

$$G_{взл} = G_{снар} + G_{нагр} + G_{Т\text{ взл}};$$

$$G_{Т\text{ взл}} = G_{Т\text{полн}} - G_{Тз};$$

$$G_{пос} = G_{снар} + G_{нагр} + G_{Т\text{ пос}};$$

$$G_{Т\text{ пос}} = G_{Тгар} + G_{Тневыр},$$

где $G_{взл}$ и $G_{Т\text{ взл}}$ — взлетный вес вертолета и запас топлива при взлете;

$G_{пос}$ и $G_{Т\text{ пос}}$ — 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;

$G_{\text{нагр}}$ — вес нагрузки, в которую входит вес перевозимого груза, вес дополнительных членов экипажа, вес приспособлений и оборудования, необходимого для перевозки груза;

$G_{\text{Тполн}}$ — полный запас топлива на борту вертолета перед запуском двигателей.

Т а б л и ц а 1.7а

Вместимость топливной системы и полный запас топлива с пенополиуретановой защитой баков

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)	1780	1380	1424
Основные и один дополнительный	2675	2073	2140
Основные и два дополнительных	3570	2766	2856

При определении весовых данных вертолета следует руководствоваться табл. 1.1 с учетом ограничений, изложенных в разделе 2.

Максимальные значения полного запаса топлива не должны превышать величин, указанных в табл. 1.7а 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 и 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.

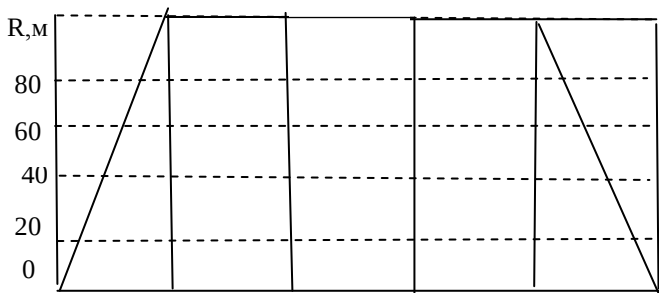
В число граничных точек включаются также контрольные ориентиры (КО), в которых будут контролироваться остаток топлива и другие параметры полета.

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.

Расчет начинается с одного из участков, для которого в одной из граничных точек известен вес вертолета. Положение этого участка на профиле полета определяется поставленной задачей. На практике наиболее часто встречаются задачи следующих типов.

а) Определение максимальной дальности (радиуса) полета при перевозке заданного груза. В этом случае известны взлетный и посадочный вес. Расчет дальности полета 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.

Таблица 1.8

						
Длина участка, км		180		180		
Общая длина, км		180		360		
Приборная скорость полета, км/ч	120	230	230	230	129	
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	250
Полётный вес	10960	10940	10400	10350	9810	9799

б) Определение потребного количества топлива (заправки) или остатка топлива для полета на заданную дальность (радиус) с данной нагрузкой. При определении потребного количества топлива (заправки) для полета на заданную дальность (радиус) с данной нагрузкой на основании исходных данных можно определить только посадочный вес вертолета. Расчет полета ведется последовательно от конца полета, а взлетный вес вертолета определяется в последнюю очередь, после того как в результате расчета будет найдено потребное для полета количество топлива. При определении остатка топлива для полета на заданную дальность (радиус) с данной нагрузкой расчет начинается с участка взлета и набора высоты.

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

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

На участках набора высоты и снижения характеристики определяются в соответствии с табл. 1.5.

Определение данных на участках горизонтального полета производится в следующем порядке.

Если известен вес вертолета в начале и в конце участка горизонтального полета ($G_{\text{нач}}$ и $G_{\text{кон}}$), определяются:

- средний вес вертолета $G_{\text{ср}} = 0,5 (G_{\text{нач}} + G_{\text{кон}})$;
- километровый расход топлива q для найденного значения среднего веса вертолета;
- часовой расход топлива $Q = qV$;
- расход топлива на участке $\Delta G_T = G_{\text{нач}} - G_{\text{кон}}$;
- пройденный путь на участке $\Delta L = \frac{\Delta G_T}{q}$;
- время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V}$

Если известен вес вертолета в начале участка горизонтального полета $G_{\text{нач}}$ и задана протяженность участка ΔL , то определяются:

— средний вес вертолета

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{нач}} - K\Delta L,$$

где K — коэффициент, вводимый в $q_{\text{нач}}$, кгс/км, он принимается в зависимости от ΔL . При $\Delta L < 100 \text{ км}$ $K = 0$ (средний вес вертолета

равен начальному), при $100\text{км} < \Delta L < 600\text{км}$ $K=1,45$, а при $\Delta L > 600\text{км}$ $K=0,47$; $q_{\text{нач}}$ определяется для веса $G_{\text{нач}}$;

— величины V и q по найденному значению $G_{\text{ср}}$;

— часовой расход топлива $Q=qV$;

— расход топлива на участке $\Delta G_{\text{т}}=q\Delta L$;

— вес вертолета в конце участка $G_{\text{кон}}=G_{\text{нач}}-\Delta G_{\text{т}}$;

— время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V}$.

Если известен вес вертолета в конце участка горизонтального полета $G_{\text{кон}}$ и задана протяженность участка, то определяются:

— средний вес вертолета

$$G_{\text{ср}}=G_{\text{кон}}+K\Delta L,$$

где при $\Delta L < 100\text{км}$ $K=0$ (средний вес вертолета равен конечно-му), при $100\text{км} < \Delta L < 600\text{км}$ $K=1,45$, при $\Delta L > 600\text{км}$ $K=0,53$ от $q_{\text{кон}}$, кгс/км; $q_{\text{кон}}$ определяется для веса $G_{\text{кон}}$;

— величины V и q по найденному выше значению $G_{\text{ср}}$;

— часовой расход топлива $Q=qV$;

— расход топлива на участке $\Delta G_{\text{т}}=q\Delta L$;

— вес вертолета в начале участка $G_{\text{нач}}=G_{\text{кон}}+\Delta G_{\text{т}}$;

— время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V}$.

После расчета данных на всех участках для каждой граничной точки с учетом исходных данных подсчитываются остаток топлива, пройденный путь и время полета от точки взлета вертолета.

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

Графики рис. 1.5—1.22 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. 1.5—1.22 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

$$G_{Твзл} = G_{взл} - G_{снар} - G_{нагр};$$

— найти полный запас топлива (*заправку*)

$$G_{Тполн} = G_{Твзл} + G_{Тз}$$

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 располагаемый запас топлива для полета

$$G_{Трасп} = G_{Тполн} - G_{Тз} - G_{Тгар} - G_{Тневыр};$$

— на графике, соответствующем заданной высоте полета, по значениям взлетного веса и располагаемого 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. 1.5—1.22 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. 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.

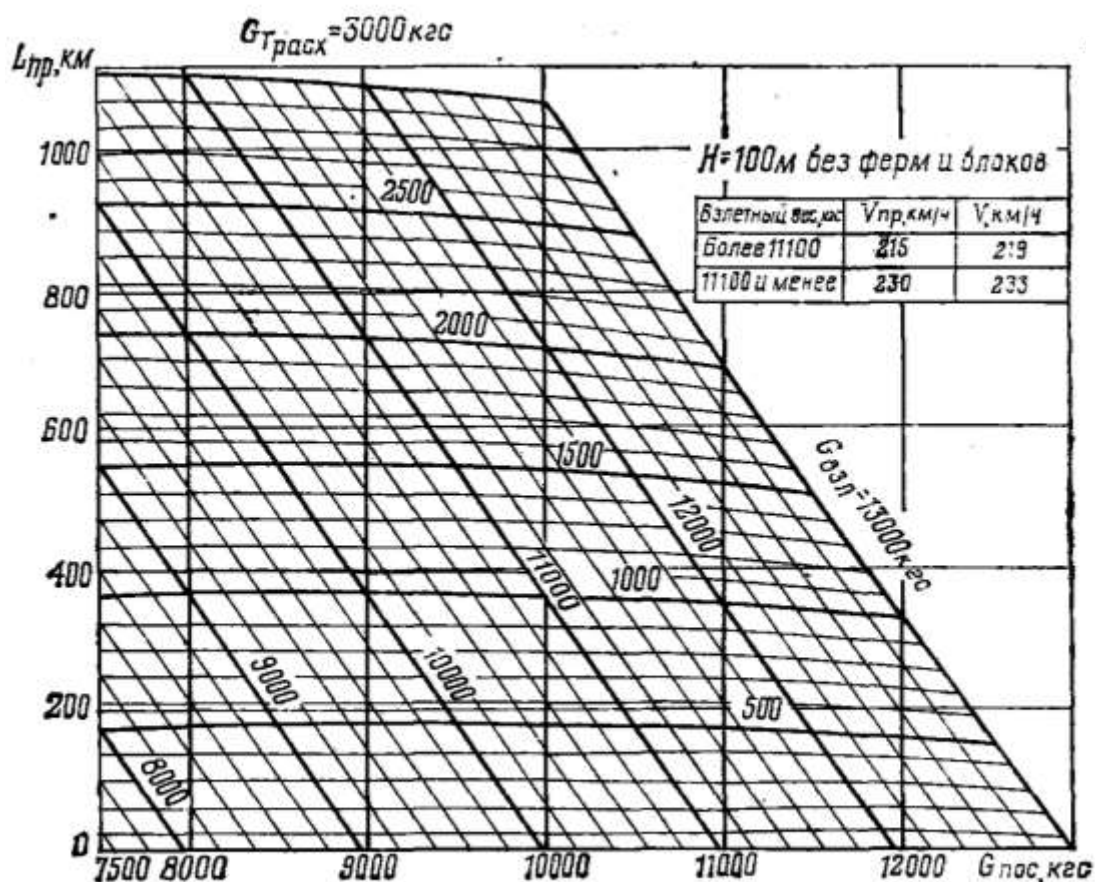


Рис. 1.5. Дальность полета на высоте 100 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

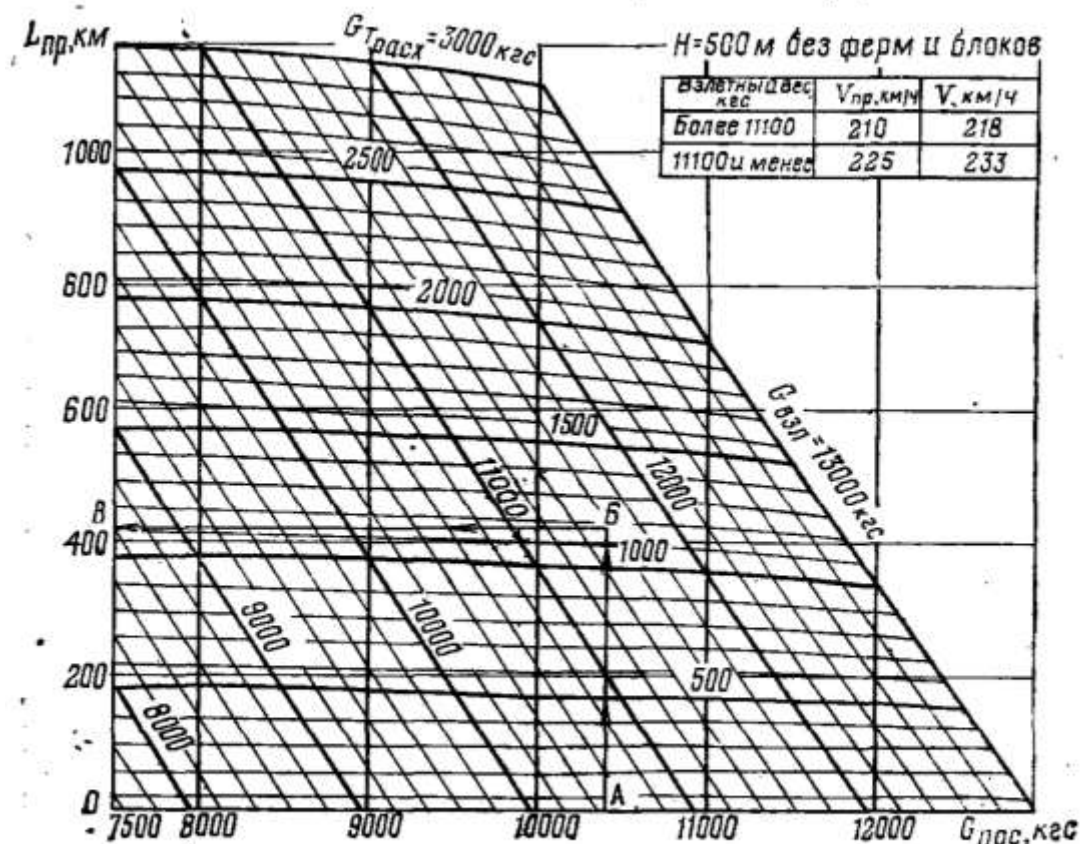


Рис. 1.6. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

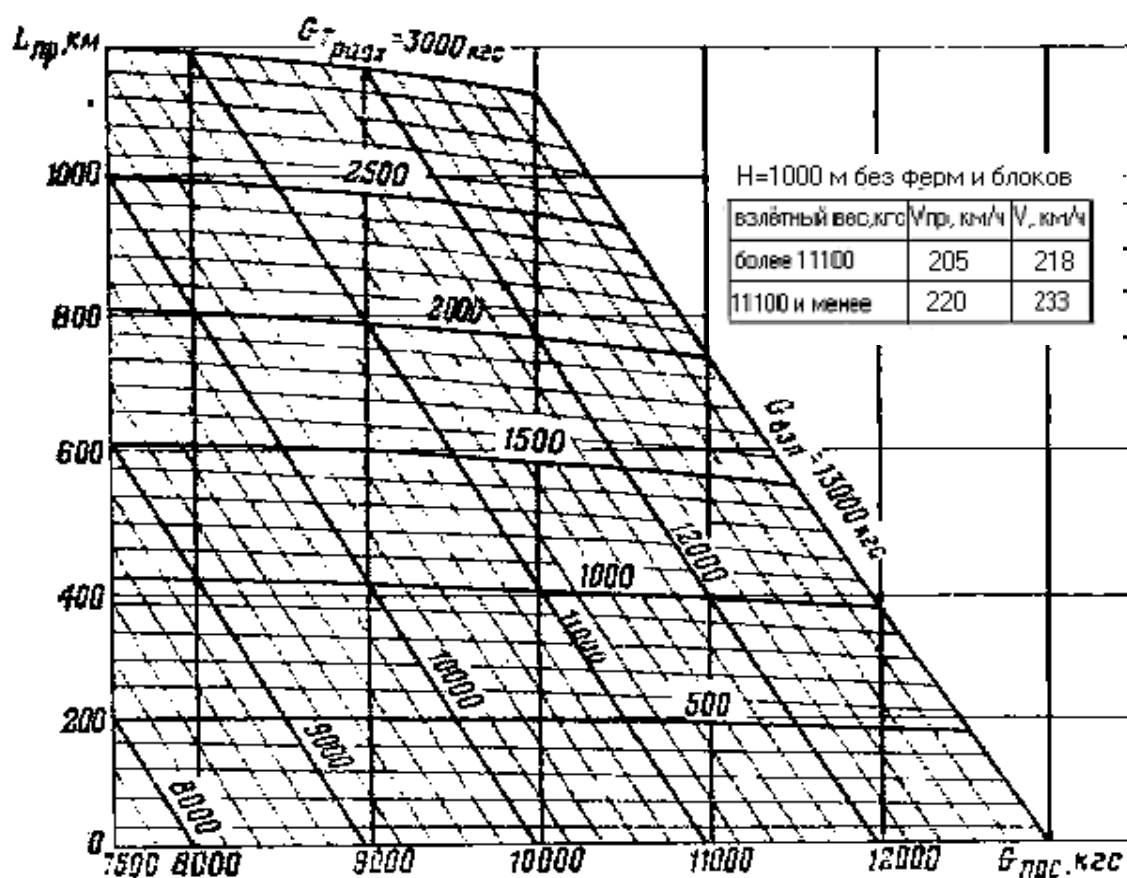


Рис. 1.7. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

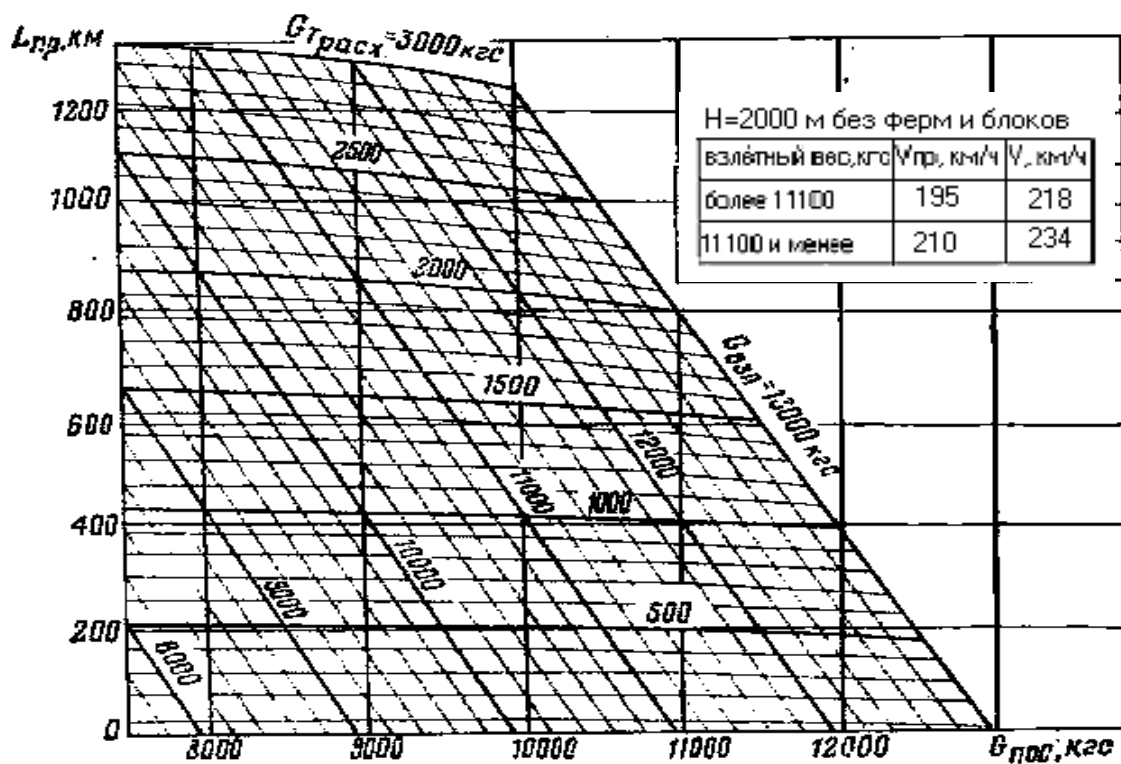


Рис. 1.8. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

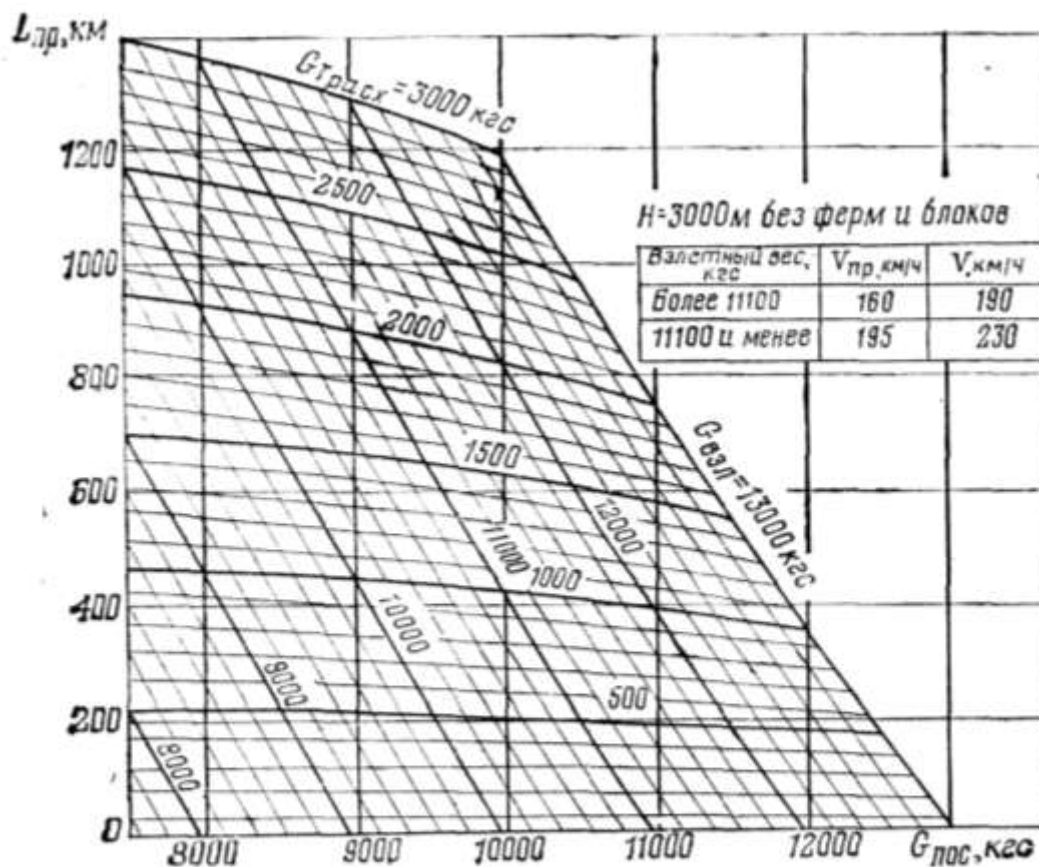


Рис. 1.9. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

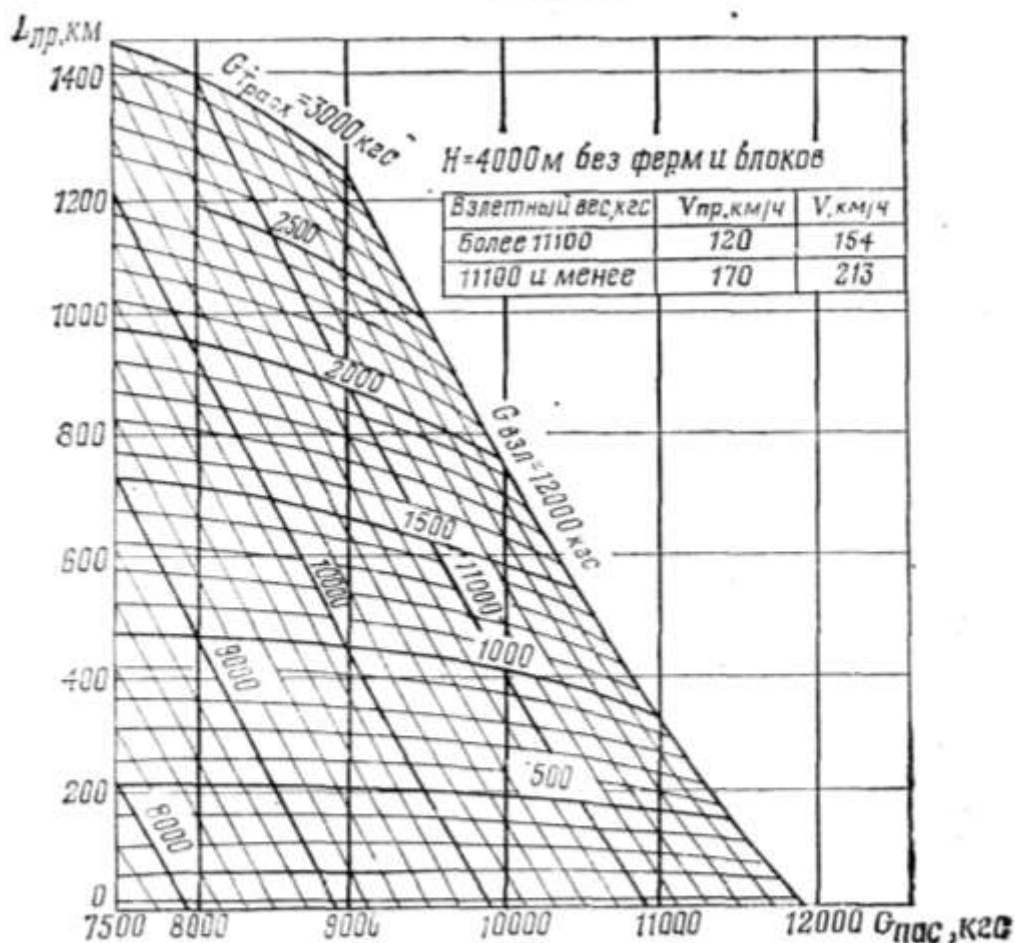


Рис. 1.10. Дальность полета на высоте 4000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета без ферм и блоков

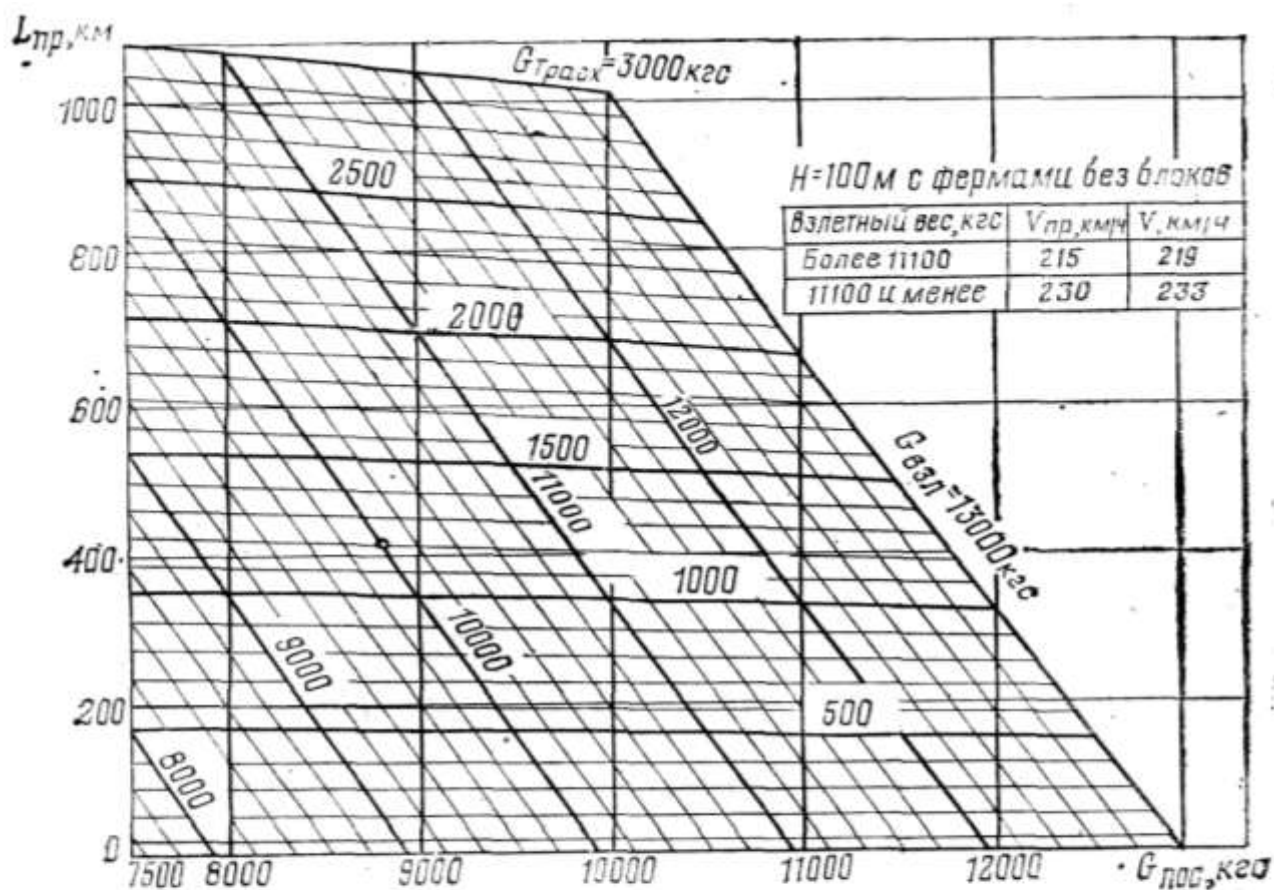


Рис. 1.11. Дальность полета на высоте 100 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

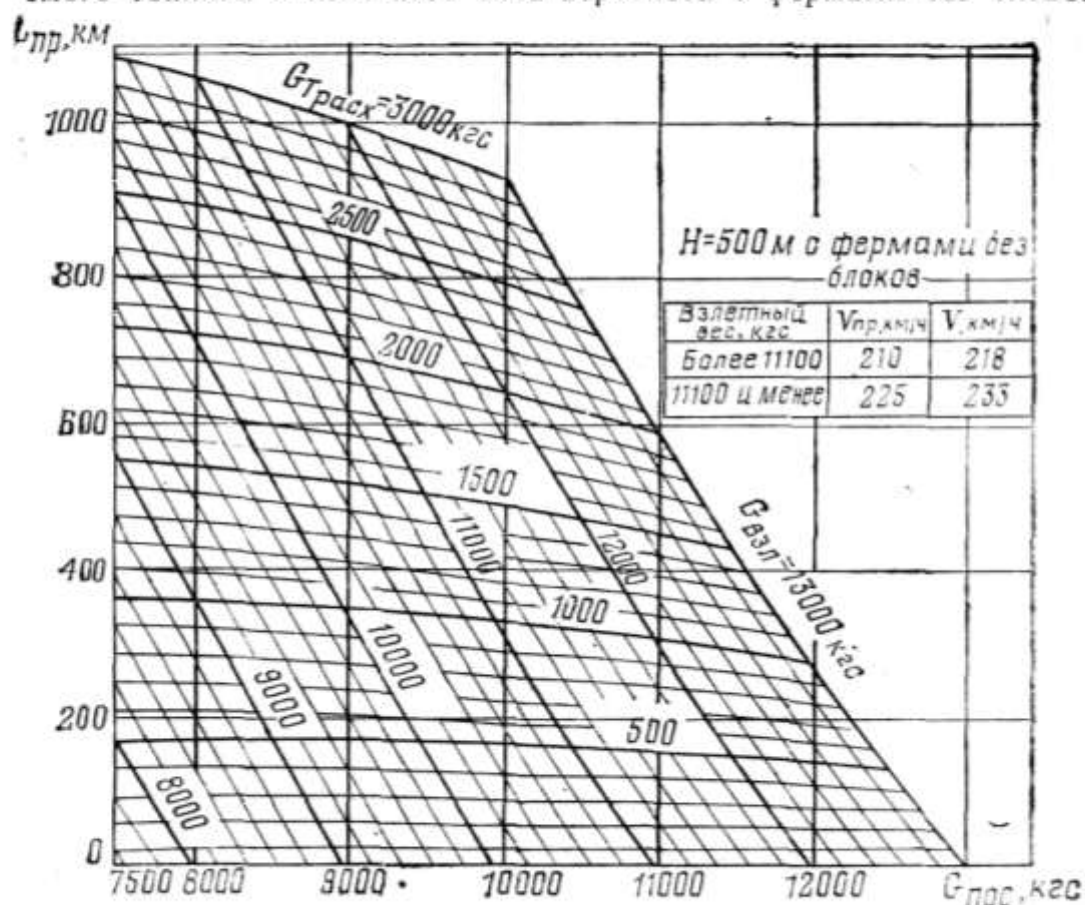


Рис. 1.12. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

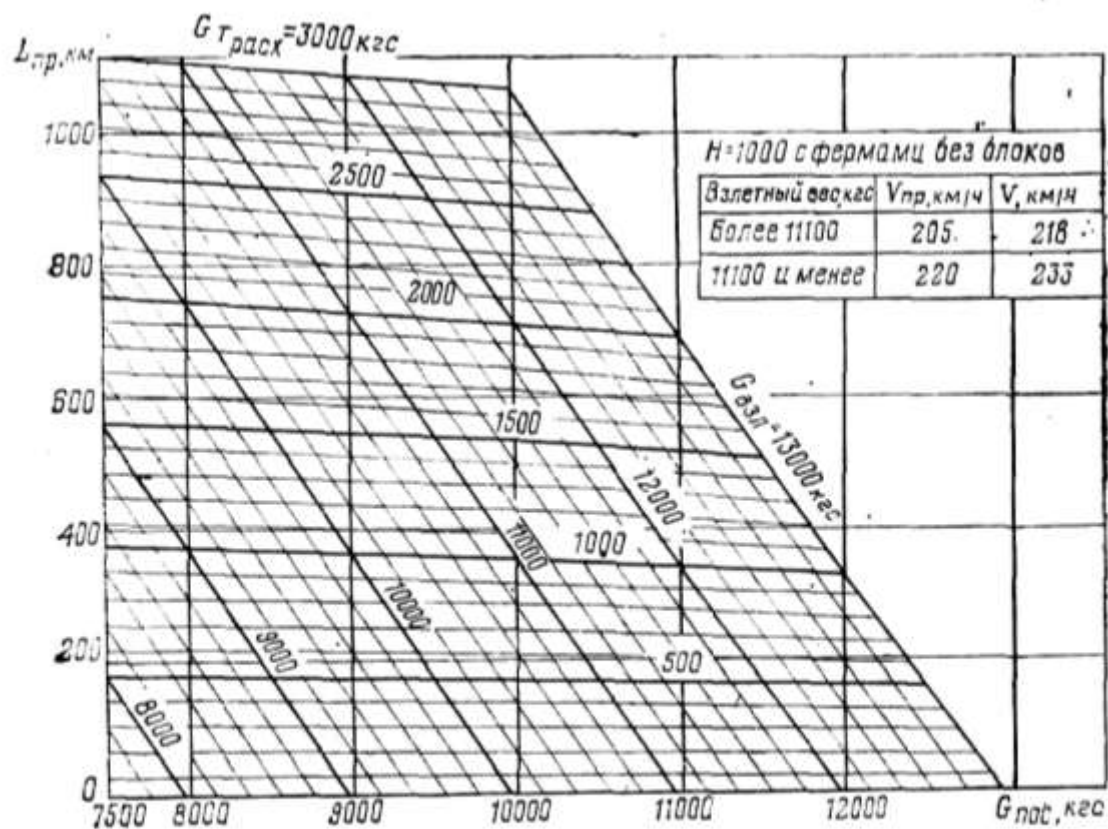


Рис. 1.13. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

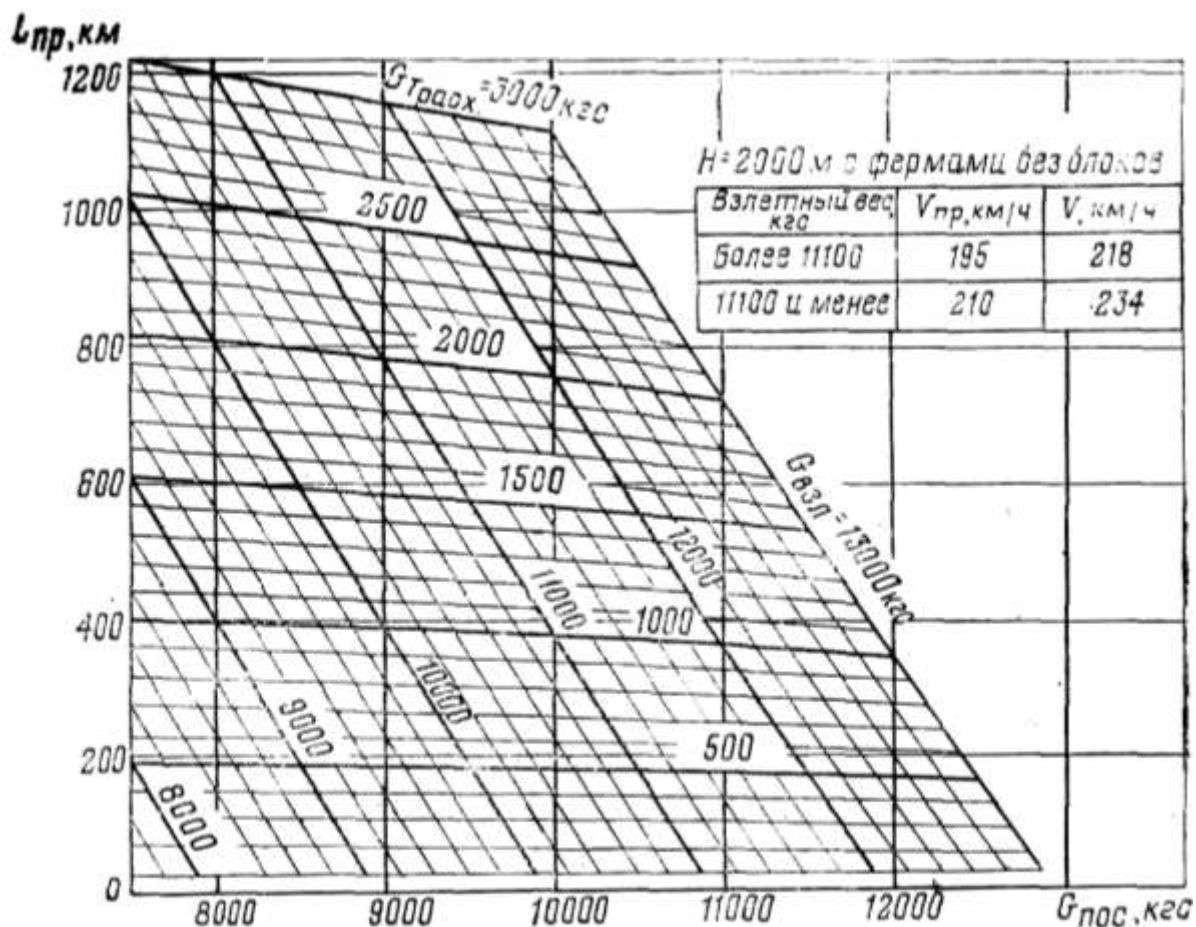


Рис. 1.14. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

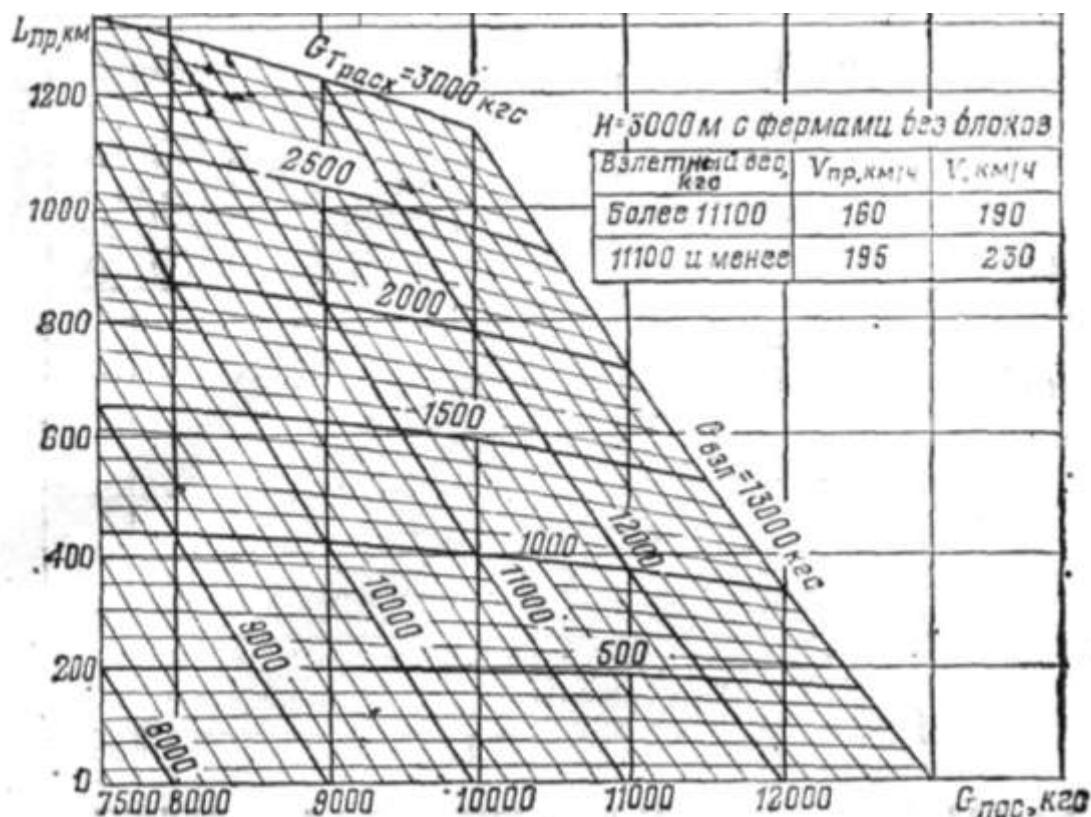


Рис. 1.15. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

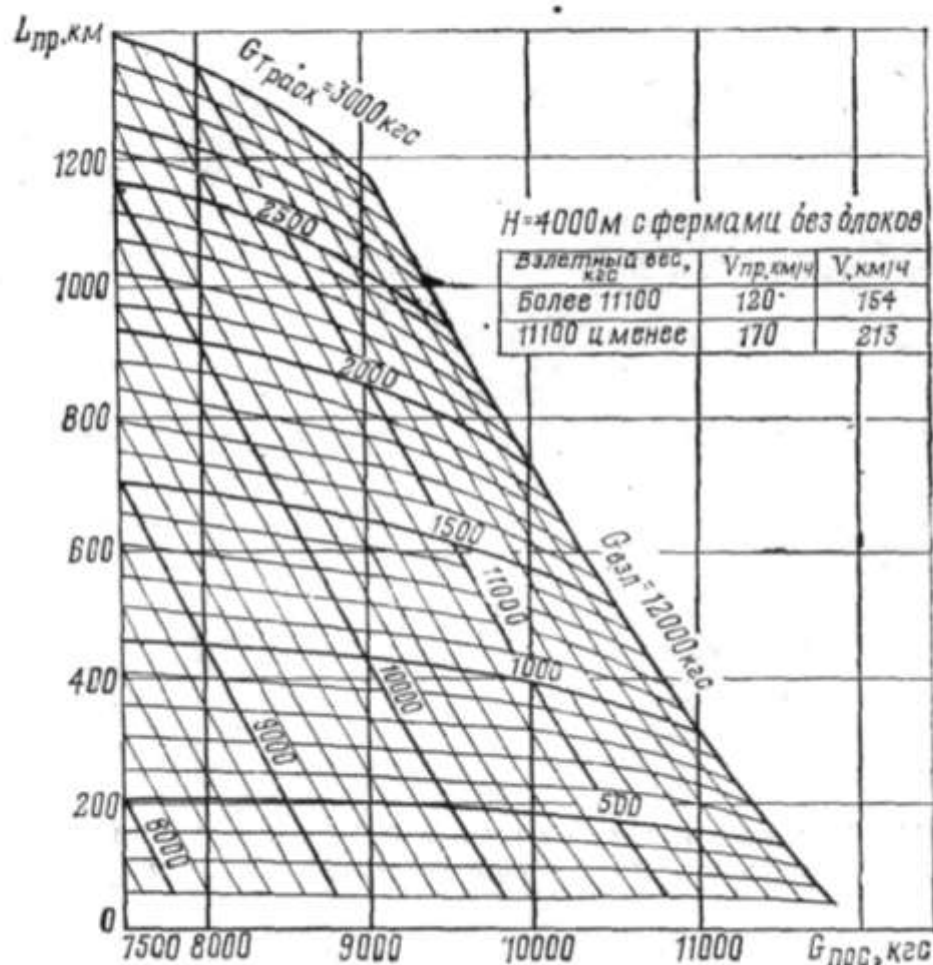


Рис. 1.16. Дальность полета на высоте 4000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами без блоков

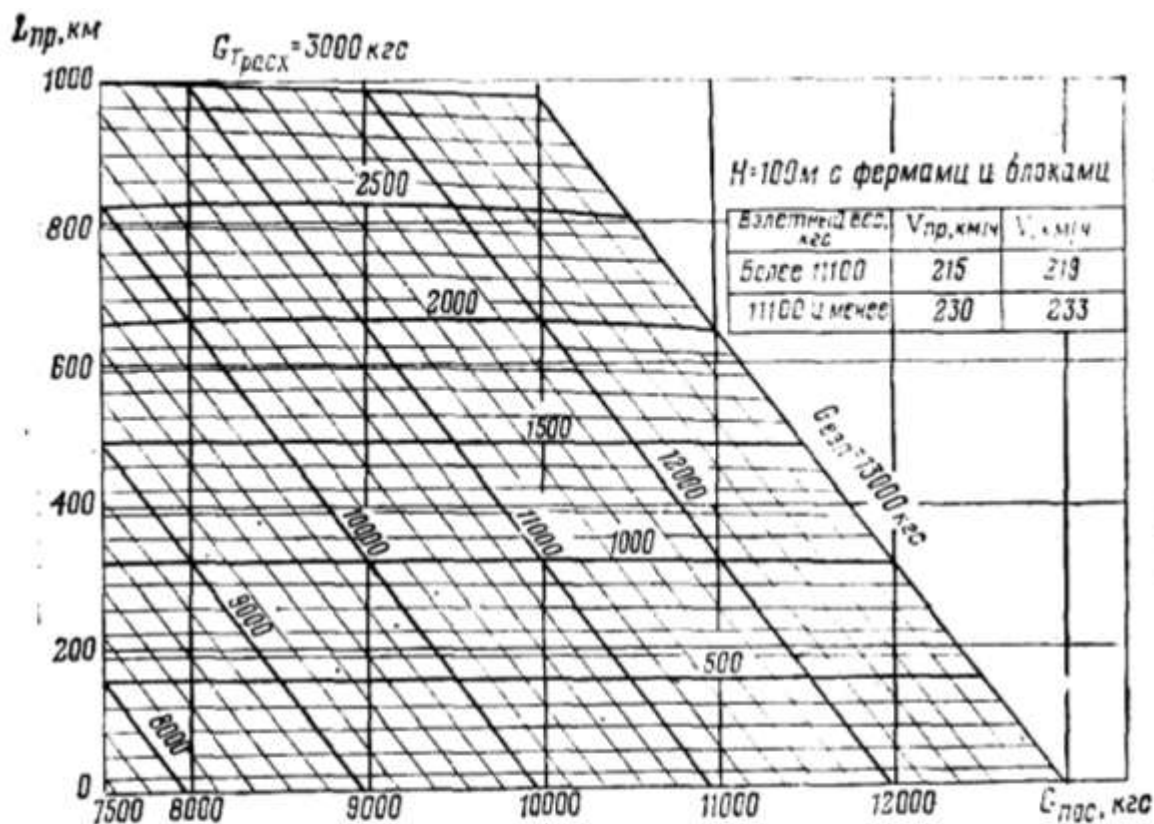


Рис. 1.17. Дальность полета на высоте 100 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

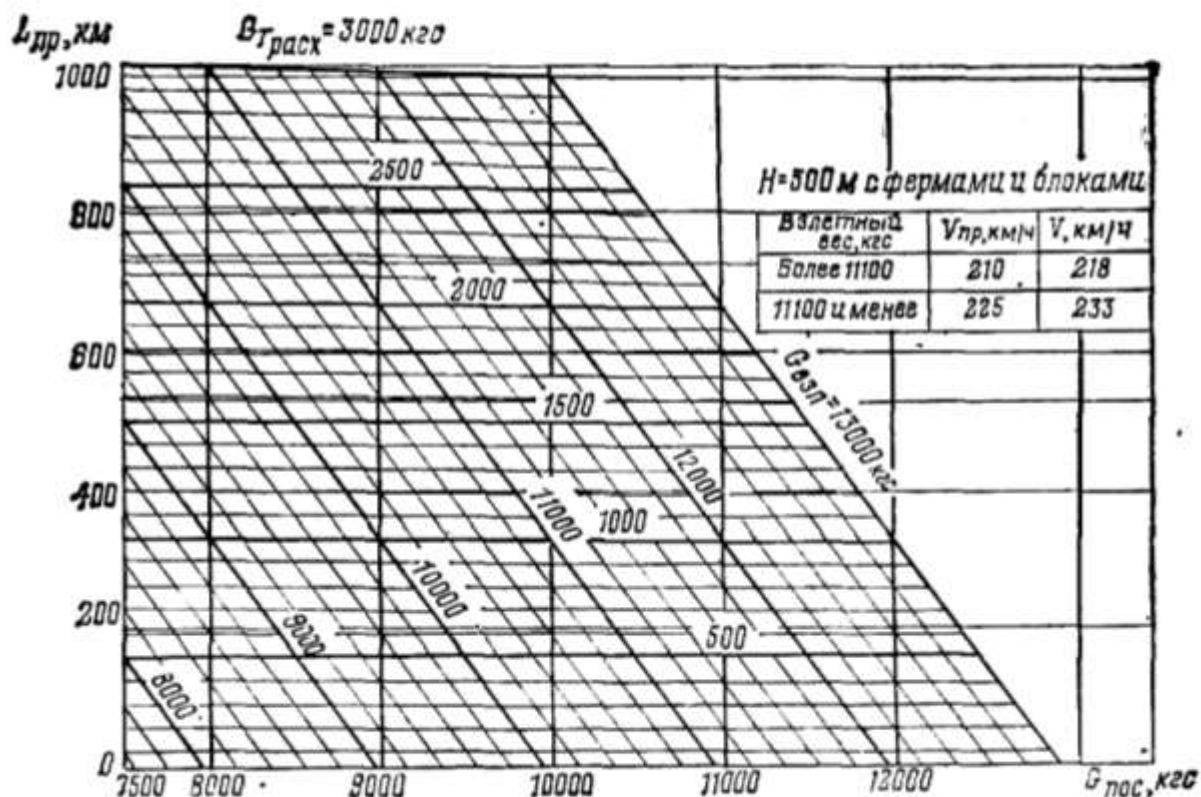


Рис. 1.18. Дальность полета на высоте 500 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

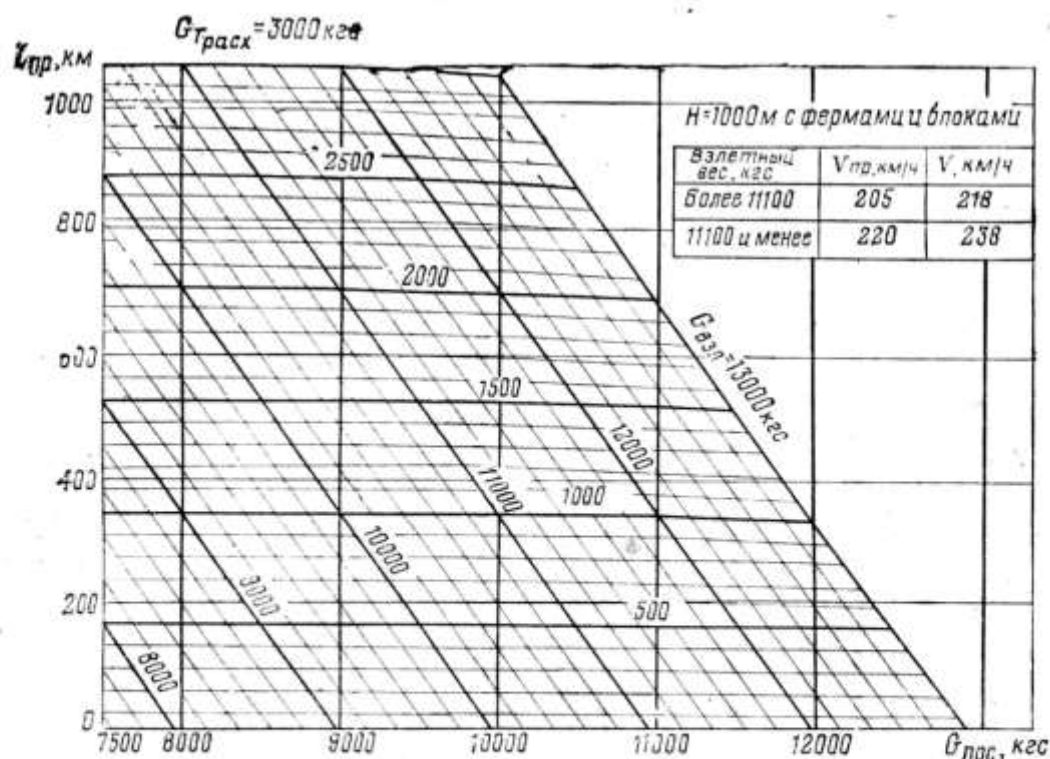


Рис. 1.19. Дальность полета на высоте 1000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

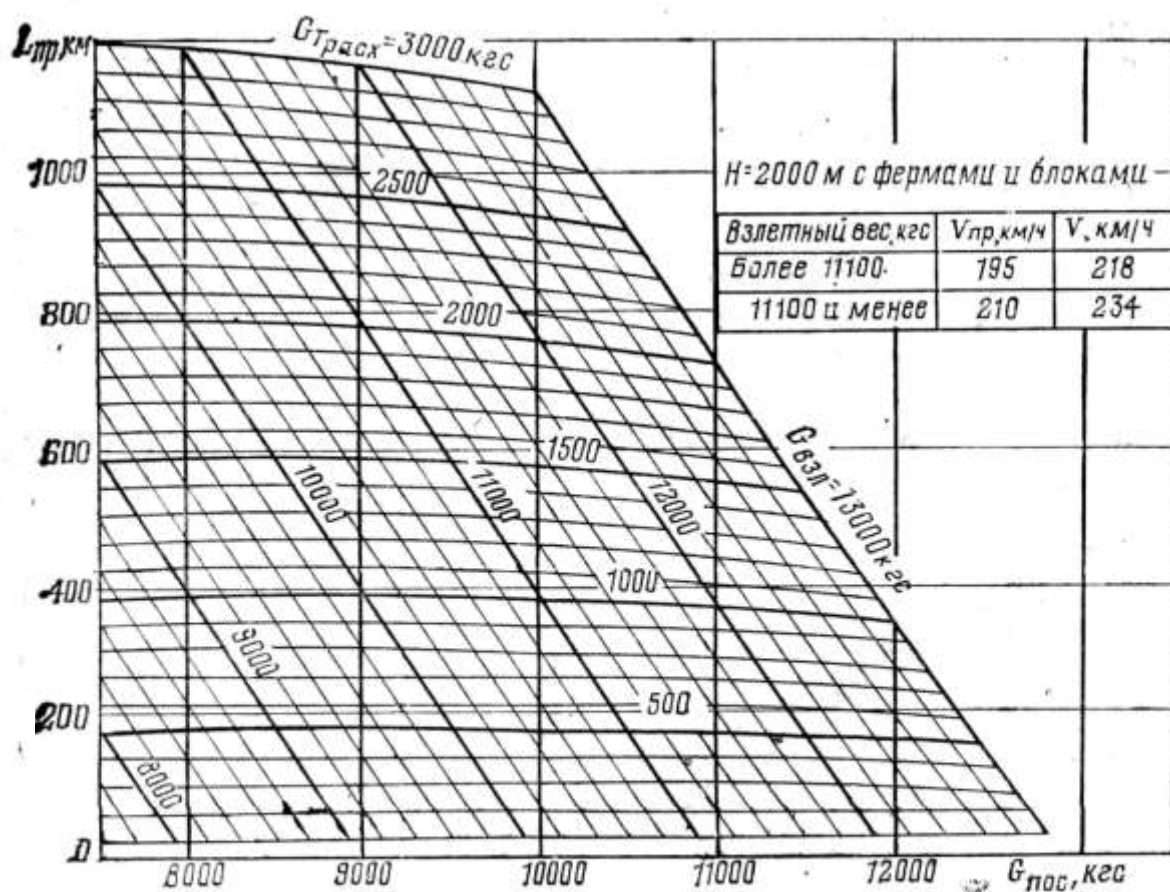


Рис. 1.20. Дальность полета на высоте 2000 м в зависимости от расходуемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

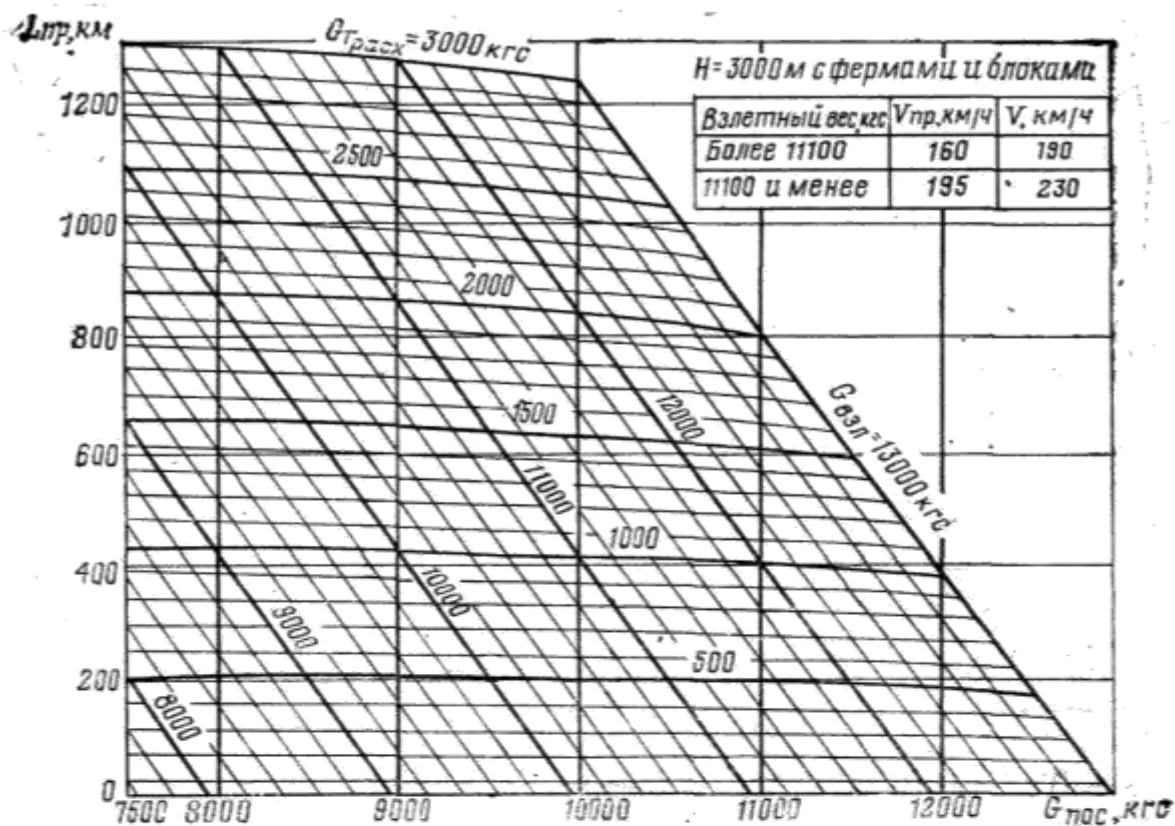


Рис. 1.21. Дальность полета на высоте 3000 м в зависимости от расходаемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

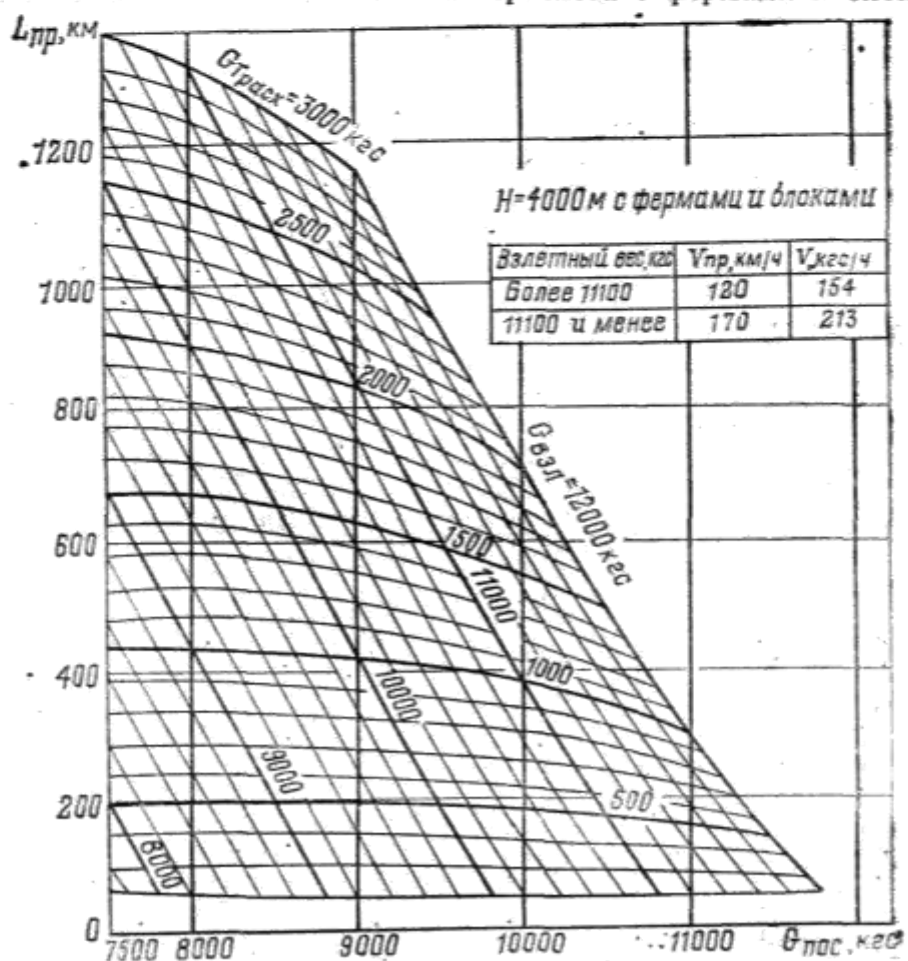


Рис. 1.22. Дальность полета на высоте 4000 м в зависимости от расходаемого топлива и взлетного веса вертолета с фермами и блоками

$$G_{\text{Тполн}} = G_{\text{Трасп}} + G_{\text{Тз}} + G_{\text{Тгр}} + G_{\text{Тневыр}}$$

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. 1.5—1.22 определяется запас топлива при взлете и подсчитывается максимальный вес груза с учетом приспособлений для его перевозки:

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

г) Определение максимального радиуса полета. Радиус полета рассчитывается по формуле

$$R_{\text{max}} = (L_1 + L_2) / 4 - \Delta R ,$$

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 $G_{\text{Трасх1}}$ соответственно на режимах полета из исходного пункта маршрута и из конечного (берется из графиков на рис. 1.5—1.22, где дальность обозначена $L_{\text{пр}}$).

Для определения радиуса необходимо подсчитать взлетный вес вертолета $G_{\text{взл2}}$ с грузом $G_{\text{нагр2}}$ при полете в конечный пункт радиуса и взлетный вес $G_{\text{взл2}}$, с грузом $G_{\text{нагр2}}$ при полете обратно в соответствии с весом перевозимого груза,

Таблица 1.9

**Поправка к радиусу полета в зависимости от высоты
при посадочном десантировании**

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

имеющегося на борту вертолета оборудования и величиной принятого гарантийного запаса топлива.

При этом $G_{взл1}$ не должен быть больше максимального или предельного веса, определенного для фактических условий взлета и посадки.

Если $G_{взл1}$ 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

$$G_{ТВЗЛ} = G_{взл1} - G_{снар} - G_{нагр1}$$

и расходуемый запас топлива

$$G_{Трасх1} = G_{ТВЗЛ} - G_{Тгар} - G_{Тневыр}$$

По величинам $G_{взл1}$ и $G_{Трасх1}$ определяется дальность полета L_1 . Далее по взлетному весу $G_{взл2}$, где

$$G_{взл2} = G_{взл1} - G_{нагр1} + G_{нагр2},$$

и расходуемому запасу топлива $G_{Трасх1}$ на графике, соответствующем высоте, выбранной для полета в исходный пункт, определяется дальность полета L_2 .

Взлетный вес $G_{взл2}$ и запас топлива $G_{Тполн2}$ при вылете из конечного пункта радиуса определяются в следующем порядке.

По найденным $R_{макс}$ и $G_{взл1}$ определяем $G_{Трасх1}$ и посадочный вес вертолета $G_{пос}$ в конечном пункте радиуса, после этого определяется взлетный вес

$$G_{взл2} = G_{пос} - G_{нагр1} + G_{нагр2} - G_{т3}$$

По $G_{взл2}$ и $R_{макс}$ на графике, соответствующем выбранной высоте полета из конечного пункта радиуса, определяется $G_{Трасх}$

При этом взлетный вес $G_{взл2}$ не должен превосходить максимального веса 13000 кгс или быть больше предельного веса, определенного для фактических условий взлета в конечном пункте радиуса.

Если же взлетный вес $G_{взл2}$ меньше 13 000 кгс, но больше

11 100 кгс, то необходимо определить остаток топлива, при котором производится смена режимов полета.

Радиус полета с учетом влияния ветра определяется по графику на рис. 1.23, причем скорость эквивалентного ветра определяется по табл. 1.10. Расчет радиуса или дальности полета на высотах, не приведенных на графиках рис. 1.5— 1.22, производится в следующем порядке.

При наличии графика для высоты полета, которая отличается от заданной не более чем на 250 м, расчет производится по

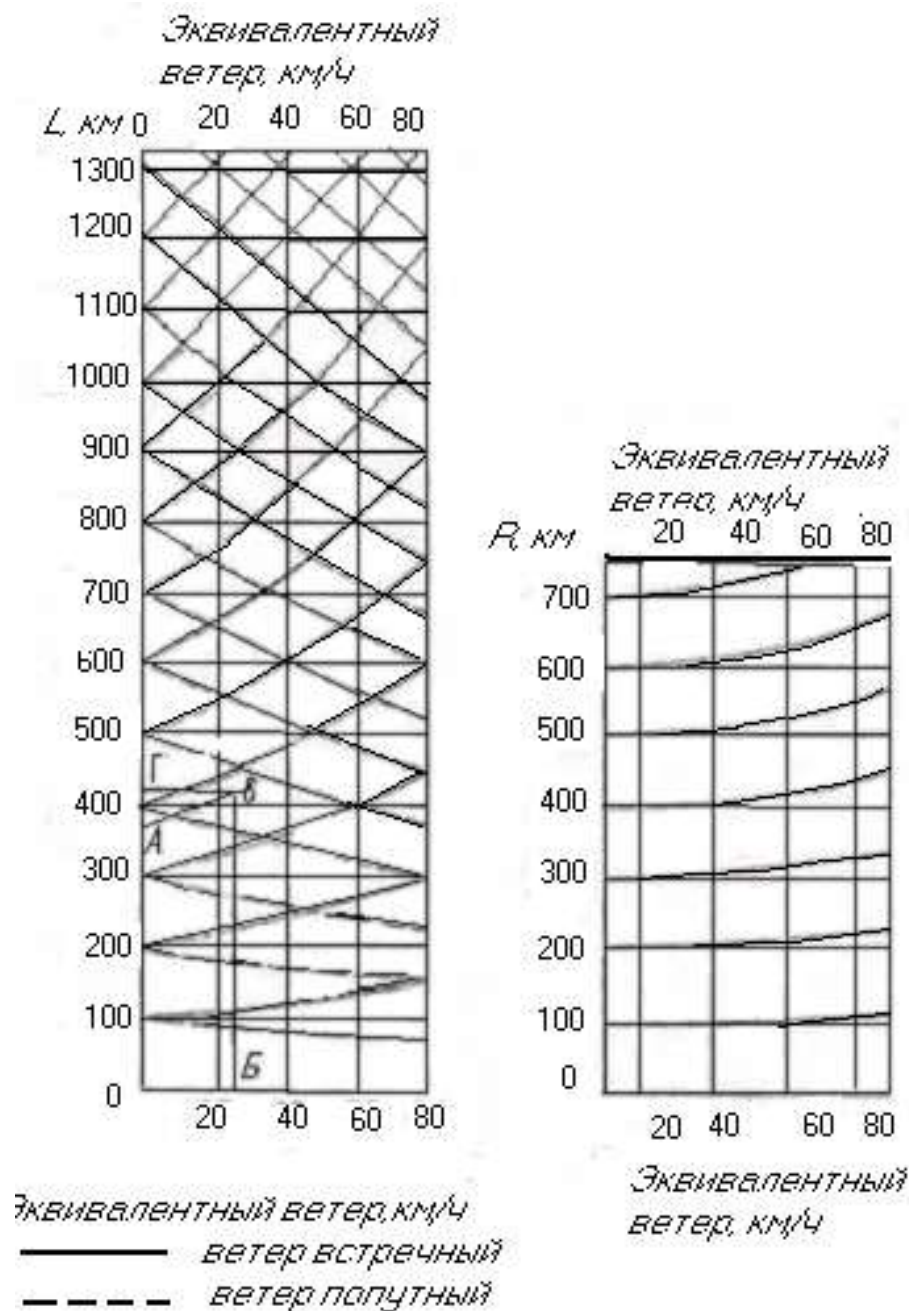


Рис. 1.23. График зависимости дальности и радиуса полета от эквивалентного ветра

этому графику, при большем отличии расчет производится по двум графикам с высотами, между которыми заключена заданная высота и полученные результаты осредняются.

Таблица 1.10

Скорость эквивалентного ветра при скорости фактического ветра

Ветер	Угол ветра, градус		Скорость фактического ветра, км							
	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
Встречный	80	280	1	2	3	2	1	1	1	3
	90	270	0	1	2	4	7	10	14	18
	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 выполне-

но, необходимо после обычного расчета радиуса или дальности полета по графикам на рис. 1.5—1.22 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 $G_{\text{пред}}$ для различных способов взлета и посадки определяется по номограммам на рис. 1.1—1.4.

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

Предварительно определяется максимальный радиус полета $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл1}}$ для стандартных условий ($R_{\text{макс}}=L_{\text{пр}}$, обозначенному на графиках на рис. 1.5—1.22).

Посадочный вес на высокогорной площадке определяется по графикам на рис. 1.5—1.22, для чего находится точка пересечения линий, соответствующих $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл1}}$ (при полете в конечный пункт радиуса), и из нее опускается перпендикуляр до пересечения с горизонтальной осью посадочного веса и в точке пересечения определяется посадочный вес $G_{\text{пос1}}$.

Если $G_{\text{пос1}}$ меньше предельного веса $G_{\text{пред2}}$, определенного для фактических или предполагаемых условий и способа посадки, то вылет из исходного пункта, расположенного от высокогорной площадки на расстоянии $R_{\text{макс}}$, должен быть произведен с взлетным весом $G_{\text{взл1}}$.

Если же фактическое расстояние R от пункта вылета до высокогорной площадки меньше $R_{\text{макс}}$, то по графикам на рис. 1.5—1.22 находятся наибольший взлетный вес $G_{\text{взл}}$, и наибольшая заправка, с которыми надо вылетать из исходного пункта, с тем чтобы при посадке на высокогорную площадку не превысить предельного веса и иметь наибольший запас топлива для полета. При этом $G_{\text{взл1}}$ не должен превышать максимального или предельного веса $G_{\text{пред1}}$ в пункте вылета, потребный расход топлива — располагаемого запаса топлива, а посадочный вес на высокогорной площадке $G_{\text{пос1}}$ — предельного веса $G_{\text{пред2}}$.

Располагаемый запас топлива при полете на высокогорную площадку равен

$$G_{\text{Трасп1}} = G_{\text{Тполн}} - G_{\text{Тз}} - G_{\text{Трасх2}} - G'_{\text{Тз}} - G_{\text{Тгар}} - G_{\text{Тневыр}} ,$$

где $G_{\text{Трасх2}}$ — потребный расход топлива при возвращении с высокогорной площадки в пункт вылета; он определяется по графикам на рис. 1.5— 1.22 по величинам $G_{\text{взл2}}$ и $R_{\text{макс}}$;

$G'_{\text{Тз}}$ — расход топлива на земле в пункте посадки.

Чтобы определить $G'_{\text{взл1}}$, на графиках (рис. 1.5—1.22) проводится горизонтальная линия от точки, соответствующей расстоянию R (на шкале $L_{\text{пр}}$), до пересечения ее с линиями, соответствующими максимальному или предельному весу $G_{\text{пред1}}$ в пункте вылета, располагаемому запасу топлива $G_{\text{Трасп1}}$ и посадочному весу ($G'_{\text{нос1}}=G_{\text{пред2}}$). Из трех точек пересечения выбирается точка, имеющая наименьший посадочный вес, т. е. наиболее левая точка. Это и есть искомая точка. Для нее определяются $G'_{\text{взл1}}$ и $G_{\text{Тпотр1}}$. Далее подсчитывается наибольший полный запас топлива перед вылетом из исходного пункта по формуле

$$G'_{\text{Тполн}}=G_{\text{Тз}}+G_{\text{Тпотр1}}+G'_{\text{Тз}}+G_{\text{Тпотр2}}-G_{\text{Тгар}}+G_{\text{Тневыр}}.$$

Проверочный расчет посадочного веса при расчете дальности полета при перевозке груза на высокогорную площадку производится аналогично. Если при этом посадочный вес получится больше предельного, то это означает, что транспортировка заданного груза на высокогорную площадку невозможна. Необходимо уменьшить вес груза до величины, обеспечивающей посадку с весом не больше предельного.

Если посадочный вес на высокогорной площадке больше предельного, то максимальный радиус полета будет меньше ранее найденного и определяется расстоянием, которое пролетит вертолет, возвращаясь в пункт вылета разгрузки на высокогорной площадке, при условии, что посадка на высокогорной площадке произведена с весом, равным предельному.

Взлетный вес $G_{\text{взл2}}$ при взлете с высокогорной площадки после разгрузки вертолета

$$G_{\text{взл2}}=G_{\text{пред2}}-G_{\text{нагр1}}+G_{\text{нагр2}}-G'_{\text{Тз}}.$$

Для взлетного и посадочного весов ($G_{\text{нос}}=G_{\text{сн}}+G_{\text{нагр2}}+G_{\text{Тгар}}+G_{\text{Тневыр}}$) по графикам на рис. 1.5—1.22 определяется расстояние, которое пролетит вертолет ($L_{\text{пр}}$). Это и будет новое значение максимального радиуса полета. Если фак-

тическое расстояние от пункта вылета до высокогорной площадки равно или меньше нового значения максимального радиуса полета, то наибольший взлетный вес и наибольшая заправка топлива в пункте вылета находятся, как указано выше.

Если вертолет из исходного пункта взлетает с увеличенной заправкой топлива (по сравнению с полученной выше), для того чтобы обеспечить предварительный осмотр площадки и произвести проходы над ней, посадку на высокогорную площадку необходимо произвести при остатке топлива, не превышающем $G_{\text{Тпред2}}$ более чем на 50 кгс, где $G_{\text{Тпред2}}$ — остаток топлива при весе вертолета, равном предельному $G_{\text{пред2}}$:

$$G_{\text{пред2}} = G'_{\text{Тз}} + G_{\text{Тпотр2}} + G_{\text{Тгар}} + G_{\text{Тневыр}}.$$

В том случае, когда груз вывозится с высокогорной площадки, производится проверочный расчет взлетного веса вертолета.

В этом случае взлетный вес

$$G_{\text{взл2}} = G_{\text{пос1}} - G_{\text{нагр1}} + G_{\text{нагр2}} - G'_{\text{Тз}},$$

где $G_{\text{пос1}}$ — посадочный вес на высокогорной площадке (определяется, как указано выше).

Если $G_{\text{взл2}}$ меньше предельного веса $G_{\text{пред2}}$, то вылет из исходного пункта, отстоящего от высокогорной площадки на расстоянии $R_{\text{макс}}$, должен производиться с взлетным весом $G_{\text{взл1}}$.

Если фактическое расстояние R между пунктом вылета и высокогорной площадкой меньше $R_{\text{макс}}$, то наибольшие $G'_{\text{взл1}}$ и $G'_{\text{полн1}}$ вертолета определяются, как указано выше, причем посадочный вес $G'_{\text{пос1}}$ принимается равным:

$$G'_{\text{пос1}} = G_{\text{пред2}} - G_{\text{нагр2}} + G_{\text{нагр1}} + G'_{\text{Тз}},$$

при посадке с которым на высокогорную площадку обеспечивается взлет вертолета (после его загрузки) с взлетным весом, равным предельному.

Если $G_{\text{взл2}}$ больше предельного веса, то максимальный радиус $R_{\text{макс}}$ будет меньше ранее найденного и определяется расстоянием, которое пролетит вертолет, взлетая с высокогорной площадки с взлетным весом, равным предельному. Это расстояние находится по графикам на рис. 1.5— 1.22 для величин:

$$G_{\text{пос}} = G_{\text{сн}} + G_{\text{нагр2}} + G_{\text{Тгар}} + G_{\text{невыр}} \quad \text{и}$$

$$G_{\text{взл2}} = G_{\text{пред2}}.$$

Если фактическое расстояние R между пунктом вылета и высокогорной площадкой равно или меньше вновь найденного значения $R'_{\text{макс}}$, то наибольшие значения $G'_{\text{взл1}}$ и $G'_{\text{Тполн1}}$ вертолета в пункте вылета определяются, как указано выше, причем посадочный вес $G'_{\text{пос1}}$ принимается равным:

$$G'_{\text{пос1}} = G_{\text{пред2}} - G_{\text{нагр2}} + G_{\text{нагр1}} + G'_{\text{Тз}}.$$

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА

Пример 1. Определить максимальную дальность полета вертолета Ми-8МТ в транспортном варианте (без дополнительных топливных баков) на высоте 500 м с грузом весом 2637 кгс. Ветер 40 км/ч, угол ветра 120° . Гарантийный запас топлива 230 кгс (300 л).

Решение. а) Так как заправляются только основные топливные баки, то максимальный запас топлива при взлете составляет 1420 кгс. Расход топлива за полет составляет

$$G_{\text{Трасх}} = 1420 - 230 - 20 = 1170 \text{ кгс.}$$

б) Находим посадочный вес вертолета

$$G_{\text{пос}} = 7523 + 230 + 20 + 2637 = 10410 \text{ кгс,}$$

где 7523 кгс — вес снаряженного вертолета;

2637 кгс — вес груза со швартовкой;

20 кгс — невырабатываемый остаток топлива.

в) По графику на рис. 1.6 (для высоты 500 м без ферм) определяем максимальную дальность полета для расходуемого топлива 1170 кгс и посадочного веса вертолета 10410 кгс. Из точки А, соответствующей посадочному весу 10410 кгс, восстанавливаем перпендикуляр и находим точку пересечения его с линией, соответствующей располагаемому запасу топлива 1170 кгс (точка Б). Максимальная дальность полета в безветрие составляет 425 км (точка В). При этом взлетный вес равен 11 580 кгс.

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

$$G_{\text{Тсмены}} = 1420 - (11580 - 11100) = 940 \text{ кгс.}$$

Таким образом, при остатке топлива на борту вертолета больше 940 кгс необходимо выдерживать приборную скорость полета 210 км/ч, а

при остатке топлива, равном 940 кгс 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. 1.23 из точки В пересечения линий ГВ и БВ, проведенных из точек, соответствующих дальности полета в безветрие 425 км и эквивалентному встречному ветру 23 км/ч, проводим линию ВА и находим дальность полета при ветре 375 км.

Пример 2. Определить максимальный радиус полета на высоте 100 м при боевом применении в конце радиуса. На вертолете подвешены снаряженные 6хУБ-32. Запас топлива при взлете 1420 кгс. На цель выполняются два захода. Гарантийный запас 230 кгс. Боевая нагрузка 1650 кгс. Вес снаряженного вертолета 7890 кгс.

Решение. а) Определяем расходуемое топливо за полет по маршруту:

$$G_{\text{Трасх}} = 1420 - (230 + 20 + 50) = 1120 \text{ кгс.}$$

б) Взлетный вес вертолета.

$$G_{\text{взл}} = 7890 + 1420 + 1650 = 10960 \text{ кгс.}$$

в) По рис. 1.17 определяем максимальную дальность полета вертолета, имеющего взлетный вес 10960 кгс, и расходуемое топливо за полет (1120 кгс):

$$L = 360 \text{ км; } R = 360/2 = 180 \text{ км.}$$

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:

$$t = 1 + 46 + 4 + 46 + 2 = 1 \text{ ч } 39 \text{ мин.}$$

Р А З Д Е Л 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ

2.1.1. Нормальный взлетный вес вертолета 11 100 кгс.

2.1.2. Максимальный взлетный вес вертолета 13000 кгс.

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

2.1.4. Максимальный вес груза, транспортируемого на внешней подвеске, 3000 кгс.

П р и м е ч а н и е. 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 13000 кгс.

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКАМ

2.2.1. Предельно допустимая передняя центровка:

- для вертолётов без броневой защиты плюс 300 мм (впереди оси вращения несущего винта);

- для вертолётов с установленной броневой защитой плюс 330 мм;

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

При необходимости выработки топлива из расходного бака десантнику – стрелку кормовой пулемётной установки запрещается покидать своё 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 ° С в условиях низких температур и до +50° С 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.

2.4.2. Висения на вертолете в целях повышения безопасности полета разрешается выполнять на высотах:

—до 10 м при взлетном весе 11 100 кгс и менее;

—до 5 м при взлетном весе более 11 100 кгс.

Т а б л и ц а 2.1

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

Высота, м	При взлётном весе, кгс			
	13 000		11 100	
	максимальная	минимальная	максимальная	минимальная
До 1000	230	60	250	60
2000	195	60	230	60
3000	160	60	210	60
4000	120	80	170	60
5000	-	-	130	80

П р и м е ч а н и я: 1. При нормальном взлетном весе и задней центровке (при положении общего центра тяжести транспортируемого груза против соответствующей красной стрелки на правом борту грузовой кабины) максимальная скорость полета ограничивается до 240 км/ч.

2. При полетном весе более нормального для вертолета с отрицательной центровкой максимальная скорость полета в наборе высоты ограничивается до 160 км/ч.

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

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

2.4.3. Горизонтальный полёт с нормальным и максимальным взлётными весами при наличии подвесок на спецфермах разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанных в таблице 2.1

2.4.4 Максимально допустимые вертикальные скорости снижения при моторном планировании на скорости полёта менее 40 км/ч не более 4 м/сек, а при вертикальном снижении – не более 3 м/сек.

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

2.4.6. Полет на предельно малой высоте над ровной поверхностью разрешается выполнять на высотах не менее 15 м, ночью

— на высотах не менее 150 м.

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

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

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

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

Т а б л и ц а 2.2

Допустимая скорость ветра, м/с

Направление ветра	При раскрутке и остановке несущего винта	При взлёте и посадке
Встречный	20	20
Боковой справа	10	10
Боковой слева	15	10
Попутный	8	10

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):

- 101% на режимах работы двигателей выше II крейсерского;
- 103% на режимах работы двигателей ниже II крейсерского.
- 110%—на режиме самовращения несущего винта;
- 101% —на режимах работы двигателей выше II крейсерского;
- 103% —на режимах работы двигателей ниже II крейсерского.

2.4.15. 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 оборо-

ты несущего винта должны быть не менее 82%.

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.

Для предотвращения раскрутки оборотов несущего винта выше предельно допустимых значений темп отклонения рычага шаг-газ вниз не должен быть более 1°/с, кроме случаев отказа двигателей.

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

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

Т а б л и ц а 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 11 100 кгс
50—3 000	30	20
Более 3 000	15	15

П р и м е ч а н и я: 1. Форсированные виражи и развороты на высотах 50—1 000 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.

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

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

Т а б л и ц а 2.4

Максимально допустимые скорости полета, км/ч

Высота, м	При вводе в горку с горизонтального полета	При выводе из пикирования
до—500	220	300
500—1 000	200	300
1 000—2 000	180	250

Горки и пикирования выполнять при постоянном значении общего шага, соответствующем исходному значению в горизон-

тальном 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.

Т а б л и ц а 2.5

Максимальное изменение угла тангажа на пикировании, градус

Высота, м	При скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и м и м е- нее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500—1000	20	20	15	—
1 000—2 000	20	10	—	—

2.4.19а. Для вертолетов, оборудованных акселерометром АДП-4, максимально допустимые скорости ввода в горку и в процессе вывода из пикирования приведены в табл. 2.5а, а максимальная перегрузка при выводе из пикирования и вводе в горку — в табл. 2.5.б.

Т а б л и ц а 2.5а

Максимально допустимые скорости полета, км/ч

Высота полета, м	При вводе в горку с горизонтального полета	При выводе из пикирования
0—500	250	300
500—1 000	230	290
1 000—2 000	180	250

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

Т а б л и ц а 2.5б

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 9 000	0—500	1,5	1,5	1,5	1,5	1,4
	500—1 000	1,5	1,5	1,5	1,4	—
	1 000—2 000	1,5	1,5	1,4	—	—
10000	0—500	1,5	1,5	1,5	1,4	1,3
	500—1 000	1,5	1,5	1,4	1,3	—
	1 000—2 000	1,5	1,4	1,3	—	—
11 100	0—500	1,5	1,5	1,4	1,3	1,2
	500—1 000	1,5	1,4	1,3	1,2	—
	1 000—2 000	1,4	1,3	1,2	—	—

2.4.196. 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.**

2.4.20. Для предотвращения раскрутки оборотов несущего винта выше предельно допустимых значений при выполнении переходных режимов полета уменьшение общего шага несущего винта с темпом 1 °/с и выше и одновременное увеличение угла тангажа с темпом 1 °/с и выше **запрещается.**

2.4.21. Для предотвращения возможного удара лопастями несущего винта о хвостовую балку **запрещается:**

—изменять общий шаг 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.

2.4.22. Безопасное покидание вертолета с парашютом в воздухе при установленных спецфермах без подвесок вооружения обеспечено из всех аварийных выходов 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 проёма входной двери грузовой кабины на приборных скоростях — не более 120 км/ч.

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, помещенным в подразделе 1.4, 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 табл. 2.1 (в зависимости от взлетного веса).

2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЯМ И РЕДУКТОРАМ

2.6.1. Максимально допустимые параметры работы двигателей на всех высотах и скоростях полета должны быть не выше приведенных в табл. 2.6.

Т а б л и ц а 2.6

Максимально допустимые параметры работы двигателей

Режим	Температура газов перед турбиной компрессора, °С. не более	Число оборотов турбины компрессора, % не более
Форсированный	990	101.0
Взлетный	990	100,5
Номинальный	955	98,0
I крейсерский	910	96,0
II крейсерский	870	94, 0

2.6.2. Режимы и значения эксплуатационных параметров работы двигателей приведены в табл. 2.7.

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

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

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

2.6.6. Время приемистости не более:

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

П р и м е ч а н и я: 1. При прогреве двигателя на режиме малого газа допускается давление масла не более 4, 8 кгс/см² при температуре масла ниже 70° 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 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 оборотам турбокомпрессора или по параметру, первым достигшему максимально допустимого значения.

Выход двигателя на предельное значение форсированного режима измерителем режимов не фиксируется.

Учет наработки двигателей на режимах ведется по двигателю, работающему на большем режиме, определенном по указателю измерителя режимов.

2. В случае необходимости допускается непрерывная работа двигателя по 15 мин на взлетном и форсированном режимах, при этом суммарная наработка не должна превышать 25% общей наработки двигателя на этих режимах за ресурс.

3. Форсированный режим работы двух двигателей разрешается использовать на высотах 1700 м и более. Форсированный режим одною двигателя разрешается использовать на всех высотах только в случае отказа одного из двигателей в полете, а также при опробовании на земле.

4. Допускается в случае отказа одного из двигателей одноразовая (за ресурс) непрерывная работа на форсированном режиме в течение 60 мин, после чего двигатель подлежит замене.

5. В случае срабатывания системы защиты турбины винта дальнейшая эксплуатация двигателя допускается только после замены турбины винта.

6. При установившихся параметрах двигателя допускается колебание стрелки указателя температуры газов в пределах 25° С без превышения максимально допустимого значения температуры.

7. Допускается колебание оборотов турбокомпрессора на установившихся режимах в пределах $\pm 0, 5\%$.

8. Разница оборотов турбокомпрессора при совместной работе двигателей не более:

— на номинальном и I крейсерском режимах 2%;

— при срабатывании регулятора температуры на взлетном режиме 3%.

9. Допускаются колебания давления масла в двигателе по прибору на всех установившихся режимах в пределах $\pm 0, 25$ кгс/см².

Эксплуатационные параметры работы двигателей

Режим	Число оборотов, %			Давление, кгс/см ²		Температура масла на выходе, С				Время работы непрерывно, мин, не более
	турбокомпрессор а	несущего винта		топлива	масла	максимальная	рекомендуемая	минимальная для длительной работы на режимах не ниже крейсерского	минимальная для выхода не режим выше малого газа	
		при одном работающем двигателе	при двух работающих двигателя							
Малый газ	Согласно графику на рис. 3.3	45—55	55—70		Не менее 2					20
II крейсерский	По указателю режимов ИР-117М и согласно графику на рис. 3.6, но не более значений, приведенных в табл. 2.6	95 ± 2		Не более 60	3,5±0,5	150	80—140	70	30	Не ограничено
I крейсерский		95±2		То же	3,5±0,5	150	80—140	70	30	То же
Номинальный		95±2		»	3,5±0,5	150	80—140	70	30	60
Взлетный		93±1		»	3,5±0,5	150	80—140	70	30	6
Форсированный		93±1		»	3,5 ±0,5	150	80—140	70	30	(см. п.2 примечания) 6 (см. п.2 примечания)

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

2.6.8. Допустимые значения эксплуатационных параметров работы главного редуктора следующие.

а) Давление масла:

—на режиме малого газа не менее $0,5\text{ кгс/см}^2$;

—при полетах со скольжением кратковременно (до 30 с) допускается падение до $2,5\text{ кгс/см}^2$;

—на остальных режимах $3,5 \pm 0,5\text{ кгс/см}^2$.

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

—максимальная не более 90°C ;

—рекомендуемая $50-80^{\circ}\text{C}$;

—минимальная, допускающая выход с малого газа на режимную работу, -15°C ;

—минимально допустимая при длительной работе $+30^{\circ}\text{C}$;

—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 .

2.7. ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

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

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

—при запуске 880°C ;

—на режиме холостого хода 720°C ;

—на режимах отбора воздуха и генераторном 750°C .

2.7.3. Максимальное время непрерывной работы в генераторном режиме не более 30 мин.

2.7.4. Временно **запрещаются** полеты в условиях обледенения при установленном ПЗУ (с недоработанной электрической частью).

РАЗДЕЛ 3

ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ

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 трубки ПВД, проверить их крепление и чистоту отверстий;

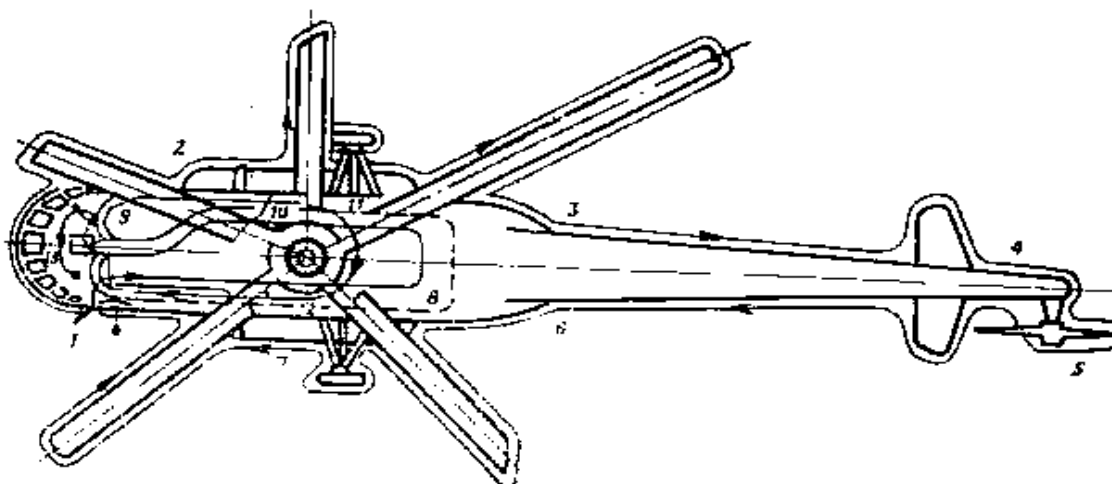


Рис. 3.1. Схема маршрута предполетного осмотра вертолета:

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 правый бак, заборник воздуха и капоты обогревателя КО-50, 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 утоплению пояска 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 створок грузового люка;

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

—проверить наличие сигнального глазка системы нейтрального газа для вертолетов, оборудованных системой НГ, сигнализирующего об исправности системы нейтрального газа;

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

—проверить наличие ручных огнетушителей в грузовой кабине;

—осмотреть агрегаты системы нейтрального газа и электриче-

скую проводку обогревательного чехла баллона ОСУ-5;

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

—убедиться, что вес взятого 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;

—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, лопасти 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;

—проверить 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 уровень АМГ-10 в компенсационном 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).

П р и м е ч а н и е. 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 газовоздушный 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 **к о м а н д и р э к и п а ж а** 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, датчике РИО-3 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 астрокомпаса (на вертолете, оборудованном астрокомпасом);

—целость стекол на АНО;

—целость колпаков на датчике курсовых углов астрокомпаса (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.

Перед полетом с использованием системы внешней подвески проверить узлы крепления тросовой внешней подвески на 7 и 10 шпангоутах, легкость вращения замка-вертлюга, ограждение.

Для осмотра высокорасположенных агрегатов и узлов вер-

толета 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 топлива, масла АМГ-10;
- надежность закрытия грузовых створок и их замков.

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 входной двери и люка и назначить старшего группы. По указанию командира экипажа эти обязанности может выполнять летчик-штурман.

3.2.7. Л е т ч и к у – ш т у р м а н у 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 контрольку ручек аварийного сброса блистеров;
- целость 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 опломби-

рован, краны—в положении ЗАКРЫТО, кнопки, имеющие предохранительные колпаки, должны быть закрыты ими, рычаги раздельного управления двигателями—в нейтральном положении на защелках, ручка управления—в нейтральном положении);

—исправность привязных ремней и регулировку сидений.

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-3М) 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 $31\text{—}34\text{ кгс/см}^2$ не должно быть шума выходящего воздуха, а после растормаживания не должно быть остаточного давления в тормозах);

—подключить шлемофон к кабелю СПУ;

—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 аэродромного питания или о включении бортового электропитания;

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

—при температуре наружного воздуха $+5^\circ$ и ниже убедиться в исправности сигнализации обогрева ПВД;

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

—убедиться, что выключатель РИ-65 находится в положении

ВЫКЛ., при этом горит табло ВКЛЮЧИ РИ-65;

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

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

- перед осмотром кабины включить белый свет;
- включить красный подсвет приборов, пультов и панелей;
- включить аэронавигационные огни и маяк МСЛ-3;
- проверить работоспособность фар.

3.3.4. Бортовому технику по команде командира экипажа:

—подсоединить аэродромный или включить бортовой источник электропитания. Порядок включения и проверки состояния источников электропитания приведен в разделе 7;

—проверить количество топлива по указателю топливомера;

—поочередным включением проверить работоспособность подкачивающих и перекачивающих насосов, контролируя их работу по загоранию 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 ВЫКЛ., установить АЗС САРПП в положение ВКЛЮЧЕНО, а переключатель на щитке САРПП — в положение АВТ. При отрицательной температуре наружного воздуха время прогрева должно быть не менее 15 мин.

3.3.5. Командиру 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 РЕДУК. АИ-9. 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 РЕДУК. АИ-9, остальные табло должны погаснуть;

—установить галетный переключатель в положение ВЫКЛ.;

—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 устанавливать переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ—ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ до установки галетного переключателя в положение ВЫКЛ.

3.3.6. 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 5.3.

3.3.7. 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 бортовой стрелы с лебедкой ЛПГ-150М. Порядок осмотра и проверки указан в разделе 5.8.

3.3.8. 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;

—подключить шлемофон к кабелю СПУ.

—включить выключатель "Проверка сигнал. ламп", убедиться в исправности всех сигнальных табло.

3.3.9. Л е т ч и к у — ш т у р м а н у 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.;
- подключить шлемофон к кабелю СПУ;
- 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;
- на вертолете, оборудованном астрокомпасом, проверить установку данных на блоке вычислителя астрокомпаса ДАК-1Б-5. Установить на коррекционном механизме магнитное склонение, равное 0;
- 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-117МТ

3.4.1. К о м а н д и р у э к и п а ж а 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-117МТ,

противопожарной системы, гидросистем, триммеров, насосов топливных баков, топливомера, ПОС двигателей, фрикциона, электромукфы, ВК-53РШ АГБ-3К, УГК-1А, автопилота, РИ-65, СПУУ-52, МС-61, маяка МСЛ-3), и убедиться в их включении;

—убедиться, что выключатели генераторов переменного тока находятся в положении ВЫКЛЮЧЕНО;

—проверить исправность РИ-65 и качество прослушивания речевого сообщения нажатием кнопки проверки на щитке управления РИ-65 при включенном СПУ-7;

—установить переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ — ОГНЕТУШЕНИЕ в положение ОГНЕТУШЕНИЕ;

—убедиться, что АЗС ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ включен;
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., 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);

—проверить снятие РРУД обоих двигателей с гидроупоров перемещением их вверх на 1/4 хода до начала мигания табло ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—установить РРУД в среднее положение на защелку, при этом табло ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН должно погаснуть;

—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;

—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 электромумфт, насосов топливных баков и топливомера, системы «Мигалка», 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 лентопротяжного 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 ВКЛЮЧЕНО, 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 ОСНОВНОЙ;

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

—открыть пожарные краны.

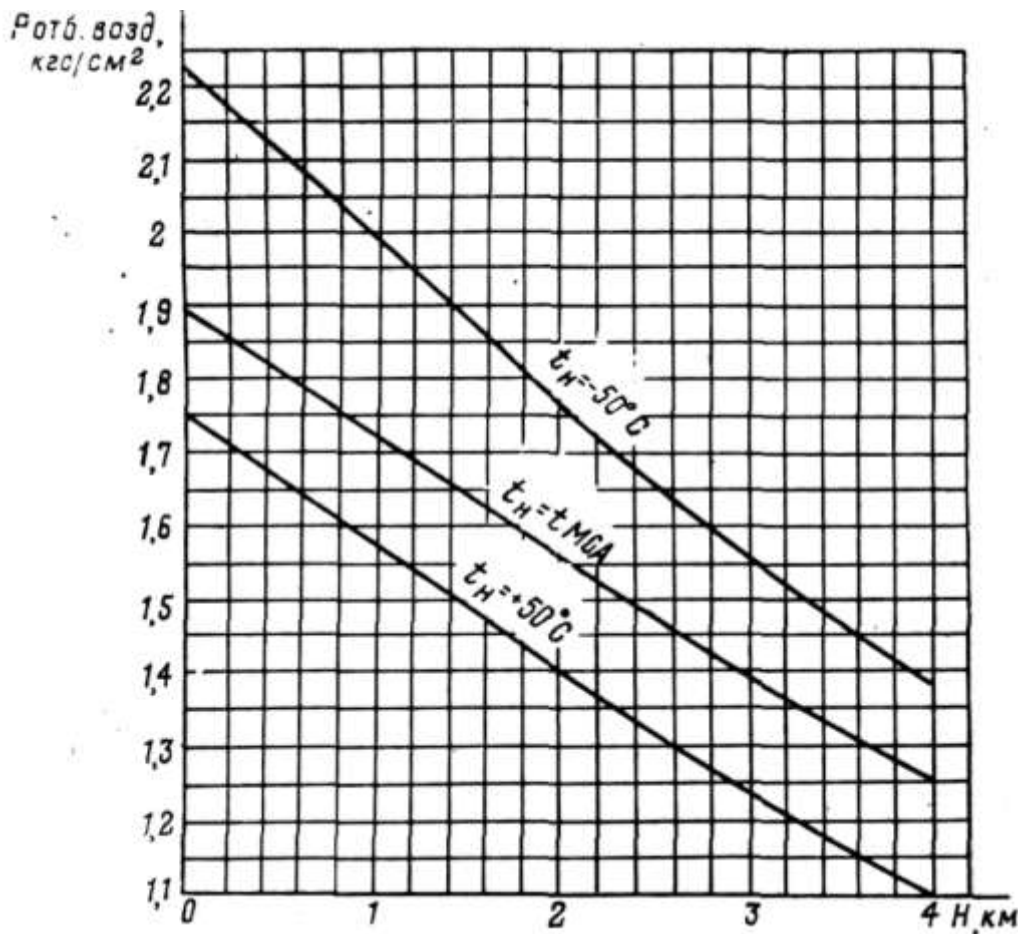


Рис. 3.2. Зависимость давления воздуха в магистрали отбора от АИ-9В (без отбора на потребители) от температуры наружного воздуха и высоты расположения аэродрома над уровнем моря

3.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

Доложить командиру экипажа о готовности к запуску АИ-9В и двигателей ТВЗ-117МТ. Получив разрешение командира экипажа, произвести запуск двигателя АИ-9В в соответствии с указаниями раздела 7.

3.6. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЗ-117МТ

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 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 положение ОТКРЫТО. Двигатель должен выйти на обороты малого газа за время не более 60 с. В процессе запуска должны гореть табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА и СТАРТЕР РАБОТАЕТ. По окончании цикла работы панели табло должны погаснуть (табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА—через 30 с, табло СТАРТЕР РАБОТАЕТ — при достижении оборотов турбокомпрессора 60-65%).

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

3.6.5. В процессе запуска б о р т о в о м у т е х н и к у необходимо следить:

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

П р и м е ч а н и е. 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 нарастанием давления топлива после НР-ЗАМ;
- за давлением в гидросистеме;
- за температурой газов двигателя АИ-9В;
- за давлением воздуха в магистрали запуска;
- за устойчивой работой сигнальных табло ДАВЛ. МАСЛ. НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА, СТАРТЕР РАБОТАЕТ;
- за отключением воздушного стартера при оборотах турбокомпрессора запускаемого двигателя 60—65%.

При обнаружении ненормальных показаний приборов или получении команды наблюдающего доложить командиру экипа-

жа и выключить двигатель (закрыть кран останова и нажать кнопку ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА).

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

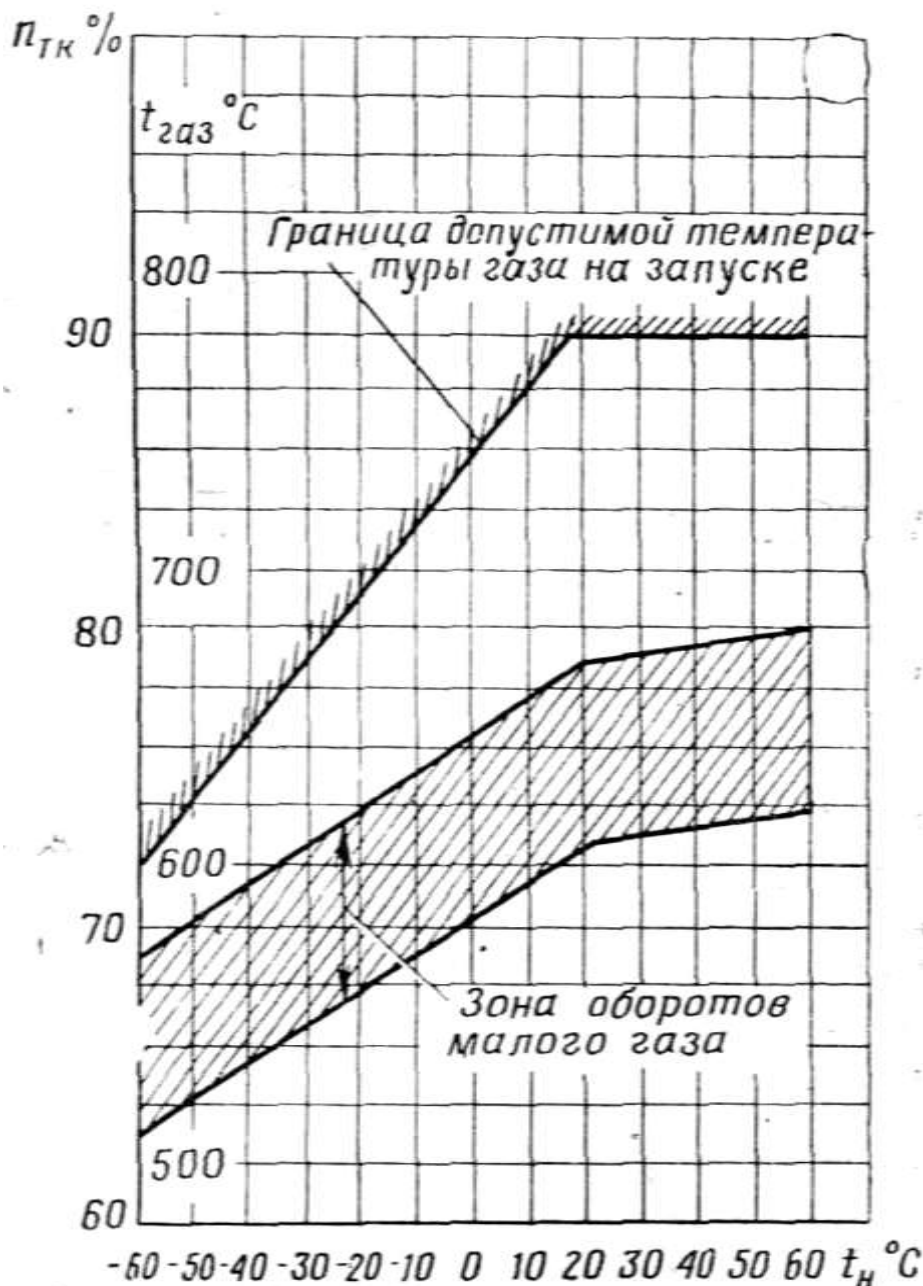


Рис. 3.3. Зависимость оборотов турбокомпрессора на режиме малого газа и максимально допустимой температуры газов на запуске (по термопарам Т-102) от температуры наружного воздуха

— обороты турбокомпрессора и температура газов перед турбиной согласно графику на рис. 3.3;

— давление масла в двигателе не менее 2 кгс/см^2 ;

— давление масла в главном редукторе не менее $0,5 \text{ кгс/см}^2$;

— давление топлива $18\text{—}22 \text{ кгс/см}^2$.

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

После запуска двух двигателей и выхода их на режим малого газа обороты несущего винта должны быть в пределах 55—70%.

Включить ПЗУ, для чего переключатели ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВ. и ПРАВЫЙ на правой боковой панели электропульты лётчиков установить в положение ВКЛ. и проконтролировать загорание сигнальных табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН., ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН. Включение ПЗУ сопровождается повышением температуры газов перед турбиной на 10-15⁰С, возможно также увеличение оборотов турбокомпрессоров не более чем на 0,5%.

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

Примечание. Если запуск двигателей производится с использованием только бортовых аккумуляторов, 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 электроэнергией на режиме малого газа включить генератор СТГ-3, установив выключатели РЕЗЕРВЫ. ГЕНЕРАТ. и ПРОВЕРКА ОБОРУД. в положение ВКЛ.

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

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

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

—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 ре-

дукторе, а также если давление масла в двигателе менее 1 кгс/см^2 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 60—65% не произошло отключения воздушного стартера (табло СТАРТЕР РАБОТАЕТ продолжает гореть);

—двигатель не выходит на обороты малого газа за время 60с;

—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/см^2 или в главном редукторе менее $0,5 \text{ кгс/см}^2$;

—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. 2.3.

2. Повторный запуск разрешается производить только после полной остановки турбокомпрессора двигателя, а в случае прекращения запуска из-за не воспламенения 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 хо-

лодную прокрутку двигателя (продувку).

5. Количество выполняемых подряд повторных запусков двигателя и время между ними не должны превышать указанных в ст. 7.10.9.

6. При наличии льда на входных устройствах ПЗУ двигателей и лопастях несущего и хвостового винт запускать двигатели **запрещается**.

7. При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже при наличии повышенной влажности (изморозь мокрый снег) обогреть двигателей и их воздухозаборников включать сразу после запуска двигателей.

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 $+5^{\circ}\text{C}$ 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 $+80^{\circ}\text{C}$, используя при этом наземные подогревательные устройства. Горячий воздух подводить в газоздушный 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 $+30^{\circ}\text{C}$ 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 $65\pm 8_2$ кгс/см², давления в дублирующей системе нет (по манометру около 5 кгс/см²), горит табло ОСНОВНАЯ 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. ГИДРОСИС. ВКЛЮЧЕНА и погасания табло ДУБЛИР. ГИДРОСИС. ВКЛЮЧЕНА;

— выключатель ОСНОВН. ГИДРОСИСТЕМА перевести в положение ВЫК. и убедиться, что загорается табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА и гаснет табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА, быстро нарастает давление в дублирующей системе и при отклонении органов управления изменяется в пределах от 45 ± 3 до $65\pm 8_2$ кгс/см², давление в основной системе постоянно и сохраняется в пределах от 45 ± 3 до $65\pm 8_2$ кгс/см²;

— включить основную гидросистему и убедиться, что загорается табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА, давление в ней сохраняет-

ся в указанных выше пределах, табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА гаснет, давление в дублирующей системе падает до 5 кгс/см^2 .

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 гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. и устанавливать 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 $65 \pm 8_2 \text{ кгс/см}^2$ 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 командиру экипажа дать команду бортовому технику проверить давление азота в обоих гидроаккумуляторах основной гидросистемы.

В процессе проверки гидросистемы по работе сигнальных табло убедиться в правильности выдачи соответствующих сообщений речевым информатором РИ-65.

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

П р и м е ч а н и е. При запущенном двигателе АИ-9 возможна проверка оборудования, за исключением ПОС НВ и РВ, ПОС ПЗУ и стеклов, контурных огней, АГБ-ЗК. (правого), ГМК-1А, АП-34Б, ДИСС-15, АРКУД, ДАК-ДБ, СПУУ-52.

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

Для проверки оборудования выключатели РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ. и ПРОВЕРКА ОБОРУД. последовательно поставить в положение ВКЛ. Переключатели ПО-500 ~115 и ПТ-200 ~36 поставить в положение РУЧНОЕ.

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 (форсированный) 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 $+30^{\circ}\text{C}$, а в главном редукторе не ниже -15°C).

- б) Проверить исправность РПП по контуру СТ., для чего:

- включить АЗС ВЗЛЕТН. РЕЖИМ на панели АЭС;

- открыть предохранительную крышку пульта РПП, установ-

ленного на центральном пульте;

—установить выключатели РПР левого и правого двигателей на пульте РПР в положение ВКЛ.;

—установить переключатель КОНТРОЛЬ СТ1 — РАБОТА— КОНТРОЛЬ СТ2 двигателей на пульте РПР в положение КОНТРОЛЬ СТ1; плавным вводом коррекции вправо и рычагами раздельного управления двигателей (при необходимости и при минимальном шаге несущего винта) увеличить обороты несущего винта до момента загорания табло желтого цвета ЛЕВЫЙ ДВИГАТ., ПРАВЫЙ ДВИГАТ. под общим трафаретом ПРЕВЫШЕНИЕ ОБОРОТОВ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ, расположенным на левой приборной доске. Загорание табло должно происходить при $91,5 \pm 2,5\%$ оборотах несущего винта. Переключатель КОНТРОЛЬ СТ1 — РАБОТА — КОНТРОЛЬ СТ2 из положения КОНТРОЛЬ СТ1 установить в положение РАБОТА, табло ЛЕВЫЙ ДВИГАТ., ПРАВЫЙ ДВИГАТ. должны гореть, Перевести двигатели на малый газ;

—установить выключатели РПР двигателей в положение ВЫК., а после погасания желтого табло ЛЕВЫЙ ДВИГАТ., ПРАВЫЙ ДВИГАТ. вновь установить его в положение ВКЛ.;

— установить переключатель КОНТРОЛЬ СТ1—РАБОТА— КОНТРОЛЬ СТ2 в положение КОНТРОЛЬ СТ2 и повторить проверку аналогично проверке в положении КОНТРОЛЬ СТ1.

После окончания проверки РПР по контуру СТ двигателей установить выключатели в положение ВКЛ., а переключатели КОНТРОЛЬ СТ—в положение РАБОТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Перестановку переключателя КОНТРОЛЬ СТ1—РАБОТА—КОНТРОЛЬ СТ2 из положения СТ1 в положение СТ2 без снятия блокировки не производить, так как это приведет к выключению двигателей.

Для проверки работоспособности исполнительного механизма ИМ-3АМ разрешается осуществлять останов двигателя переводом переключателя КОНТРОЛЬ СТ из положения СТ1 в положение СТ2 (или наоборот) без отключения РПР. Данная проверка производится после замены двигателя и при выполнении 100-часовых регламентных работ в соответствии с Руководством по технической эксплуатации двигателя.

После проведения проверок переключатели на пульте РПР

установить в положение РАБОТА, а выключатели — в положение ВКЛ. Пульт РПР закрыть предохранительной крышкой.

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 $97\pm 2_1\%$.

Если верхний предел оборотов несущего винта ($97\pm 2_1\%$) не будет достигнут, необходимо прогреть масло в главном редукторе до температуры $40\text{—}60^\circ\text{C}$ и повторить проверку. После проверки диапазона перенастройки установить переключателем перенастройки обороты несущего винта 95% и отклонить рычаг шаг-газ вниз до упора.

в) Перевести рукоятку коррекции в крайнее правое положение.

г) Установить переключателем перенастройки на рычаге общего шага обороты несущего винта 95%.

д) 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.

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

ж) 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.

з) Проконтролировать параметры работы силовой установки, которые должны соответствовать значениям, указанным в табл. 2.7.

и) Произвести проверку частичной приемистости двигателей. Частичная приемистость двигателей проверяется с режима малого газа до оборотов турбокомпрессора на $1\text{—}1,5\%$ ниже оборо-

тов 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 турбоком-

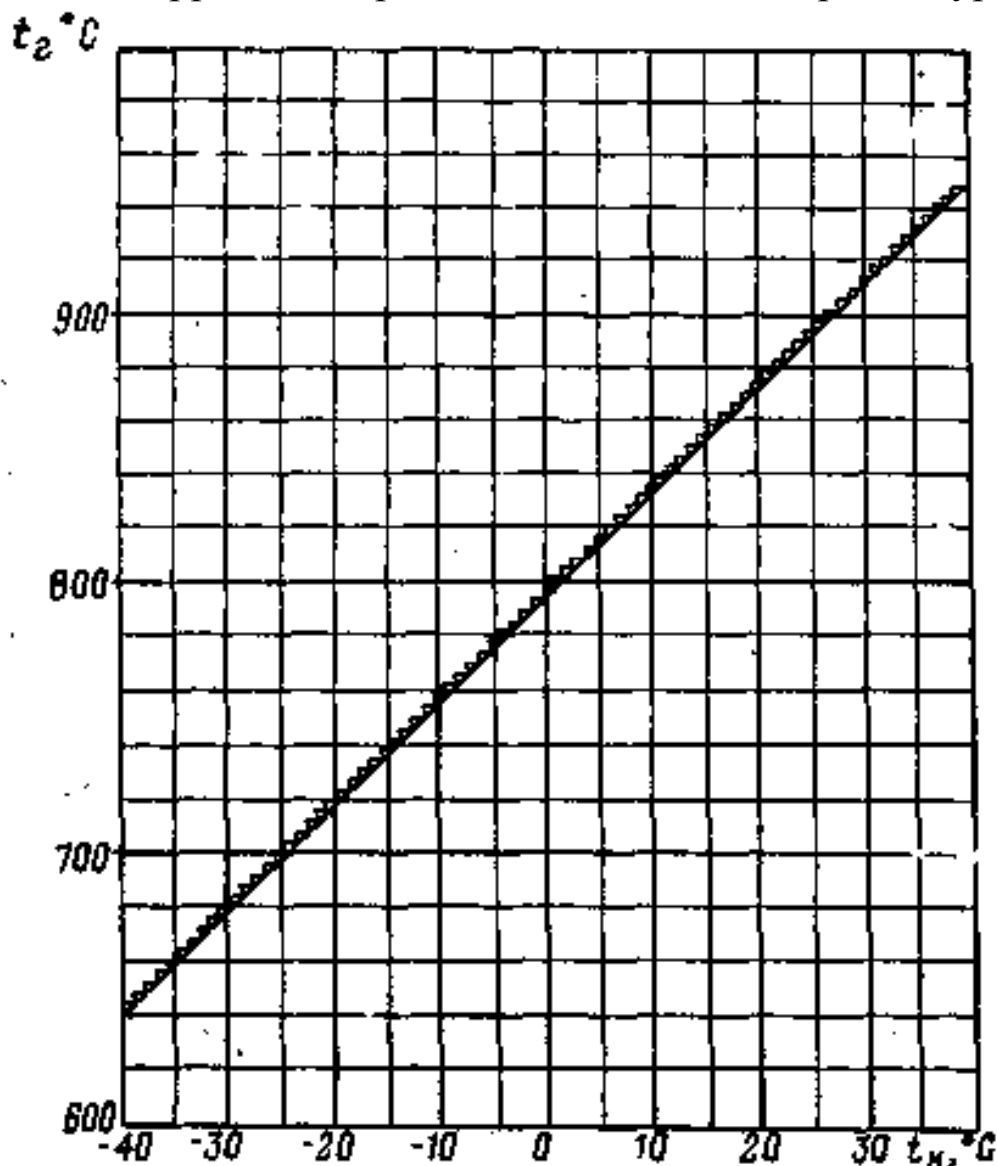


Рис. 3.4. Зависимость максимально допустимой температуры газов от температуры наружного воздуха при проверке частичной приемистости (по термопарам Т-102) .

прессора 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.

График совместного опробования двигателей показан на рис. 3.5.

П р и м е ч а н и е. При опробовании двигателей все члены экипажа должны иметь связь по СПУ.

3.8.4. Для раздельного опробования двигателей с выходом на взлетный режим вертолет загрузить до веса не менее 13 500 кгс.

Раздельное опробование двигателя с выходом на взлетный 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;

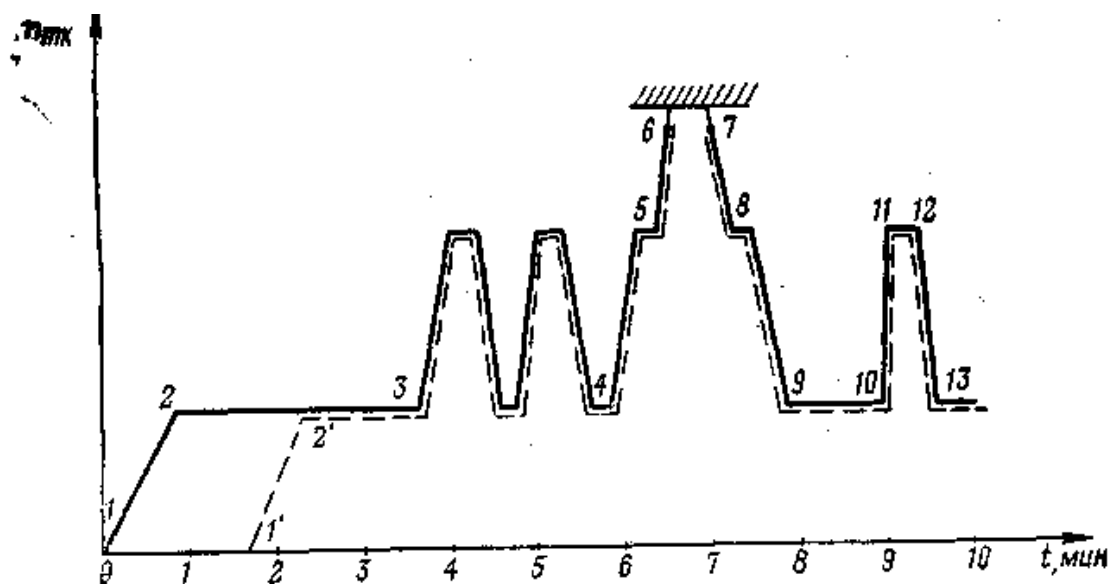


Рис. 3.5. График совместного опробования двигателей:

1—2 (1'—2') — запуск левого (правого) двигателя; 2 (2')—3 — прогрев двигателей; 3—4 — проверка исправности контуров СТ РПР; 3—5 (4—5) — перевод рукоятки коррекции в крайнее правое положение; 5—6 — перевод рычага общего шага вверх с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета; 6—7 — выдерживание этого режима; 7—8 — перевод рычага общего шага вниз до упора; 8—9, 12—13 — перевод рукоятки коррекции в крайнее левое положение; 9—10 — работа двигателей на режиме малого газа в течение 1 мин; 10—11 — перевод рукоятки коррекции в крайнее правое положение для проверки частичной приемистости двигателей

— убедиться, что боковой индекс измерителя проверяемого двигателя находится в верхней половине центрального индекса «Н».

П р и м е ч а н и я: 1. Заданный режим по числу оборотов турбокомпрессора из графика «С» формуляра определяет бортовой техник.

2 При отклонении бокового индекса от заданного диапазона на контролируемом режиме измеритель режима ИР-117М необходимо подрегулировать.

3.8.5. Контроль режимов двигателей производить по указа-

телю измерителя режимов ИР-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. 2.6., не допускается. Сверить показания ИР-117М с графиком на рис. 3.6.

На высотах более 2500 м установку и контроль режимов работы двигателей осуществлять по числу оборотов турбокомпрессора, руководствуясь графиком на рис. 3.6.

3.8.6. При опробовании двигателей особое внимание обра-

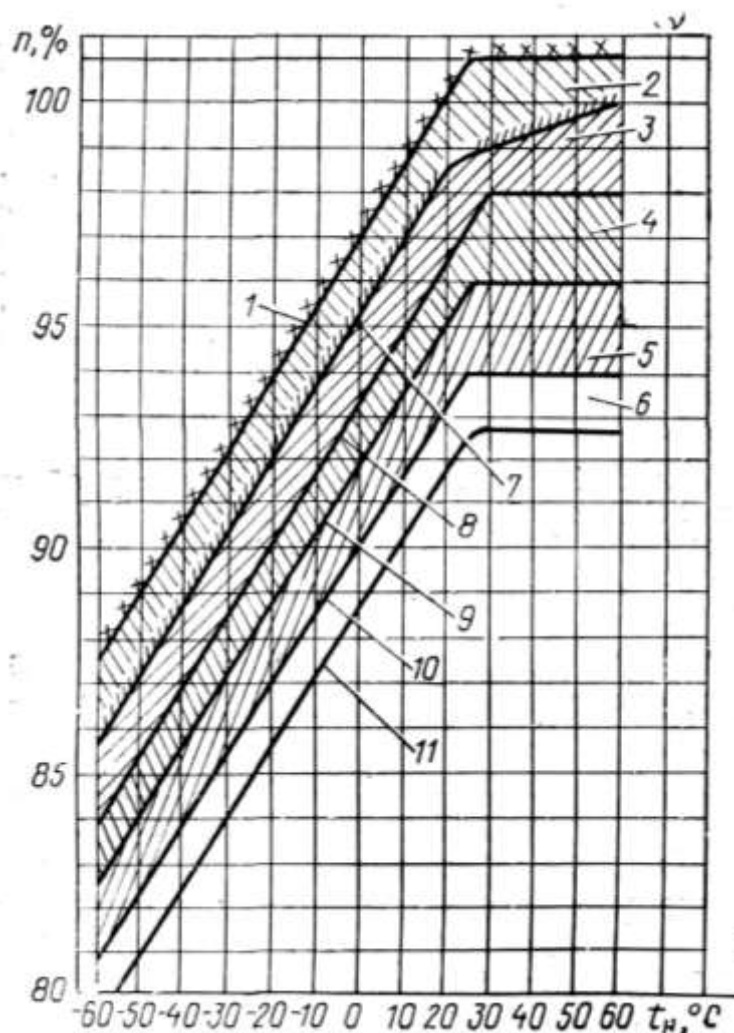


Рис.3.6. Зависимость числа оборотов турбокомпрессора от температуры наружного воздуха на входе в двигатель ($H=0$; $V=0$)

1 — ограничение числа оборотов турбокомпрессора при максимальной настройке регулятора оборотов с коррекцией по t_n ;

2 — зона взлетного режима; 3 — зона ограниченного взлетного режима; 4 — зона номинального режима; 5 — зона I крейсерского режима; 6 — зона II крейсерского режима; 7 — максимально допустимые обороты ограниченного взлетного режима; 8 — максимально допустимые обороты номинального режима; 9 — максимально допустимые обороты I крейсерского режима; 10 — максимально допустимые обороты II крейсерского режима; 11 — минимальные обороты II крейсерского режима

щать на поведение вертолета и отклонением органов управления удерживать его на месте.

3.8.7. 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 $+30^{\circ}\text{C}$ и температуры масла на входе в редуктор не ниже -15°C дальнейшую работу производить на оборотах ротора турбокомпрессора не ниже 80%.

3.8.8. 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.

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

3.8.10. В этом случае, когда раздельное опробование двигателей на земле с выходом на форсированный режим невозможно, проверку форсированного режима выполнить в полёте в соответствии с рекомендациями подраздела 4.28.

3.9. ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

3.9.1. Ввести правую коррекцию, выключатели генераторов переменного тока и выпрямительных устройств установить в положение ВКЛ. Подать команду «Отключить наземные источники питания». После отключения наземных источников питания и погасания табло АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО по переменному и постоянному току переключатели АЭРОДР. ПИТАН. установить в положение ВЫК.

Проверить величину напряжения генераторов (должно быть 200—205 В), выпрямительных устройств ВУ-6А (должно быть 27—29 В) и трансформатора (должно быть 115 В).

Установить переключатели ПО-500 ~ 115 и ПТ-200 ~ 36 в

положение АВТОМАТ.

3.9.2. Включить все пилотажно-навигационное и радиоэлектронное оборудование, необходимое для предстоящего полета, и проверить его работу (перед включением выключателя АВИАГОРИЗ. предварительно нажать кнопку арретира АГБ-ЗК).

3.9.3. 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.

3.9.4. 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 ног при нажатии кнопки-лампы ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ она должна загореться, при этом стрелка Н на индикаторе должна быть в среднем положе-

нии; 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 автопилота 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.

3.9.5. Л е т ч и к у – ш т у р м а н у:

—включить авиагоризонт и проверить его работу;
—проверить исправность обогрева ПВД;
—включить АРК и настроить его на необходимую приводную радиостанцию (порядок настройки указан в разделе 7);

—включить ДИСС-5;
—при отрицательной температуре наружного воздуха включить выключатель ОБОГРЕВ ГМК-1А;

—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;

— после отработки стрелкой коррекционного механизма стояночного курса переключатель рода работы поставить в положение ГПК;

— по команде командира экипажа проверить работоспособность автопилота по каналу НАПРАВЛЕНИЕ, для чего нажать кнопки-ламп 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;

—включить и проверить работу астрокомпаса ДАК-ДБ-5 (на вертолете, оборудованном астрокомпасом);

—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.

3.9.6. Б о р т о в о м у т е х н и к у по команде командира экипажа произвести проверку работы генераторов переменного тока, для чего:

—отключить аэродромный источник питания;

—выключить генератор №2, установив выключатель ГЕНЕРАТОРЫ II в положение ВЫКЛ.;

—проверить напряжение в сети переменного тока, устанавливая поочередно галетный переключатель напряжения в положения ПЕРВЫЙ ГЕНЕРАТ. I—II, ПЕРВЫЙ ГЕНЕРАТ. II—III. ПЕРВЫЙ ГЕНЕРАТ. III—I. при этом вольтметр должен показывать напряжение 200—205 В;

—проверить напряжение трансформатора, установив ручку галетного переключателя в положение ~115 В, вольтметр должен показывать напряжение 115 В.

Аналогично проверить работу генератора № 2 и трансформатора.

На вертолетах, оборудованных ДМР-200Д, проверить работу выпрямительных устройств, для чего:

—включить генераторы № 1 и 2, установив выключатели ГЕНЕРАТОРЫ I и II в положение ВКЛ.;

—установить галетный переключатель на электрощитке постоянного тока, расположенный на правой боковой панели электропульты, в положение ШИНЫ ВЫПР.;

—проверить напряжение в сети постоянного тока, устанавливая поочередно выключатели ВЫПРЯМИТЕЛИ I, II, III на электрощитке постоянного тока в положение ВКЛ., при этом вольтметр, расположенный на электрощитке электропульты, должен показывать напряжение 27— 29 В;

—включить в сеть выпрямительные устройства ВУ-6А № 1, 2, 3;

—установить галетный переключатель в положение ШИНЫ АКК., при этом вольтметр должен показывать напряжение 27—29 В.

П р и м е ч а н и е. Если вольтметр показывает напряжение 24 В и горит светосигнальное табло СЕТЬ ПИТ. от АККУМ., а амперметры аккумуляторов показывают ток разряда (стрелка находится справа от нуля), то это свидетельствует о неподключении шины ВУ к аккумуляторной шине (отказ аппарата ДМР-200Д).

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

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

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 по-

жарные 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 щитке 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-117МТ 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-117МТ

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 цик-

ла работы пусковой панели.

3.13.2. Для выполнения холодной прокрутки поставить переключатель рода работ в положение ПРОКРУТКА, а переключатель ЛЕВ.—ПРАВ.—на необходимый двигатель и нажать пусковую кнопку на 1—2 с.

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

3.14. 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 открытыми пожарным краном и 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).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После проведения ложного запуска перед запуском двигателя необходимо произвести холодную прокрутку.

РАЗДЕЛ 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.1. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ

Перед выполнением каждого полёта производить расчёты возможности взлёта и посадки путём определения и сравнения фактической полётной массы вертолёт с определённо-допустимой в данных условиях. Для чего на каждом вертолёте иметь соответствующие графики и справочные данные.

(ИСХ. НР 91/5 ЗГК ВВС по БП от 10.10.89г.)

4.1.1. Бортовому технику перед выруливанием убедиться в следующем:

- жгуты аэродромного источника электроэнергии отсоединены;
- трос заземления уложен в гнездо;
- бортовая стремянка убрана в вертолёт и закрыты двери грузовой кабины;
- выключатель ОБОГРЕВ Н. ГАЗА при выполнении полета на боевое задание включен (для вертолетов, оборудованных сист. НГ);
- насосы ЭЦН-91Б 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, выключен ли АИ-9В, 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 вертолёте) 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 $1\text{--}2^\circ$ 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 $15\text{--}20$ 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 ботовым 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 (но не более 20 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, убрать коррекцию 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 пилотажно-навигационное оборудование и убедиться в том, что питание на авиагоризонт подано (флажка на фоне шкалы АГБ-ЗК. нет) и радиокompас АРК-9 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. 2.4.2, в зависимости от полетного веса. Выше высот, указанных в ст. 2.4.2, разрешается висеть при транспортировке грузов на внешней подвеске или по тактическим соображениям.

П р и м е ч а н и я: 1. Висение в диапазоне высот от указанных в ст. 2.4.2 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 небольших перемещениях и неустойчивом висении вертолета возможно мигание табло ОСТАЛОСЬ 300 Л и прохождение речевого сообщения РИ-65 «Аварийный остаток топлива».

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 вертолётах с неустановленной броневой защитой развороты на 360° на висении у земли разрешается выполнять при скорости ветра до 10 м/с.

На вертолётах 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;

- 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 вертолѐта к развороту влево,, которое не устраняется отклонением вперѐд правой педали, уменьшить общий шаг НВ до минимального и отрыв не производить. Уточнить взлѐтный вес вертолѐта, 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 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.

Следует учитывать, что при пользовании радиовысотомером РВ-3 возможно кратковременное (1—2 с) мигание табло РВ НЕ РАБОТАЕТ при исправном РВ-3. При продолжительном горении табло (более 2 с) пользоваться показаниями РВ-3 запрещается.

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.

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.

ВЗЛЕТ ПО-ВЕРТОЛЕТНОМУ С РАЗГОНОМ В ЗОНЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ

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

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

4.4.3. Для взлета установить вертолет по возможности против ветра, отделить его от земли и выполнить контрольное висе-

ние. 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 20—30 м скорость была 60—70 км/ч по прибору.

Изменения в поперечной и путевой балансировках, а также стремление вертолета к потере высоты в начальный момент разгона необходимо парировать отклонениями органов управления. После разгона до скорости по прибору 60—70 км/ч перевести вертолет в режим набора высоты с одновременным увеличением скорости до 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 в том случае, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, а взлетный вес вертолета обеспечивает висение вне зоны влияния земли.

Предельный полетный вес для взлета и разгона вне зоны влияния земли определяется по номограмме, как указано в разделе 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 до скорости 20—50 км/ч, 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-самолётному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота.

Предельный взлетный вес для взлета по-самолётному определяется в соответствии с указаниями раздела 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 препятствиями, 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 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 вертолёт имеет тенденцию к кабрированию и «приседанию» на основные колеса шасси, а после «приседания» — к энергичному пикированию («клевку»), что необходимо частично парировать соответствующим отклонением ручки управления от себя и на себя.

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 по-

требная 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 скоростей по прибору, указанных в табл. 2.1. Наивыгоднейшая скорость набора высоты на высотах от земли до 2000 м 120 км/ч, на высоте 3000 м—110 км/ч, на высоте 4000 м и выше—100 км/ч. Набор высоты, как правило, производится на номинальном режиме работы двигателей. При необходимости набор высоты можно производить на взлетном режиме (не более 6 мин), а также на режиме ниже номинального.

После взлета установить необходимый режим набора высоты, выключить ПЗУ.

4.5.2. Режим работы двигателей устанавливается летчиком по указателю измерителя режимов ИР-117М до высоты 2 500 м и определяется положением бокового индекса относительно центральных индексов Н и К, а именно:

—взлетный режим — боковой индекс находится выше центрального индекса Н;

—номинальный режим—боковой индекс находится выше центрального индекса К до положения против индекса Н;

—крейсерский режим—боковой индекс находится против или ниже центрального индекса К.

П р и м е ч а н и я: 1. Определение режима работы двигателя по ИР-117М производится до достижения максимально допустимых оборотов турбокомпрессора или температуры газов согласно табл. 2.6. При достижении максимально допустимых оборотов турбокомпрессора или температуры газов установку и контроль режимов производить по параметру, первым достигшему максимально допустимого значения.

2. При работе двигателя на больших высотах предельно допустимые значения параметров на номинальном и крейсерском режимах получаются при ручном поддержании оборотов несущего винта в диапазоне 92—94% путем подбора шага несущего винта, при этом обороты турбокомпрессора

поддерживаются автоматически.

4.5.3. На высоте 2500 м и выше режим работы двигателей определяется по графику рис. 3.6.

4.5.4. При наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей при постоянном значении общего шага обороты несущего винта до определенной высоты поддерживаются автоматически постоянными (95 ± 2) %. При дальнейшем наборе высоты обороты несущего винта будут уменьшаться в связи с тем, что регуляторы оборотов турбокомпрессоров уменьшают мощность двигателей. В этом случае плавным уменьшением общего шага не допускать уменьшения оборотов несущего винта ниже 92%.

При изменении температуры наружного воздуха по высоте в соответствии с МСА, то ограничение номинальной мощности двигателей начинается с высоты 1 000—1 500 м. Если температура наружного воздуха будет ниже ее значений по сравнению с МСА, то ограничение номинальной мощности произойдет на большей высоте, если больше—на меньшей высоте.

На вертолёта с двигателями, оборудованными РПР-ЗАМ, при наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей выдерживать обороты несущего винта на высотах от 0 до 1000 м $95 \pm 1\%$, более 1000 м - $93 \pm 1\%$, на взлётном режиме на всех высотах - $93 \pm 1\%$.

В случае набора высоты на крейсерском режиме работы двигателей обороты несущего винта поддерживаются постоянными до высоты 2000-2500 м.

При наборе высоты на взлётном режиме работы двигателей при постоянном шаге обороты несущего винта 92-94% автоматически не поддерживаются постоянными, так как уменьшение мощности происходит сразу по мере удаления вертолёта от поверхности земли. В этом случае не допускать уменьшения оборотов несущего винта последовательным уменьшением общего шага.

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 ст. 6.5.2 раздела 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 разделе 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 подразделе 4.27.

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.

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 переключать

тель 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;
- немедленно докладывать командиру экипажа о 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.);
- при выполнении полета на боевое задание или при вхождении в зону грозовой деятельности по команде командира экипажа включить нейтральный газ, как указано в подразделе 7.6. После посадки вертолета выключить выключатель ОБОГРЕВ Н. ГАЗА; (для вертолетов, оборудованных сист. НГ)
- 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 $1^{\circ}/с$ 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 $1^{\circ}/с$ и выше, и одновременное увеличение угла тангажа с темпом $1^{\circ}/с$ 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 РПР-ЗАМ) 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.

П р и м е ч а н и я: 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.

3. 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 перетяжения 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.

П р и м е ч а н и е. 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 соответствующими отклонениями органов управления;

- рукоятку коррекции газа повернуть влево до упора;

- после перехода на режим самовращения изменением положения рычага шаг-газ сохранять обороты несущего винта в допустимых пределах.

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 своевремен-

ным 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 подразделе 6.2.

ДОПОЛНЕНИЕ К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ МОСКВА 1989г.

ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО, ВИНТА В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. При отказе или выключении двигателей в полете несущий винт (НВ) имеет определенный запас кинетической энергии. Летчик должен воспользоваться этим запасом для того, чтобы максимально уменьшить скорость вертолета перед приземлением в соответствии с рекомендациями подразд. 6.2 (6.2) Инструкции экипажу и произвести посадку.

В зависимости от условий полета (скорость и истинная высота) при отказе двигателей применяются два метода посадки на режиме самовращения несущего винта (РСНВ):

—метод посадки, включающий установившееся планирование на приборной скорости 100 или 70 км/ч до выполнения «подрыва» НВ на заданной высоте над ВПП или площадкой. Скорость 100 км/ч устанавливается при выполнении посадки с пробегом, а 70 км/ч — для выполнения посадки без пробега.

Этот метод посадки рекомендуется выполнять в том случае, если отказ двигателей произошел на любой скорости полета и истинной высоте 100 м и более, а также на скоростях полета менее 120 км/ч и высоте менее 100 м;

—комбинированный метод, включающий интенсивное торможение вертолета путем придания ему угла тангажа до 15° . Данный метод посадки вертолета на РСНВ применяется в том случае, если отказ двигателей произошел на истинной высоте менее 100 м и скорости полета 120 км/ч и более.

Посадки на вертолете на РСНВ в учебных целях выполняются только с пробегом и позволяют приобрести необходимые навыки для выполнения посадки без пробега в случае необходимости.

УСЛОВИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ УЧЕБНЫХ ПОЛЕТОВ

2. Полеты в учебных целях необходимо производить в простых метеорологических условиях в районе аэродрома. Длина бетонированной или грунтовой ВПП должна быть не менее 500 м, а ширина — не менее 30 м. Прочность грунтовой ВПП должна быть не менее $5\text{—}6 \text{ кгс/см}^2$. Вес вертолета при выполнении учебных полетов должен находиться в пределах 9500—11000 кгс и постепенно увеличиваться от минимального до максимального значения по мере приобретения навыков в выполнении посадок.

Вертолет считается подготовленным для выполнения посадок на РСНВ, если углы отгиба триммерных пластин лопастей НВ находятся в установленных пределах, а обороты НВ на малом газе составляют 60—70 (50—55)%. Регулировка оборотов НВ на малом газе осуществляется изменением длин вертикальных тяг автомата перекося в установленных пределах.

Эта регулировка обеспечивает получение в полете максимальных оборотов НВ на РСНВ в пределах 88—110 (89—110)%.

МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ

3. Посадки на РСНВ производить против ветра. Боковая составляющая ветра не должна превышать 5 м/с.

4. На установившемся РСНВ для выполнения посадки не допускать уменьшения приборной скорости менее 70 км/ч.

5. Разрешается выполнение не более трех посадок, следующих одна за другой, с применением тормозов колес без их охлаждения. Для охлаждения тормозов требуется перерыв не менее 30 мин.

6. Скорость приземления по условиям прочности колес шасси не должна превышать 70 км/ч^2 .

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА РСНВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

7. Произвести расчет на посадку, после чего в расчетной точке над аэродромом на высоте 800 м относительно ВПП на приборной скорости 100 км/ч перевести вертолет на РСНВ. Соответствующими отклонениями ручки управления и педалей удерживать вертолет от кренов и разворотов в створе ВПП.

8. На высоте полета 300 м, убедившись в правильности расчета, дать команду бортовому технику выключить двигатели стоп-кранами, закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы.

9. Обороты НВ выдерживать максимальными (общий шаг— 1° по УШВ), но не более 110%. Сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять нагрузки от кренящего момента.

10. С высоты 70—50 м перевести взгляд на землю для визуального определения высоты полета вертолета относительно ВПП, при этом ручкой управления сохранять установившийся угол тангажа. Для облегчения летчику определения момента «подрыва» НВ бортовому технику, начиная с высоты 50 м, производить отсчет текущей высоты по радиовысотомеру, сообщая по СПУ: «Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать...м».

11. На высоте 15—10 м (чем больше вертикальная скорость, тем больше высота) увеличить общий шаг НВ до $7\text{—}8^\circ$ (произвести «подрыв» НВ) за время не менее 1 с и выдержать его в течение 0,5—1 с. Выполнение первого этапа управления общим шагом в процессе «подрыва» НВ как бы выполняет роль «пробы», обеспечивая гарантированное уменьшение вертикальной скорости и скорости предпосадочного планирования до величины не более 70 км/ч.

Если этого окажется недостаточно для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг НВ до 12° за время 1 — 1,5 с соразмерно уменьшению вертикальной скорости.

12. В процессе «подрыва» НВ с темпом $10^\circ/\text{с}$ увеличить угол тангажа вертолета до $5\text{—}6^\circ$ для уменьшения горизонтальной составляющей скорости планирования, удерживая вертолет на этом угле незначительным отклонением ручки управления от себя. При «подрыве» НВ вертолет стремится увеличить угол тангажа. Необходимо отклонением ручки управления от себя выдерживать посадочный угол.

13. После приземления установить общий шаг НВ 7—8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге. Отклонением ручки управления на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолет начнет самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого ручку управления плавно отклонить от себя на 1/3—1/4 хода и применить тормоза колес.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА РСНВ КОМБИНИРОВАННЫМ МЕТОДОМ

14. Произвести расчет на посадку, после чего в расчетной точке над аэродромом на высоте 800 м относительно ВПП на приборной скорости 120 км/ч перевести вертолет на РСНВ. Соответствующими отклонениями ручки управления и педалей удерживать вертолет от кренов и разворотов в створе ВПП.

15. На высоте полета 300 м, убедившись в правильности расчета, дать команду бортовому технику выключить двигатели стоп-кранами, закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы.

16. Обороты НВ выдерживать максимальными (общий шаг— 1° по УШВ). Сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять нагрузки от кренящего момента.

17. С высоты 50—40 м произвести интенсивное уменьшение скорости вертолета от 120 до 70—60 км/ч путем увеличения угла тангажа до 15°. Со скорости 70—60 км/ч (высота не менее 20 м) начать плавное уменьшение угла тангажа с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был близок к посадочному 5—6°.

18. С высоты 15—10 м произвести уменьшение вертикально скорости путем быстрого и непрерывного увеличения общего шагч 11В с темпом 6—8°/с.

19. После приземления установить общий шаг НВ 7—8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге. Отклонением ручки управления на себя выдерживать достигнутый угол тангажа 5—6° при приземлении до момента когда да 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.

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 подразделе 6.28, 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 движением 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, ре-

жим 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.

Плавно приземлить вертолет на основные колеса и уменьшить общий шаг несущего винта до минимального значения, после чего опустить вертолет на носовое колесо, полностью убрать коррекцию; для уменьшения пробега использовать тормоза колес. Пробег вертолета составляет 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 кор-

рекции 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

4.11.1. При невозможности выполнения посадки на выбранную площадку или если вертолет с грузом на внешней подвеске не зависает вне зоны влияния земли, уйти на второй круг, для чего плавным отклонением рычага общего шага вверх увеличить мощность двигателей вплоть до взлетного режима, одновременно ручкой управления перевести вертолет в разгон.

При достижении скорости 100—120 км/ч перейти в набор высоты на взлетном или номинальном режиме работы двигателей.

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 10 000 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 двигателя АИ-9В выключить ПОС двигателей и ПЗУ, если они были включены. Запустить АИ-9В. По показаниям приборов контроля и высвечиванию надписей на табло ДАВЛ. МАСЛА НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА убедиться в нормальной работе двигателя АИ-9В,

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 уста-

новить 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;

—летчику-штурману засечь время;

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

—рычаг раздельного управления (РРУ) работающего двигателя перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если при переводе одного двигателя на малый газ второй двигатель не вышел на повышенный режим или если горизонтальный полет невозможен при одном двигателе, работающем на форсированном режиме, выключение двигателя запрещается. В этом случае перейти на полет с двумя работающими двигателями, для чего установить РРУ в среднее положение на защелку — вначале двигателя, работающего на режиме малого газа, а затем — второго двигателя;

—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 отдельного управления выключаемого двигателя вниз до упора, при этом второй двигатель должен автоматически выйти на повышенный режим при положении рычага отдельного управления этим двигателем в среднем положении на защелке;

—летчику-штурману засечь время;

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

—перевести рычаг отдельного управления работающего на повышенном режиме двигателя вверх до упора, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**;

—через 1 мин после перевода РРУ выключаемого двигателя убедиться в том, что бортовой техник взял за рычаг крана остановки 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 3000 м.

Перед запуском необходимо:

—убедиться в нормальной работе АИ-9В;

—убедиться, что рычаг отдельного 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%;
- убедиться, 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 (на 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 строгивается 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 работающего двигателя в среднее положение на защелку;
- установить рычаг раздельного управления запущенного 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. Нарботка 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 форсированного 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 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.

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-8МТ 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.

П р и м е ч а н и я: 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. Освободить управление при полете на высоте менее 50 м не реко-

мендуется.

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 удерживать 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 50 м. 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.

П р и м е ч а н и я: 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 за руливания на стоянку поставить вертолет 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 подразделе 3.9.

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

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°.

П р и м е ч а н и я: 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 радиостанции Р-860 возможно влияние на работу АРК-УД. В этом случае необходимо выключатель БЛОКИРОВКА— АРК-УД установить в положение ВКЛ.

3. При выполнении поисково-спасательных работ ночью включить и выпустить фары ПРФ-4.

4.15а. ВЫПОЛНЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОГО ДОПОИСКА ОБЪЕКТОВ| В НОЧНЫХ УСЛОВИЯХ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ| БОРТОВЫМ ПРОЖЕКТОРОМ ИЗ КОМПЛЕКСА "ЗОРЬКА"

4.15а.1. К выполнению поисково-спасательных работ в ночных условиях с применением бортового прожектора из комплекса «Зорька» допускается лётный состав, прошедший специальную

подготовку в составе слётанного экипажа.

4.15a.2. Визуальный допоиск объектов, обозначенных УКВ радиомаяками, ночью на местности с контрастной подстилающей поверхностью выполнять на скорости полёта 60-80 км/ч.

При этом оптимальными высотами полёта являются:

- 120-150 м при относительной влажности воздуха 75% и более;
- 150-2000 м при относительной влажности воздуха менее 75%.

Примечание: При полётах над безориентирной местностью и водной поверхностью имеет место эффект поглощения луча и отсутствие видимости подстилающей поверхности. Водная поверхность в свете луча прожектора чётко просматривается с высот 70-50 м в зависимости от относительной влажности воздуха.

4.15a.3. При подлёте к району нахождения объекта поиска всеми возможными методами определить направление и скорость ветра, используя ДИСС-15, сбрасываемые дымовые шашки и т.д.

4.15a.4. После прохода УКВ радиомаяка бортовому технику по команде командира экипажа включить управление прожектором.

Для включения в работу прожектора в полёте необходимо переключатель УПРАВЛ. на центральном пульте установить в положение ПРОЖЕКТ., а переключатель ПРОЖЕКТ. в положение СВЕТ.

Если в течение секунды не произошло поджига лампы, необходимо через одну минуту кратковременно нажать кнопку ПОВТОР. ПОДЖИГ на левой приборной доске.

4.15a.5. Управление лучом прожектора осуществляется от кнопки, установленной на левом рычаге шаг-газ, соответственным нажатием её вперёд, назад, влево, вправо.

Управление лучом прожектора вправо-влево производить после отключения луча прожектора вперед и загорания табло ПРОЖЕКТ. ВЫПУЩЕН на левой панели приборной доски.

4.15a.6. Уборка прожектора нажатием кнопки назад производится не полностью. Для полной уборки прожектора необходимо включить ПРОЖЕКТ, на центральном пульте установить в положении УБРАН.

Примечание. Режим работы электромеханизмов прожектора повторно-кратковременными циклами:

- цикл полный - выпуск и уборка, а также цикл полного поворота прожектора влево - вправо, перерыв 1 мин;
- допускается подряд не более шести таких циклов, после чего – перерыв один час

4.15a.7. Повторный заход на объект выполнять двумя разворотами на 180^0 креном 10^0 .

Непосредственный поиск объекта и управление прожектором осуществляет командир экипажа, причем полет на УКВ радиомаяк осуществлять таким образом, чтобы стрелка указателя АРК_УД была слева от нулевого положения на $3—5^0$ и светом луча прожектора освещался сектор слева под углом $5—10^0$. До четкой видимости подстилающей поверхности пилотирование вертолета осуществлять по приборам.

4.15a.8. При полётах над сушей перед снижением над незнакомой местностью после обнаружения объекта поиска выполнить 2-3 прохода над ним на высоте 120-150 м и скорости $60=80$ км/ч для осмотра местности и выбора площадки для посадки. После этого на расстоянии 100-150 м от объекта выполнить зависание на высоте $50—30$ м и, если позволяют условия местности, произвести посадку вертолётa в соответствии с Инструкцией экипажу.

4.15a.9. После посадки по команде командира экипажа бортовому технику и членам поисковой группы выгрузить из вертолётa наземные автономные переносные светотехнические средства для проведения работ по техническому обслуживанию в ночных условиях.

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.

4.16.3. При висении необходимо ориентироваться по показаниям стрелок-указателей на индикаторе висения.

Ручку управления необходимо отклонять в сторону, противоположную выдвигению стрелок-указателей, стремясь удерживать их в 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 РВ-3. 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 электропульты включить АЗС ФАРЫ, АНО, СТРОЕВ. ОГНИ, ПРОВЕРК. ЛАМП-МИГАЛКА; переключатели ПЛАФОН КРАСНЫЙ — БЕЛЫЙ на левом и правом щитках электропульты поставить в положение БЕЛЫЙ. Вывести реостаты красного подсвета на правой и левой боковых панелях электропульты и над проемом двери кабины летчиков. Включить рулежную фару ФР-100.

4.17.2. После запуска двигателей и отключения аэродромного источника электропитания выключить плафоны белого света, переключатель ТАБЛО ДЕНЬ — НОЧЬ поставить в положение НОЧЬ, включить выключатели МИГАЛКА, ПРОБЛЕСК, КОНТУР, ОГНИ. Переключатели аэронавигационных и строевых огней установить в зависимости от полетного задания в положение ЯРКО или ТУСКЛО.

Руление выполнять с включенной рулежной фарой ФР-100. Фары ФПП-7 включать при необходимости для более тщательного просмотра переднего пространства, а также перед разворотами. 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 взлета днем, однако при отделении вертолета от земли следует обратить внимание на боковые смещения, выдерживая направление по стартовым огням и направлению луча фар.

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 и исчезновению земных световых ориентиров.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае непреднамеренного попадания в зону обледенения (при загорании табло ВКЛЮЧИ ПРОТИВООБЛЕД. СИСТЕМУ или при появлении льда на передних стеклах и боковых блистерах) включить ручную противообледенительную систему лопастей несущего и рулевого винтов, 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 РВ-3 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 и выпустить фары ПРФ-4. Произвести посадку с включенными

фарами ПРФ-4 (режим работы фар ПРФ-4: горение 5 мин, перерыв 5 мин).

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 ФР-100.

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, радиокompасов (АРК.-9 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 нуль 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.

П р и м е ч а н и я: 1. Гироскопические приборы должны быть включены не позднее чем за 3—5 мин до взлета.
2. Необходимо помнить, что при включении радиостанции «Карат М-24» в режим «Передача» возможны нарушения в работе радиокompасов АРК-9 и АРК-УД.

4.18.3. При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ 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 $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже) обогрев ПВД включать после запуска двигателей.

При отрицательных температурах наружного воздуха во избежание запотевания и обмерзания фонаря перед выруливанием необходимо включить систему обогрева кабины, обогрев передних стекол и часов, а также при необходимости включить стеклоочистители.

Перед выруливанием при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже во избежание обледенения входных устройств и сброса льда в двигатели противообледенительную систему двигателей включить вручную, 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 переключатель сигнализируемой высоты установлен за заданную опасную высоту;

— питание на авиагоризонт подано (флажка на фоне шкалы АГБ-ЗК нет);

— радиокompас АРК-9 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 командиру экипажа запросить у руководителя полетов разрешение на взлет; получив разрешение, произвести взлет. Висение выполнять при визуальном наблюдении за землей.

4.18.8. 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.

4.18.9. 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 АГБ-3К и ЭУП-53 проверяется 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 радиокompаса 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 (если установлено ПЗУ).

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 4.27.

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, авиагори-

зонт—указатель скорости и далее в том же порядке; периодически наблюдать за режимом работы двигателей;

в) при выполнении виражей и разворотов: авиагоризонт (силуэт самолетка—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 — высотометр — 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— высотометр.

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 углам 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. 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.

Второй разворот выполнять при $KУР=240^\circ \pm УС$ ($KУР=120^\circ \pm УС$ —при правой коробочке) или на расчетном МПР

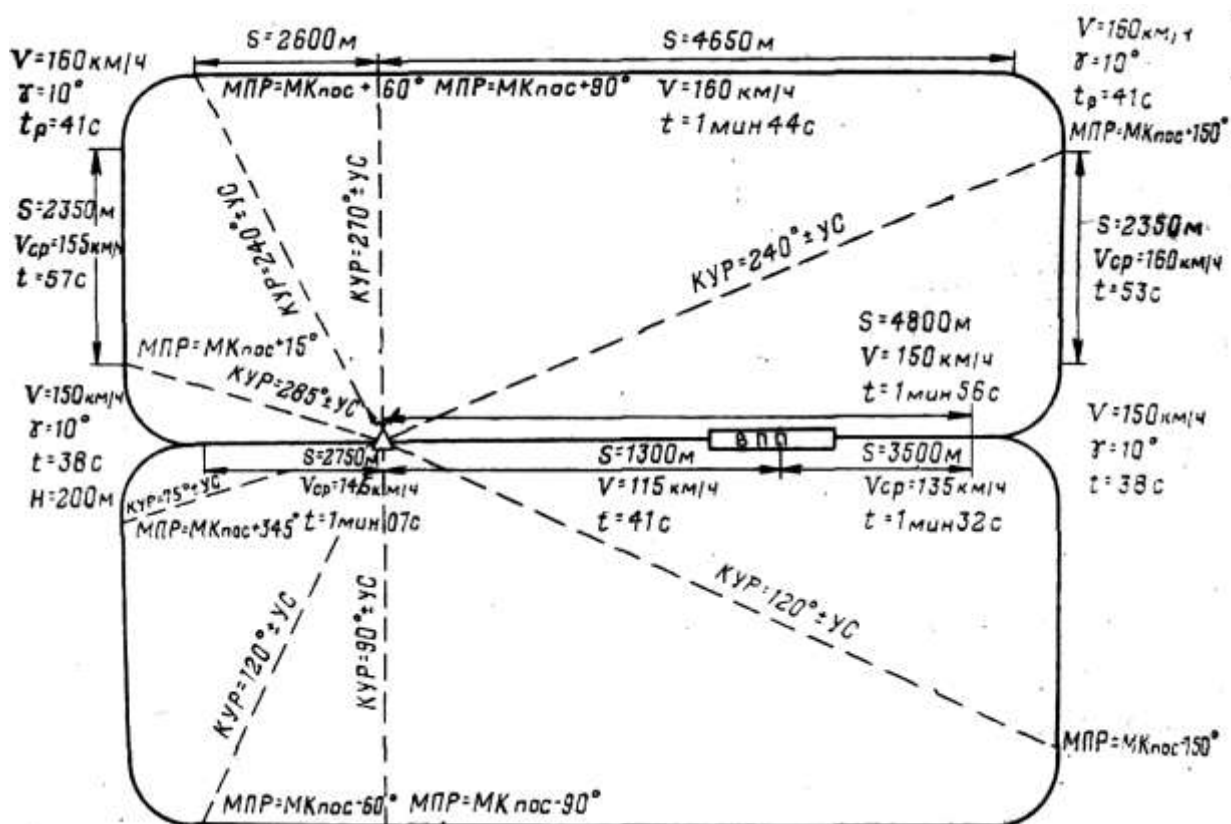


Рис. 4.1. Схема захода на посадку по большой коробочке

через 3 мин 27 с после взлета.

Третий разворот выполнять при $KУР=240^\circ \pm УС$ ($KУР=120^\circ \pm УС$ —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 $KУР=285^\circ \pm УС$ ($KУР=75^\circ \pm УС$ —при правой коробочке) или на расчетном МПР.

4.19.3. Начало всех разворотов и траверза контролировать

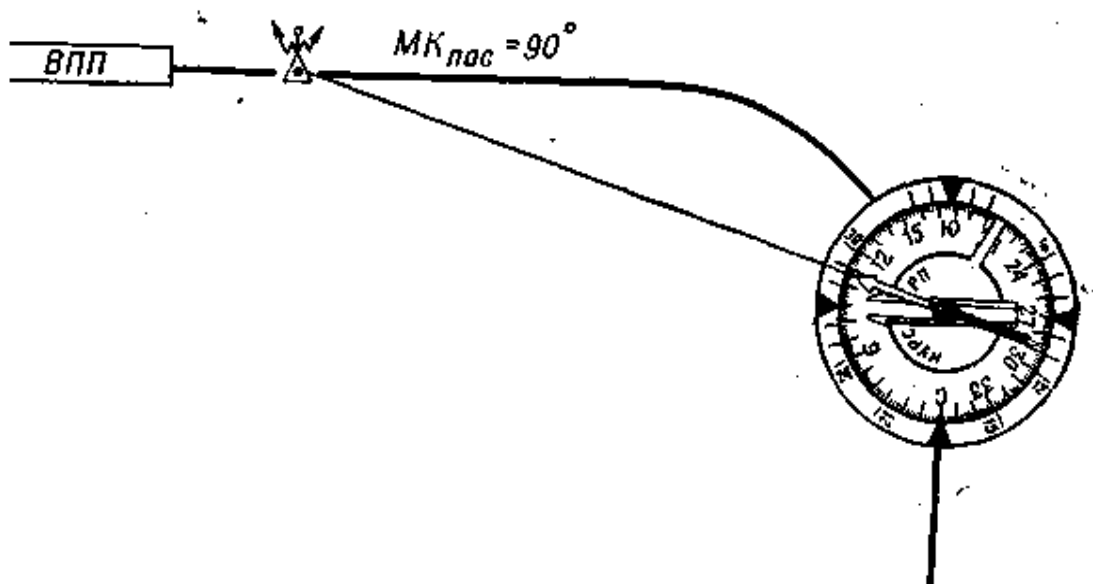


Рис. 4.2 Показания УГР —4УК перед началом выполнения четвертого разворота

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).

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 ус-

становились под отсчетным индексом УГР-4УК. При наличии сноса совмещенные стрелки установить с учетом угла сноса, выдерживая курс с упреждением на снос.

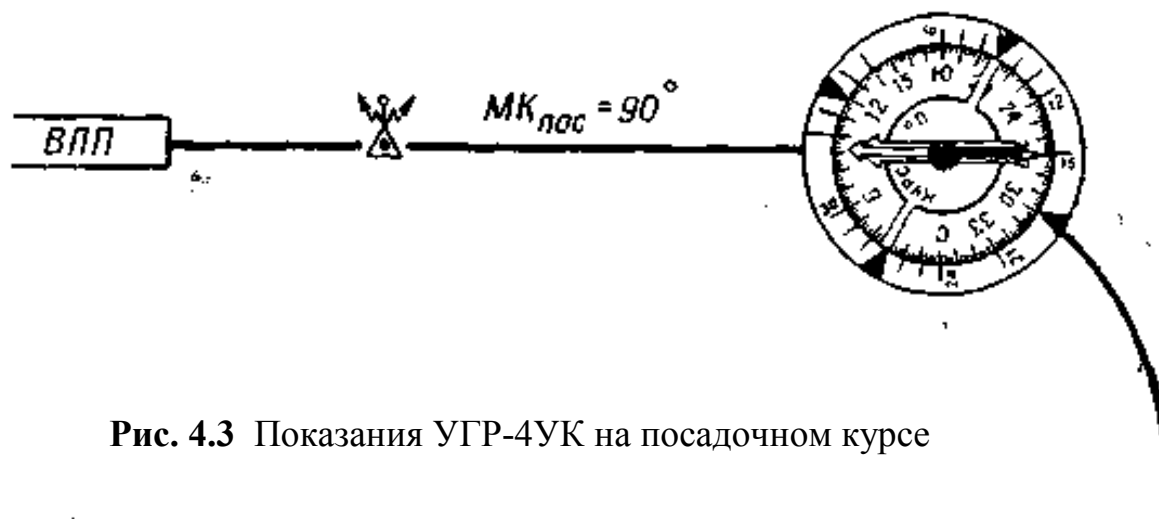


Рис. 4.3 Показания УГР-4УК на посадочном курсе

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.

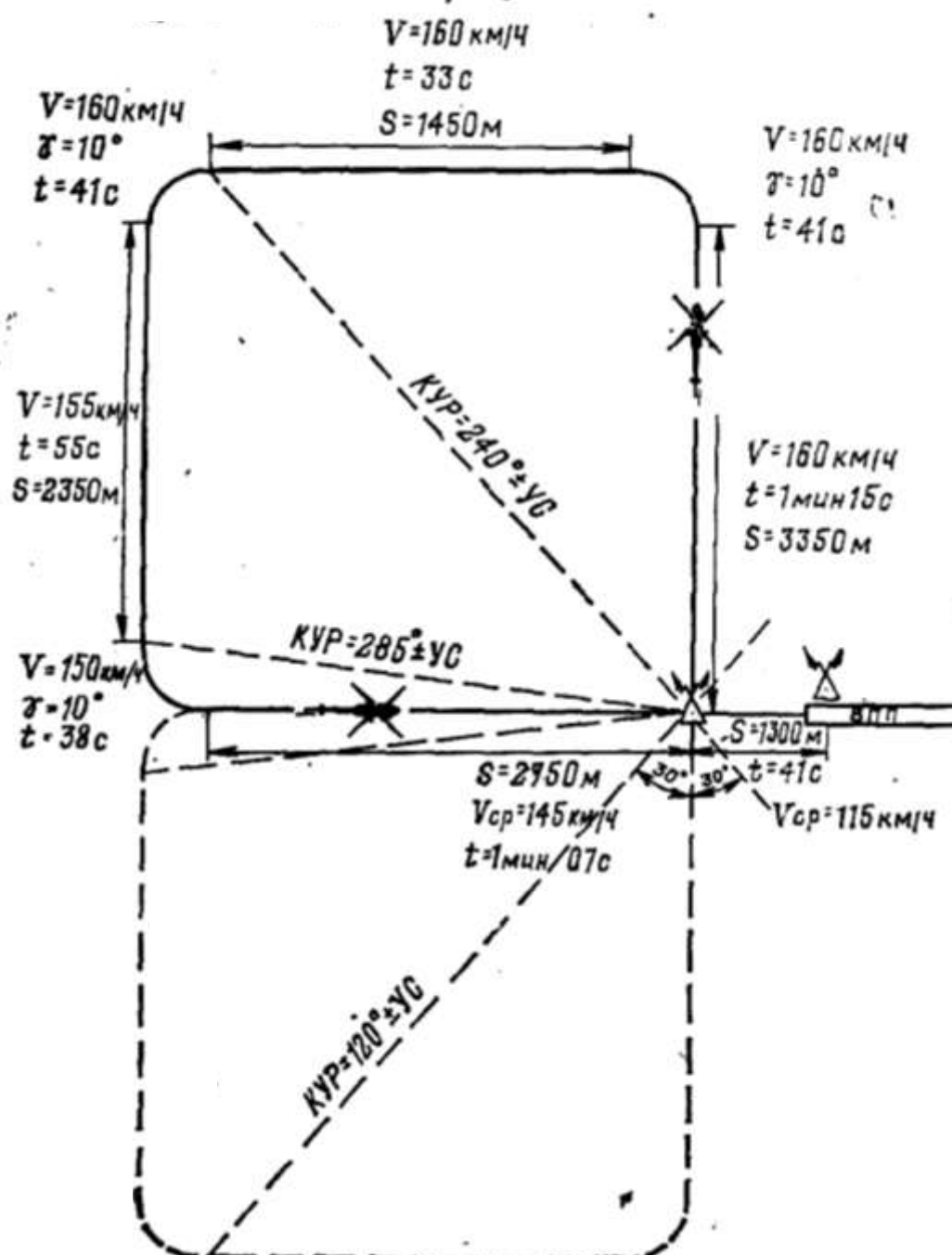


Рис.4.4. Схема захода на посадку по малой коробочке

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.

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 (МГ) и путевое время для каждого участка маневра, а также величину расчетного угла отворота (РУ).

Расчетный угол определяется по формуле

$$tgPY = \frac{2R}{W_{r,n} t_{r,n}}$$

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

$$t_{r,n} = \frac{(H - 100)W_{CH.CP.}}{W_{Г.П.} V_y} + 30$$

где H — высота вывода вертолета на посадочный курс, м;
 $W_{CH. CP}$ — средняя путевая скорость при снижении на посадочном курсе, км/ч;
 V_y — вертикальная скорость снижения, м/с;
 $W_{Г.П.}$ — путевая скорость горизонтального полета, км/ч.

Т а б л и ц а 4.1

Значения РУ и $t_{Г.П.}$ для различных высот вывода вертолета из разворота

Элементы полета	$H, м$							
	300	400	500	600	700	800	900	1000
РУ, градус	28	19	14	12	10	8	7	6
$t_{Г.П.}$, мин, с	1.30	2.15	3.00	3.45	4.30	5.15	6.00	6.45

П р и м е ч а н и е. При расчете таблицы приняты штилевые условия:
 $V_{Г.П.}=160$ км/ч; $V_y=2—3$ м/с;
 $W_{CH.CP.}=150$ км/ч; $\gamma=10^\circ$.

Значения времени $t_{Г.П.}$ и РУ 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

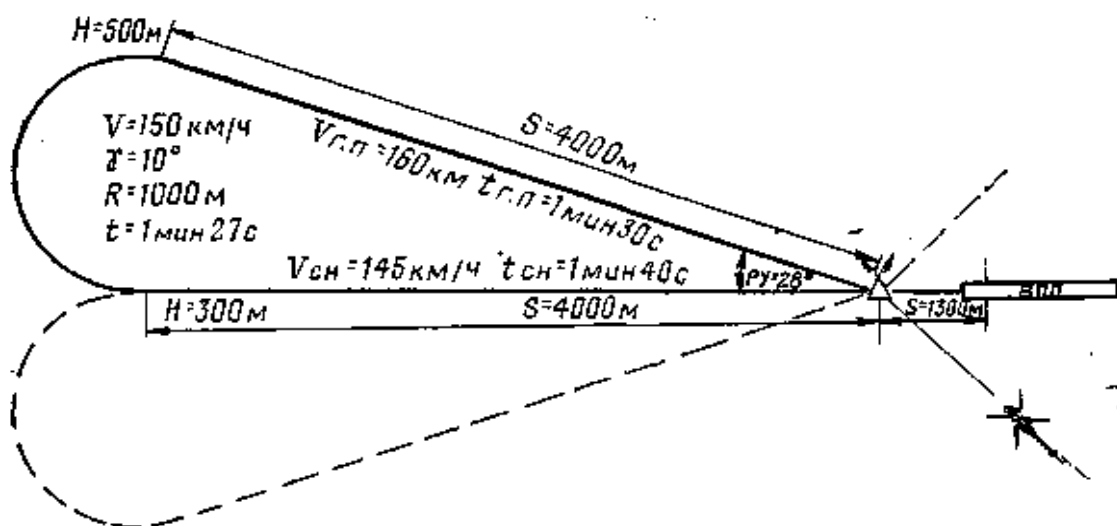


Рис. 4.5. Схема захода на посадку с прямой отворотом на расчетный угол

ближнюю приводную радиостанцию. 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 ($t_{г.п.}$) 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 выполнять, 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° .

После пролета радиопеленгатора довернуть на посадочный курс и по истечении расчетного времени (для штилевых условий 2 мин) выполнить первый разворот. По окончании первого разво-

рота летчику-штурману включить секундомер и контролировать время до начала второго разворота. Запросить «Прибой» и при получении значения «Прибой» (начала второго разворота) выполнить разворот.

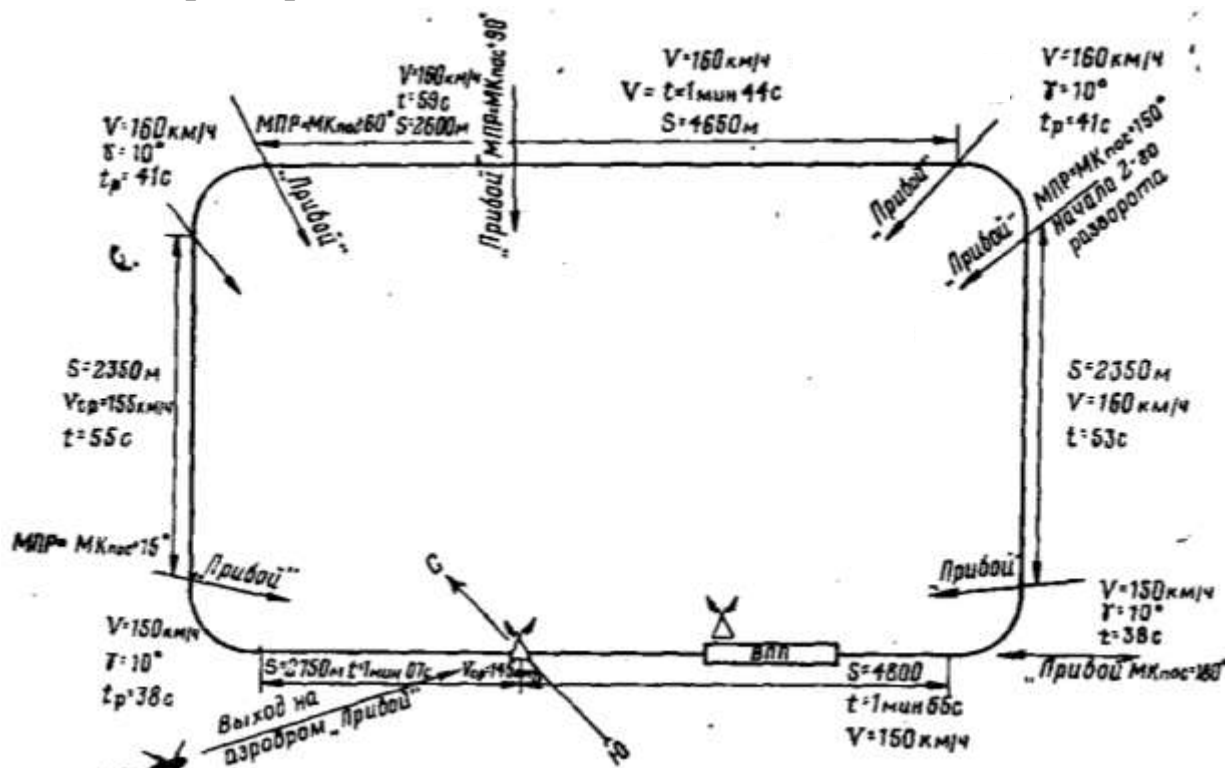


Рис. 4.6. Схема захода на посадку по большой коробочке с использованием радиопеленгатора

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° 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 выдерживать 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 ра-

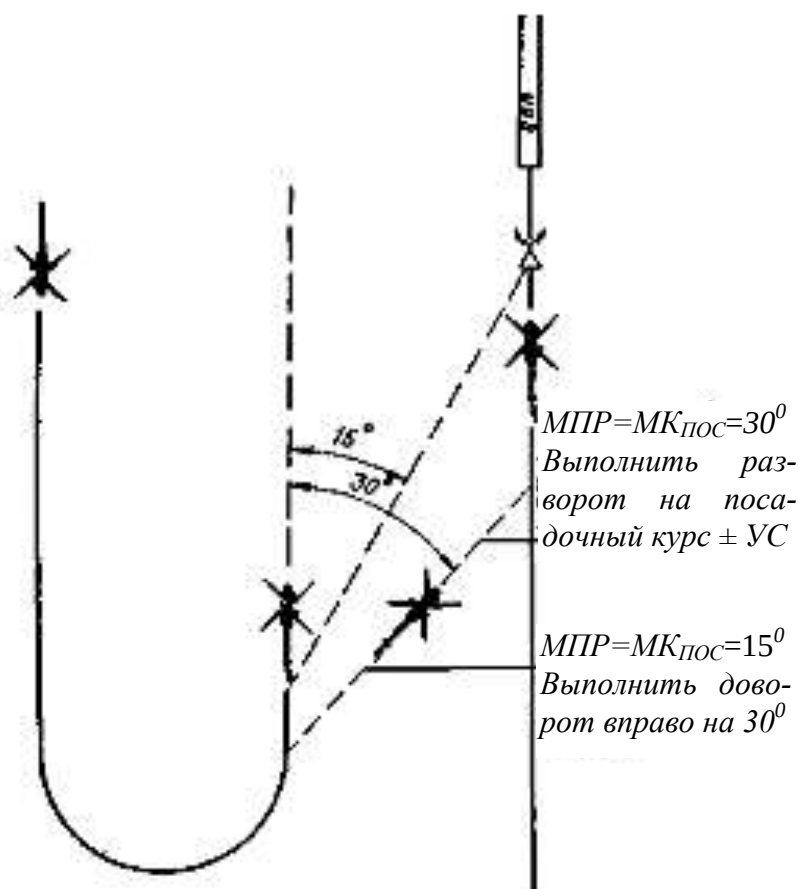


Рис. 4.7. Схема исправления ошибки в заходе на посадку с использованием радиопеленгатора

диопеленг с посадочным курсом. При наличии разницы в 5^0 и более ввести поправку для выхода на посадочный курс, для чего полученную разность удвоить и на полученную величину изменить курс полёта: 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 $2 - 3^0$ (рис.4.7). После этого выполнить доворот на курс посадки с учетом угла сноса.

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 радиопе-

ленги 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. 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 уче-

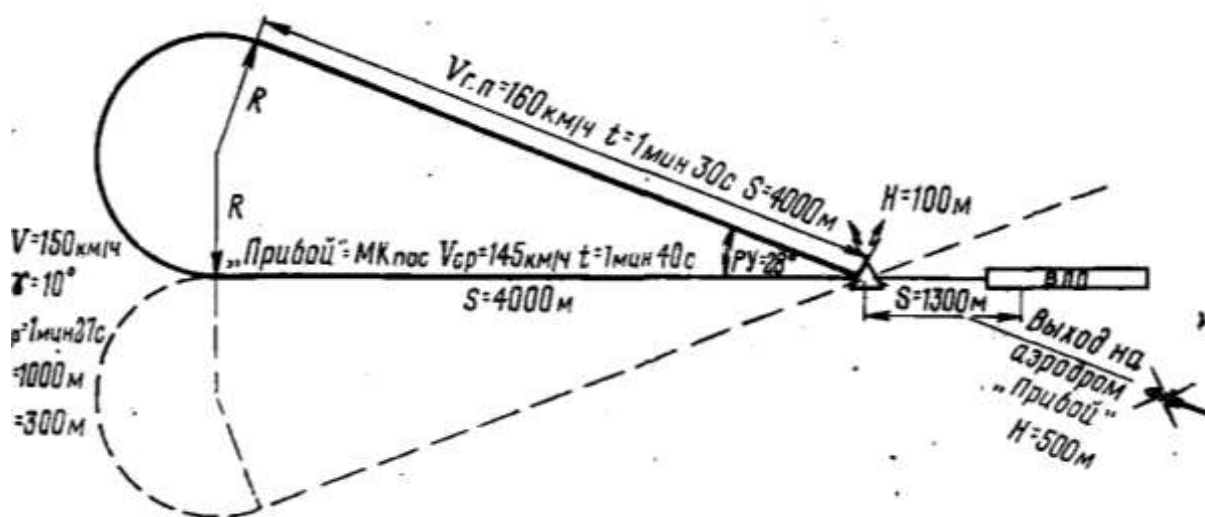


Рис.4.8. Схема захода на посадку по радиопеленгатору с прямой отворотом на расчётный угол

том 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. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

4.22.1. Полеты в условиях обледенения при температуре наружного воздуха ниже -12°C **запрещаются.**

4.22.2. 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 ПЗУ (эжектор) можно не выключать.

П р и м е ч а н и е. 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) выключение обогрева двигателей с обязательным включением его после взлета и докладом руководителю полетов «Обогрев двигателей включил».

Переключатель режима работы обогрева РИО-3 должен находиться в положении АВТОМАТ, законтрен и опломбирован.

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.

4.22.3. 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 выруливанием. 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 Инструкции по технической эксплуатации вертолета МИ-8МТ.

4.22.4. При попадании вертолета в зону обледенения должно загореться табло ОБЛЕДЕН. При этом автоматически по сигналу от РИО-3 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 ПОС и обогрев датчика РИО-3 включить вручную (сорвав кон-

тровку с переключателя РИО-3 и поставив его в положение РУЧНОЕ).

4.22.5. Снижение вертолета при выполнении полета в условиях возможного обледенения необходимо производить на режиме работы двигателей не ниже 86% оборотов турбокомпрессоров.

4.22.6. Контроль работы ПОС осуществлять по потребляемому току с помощью амперметра, по сигнальным табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ., ОБОГРЕВ ДВИГ. ПРАВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН, ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН., ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН.

4.22.7. Вывести вертолет из района обледенения и доложить руководителю полетов о случаях:

- повышения температуры масла на выходе из двигателя и на входе в главный редуктор выше допустимых пределов, указанных в подразделе 2.6;

- загорания табло ГЕНЕРАТ. I ОТКАЗАЛ, ГЕНЕРАТ. II ОТКАЗАЛ, 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—80 А для каждой секции лопастей несущего винта; 110—150 А 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.

П р и м е ч а н и е. При полетах в условиях обледенения возможно самопроизвольное выключение КО-50 вследствие обледенения его воздухозаборника.

4.22.8. Включение и выключение ПОС производит борт-техник по команде командира экипажа.

4.22.9. 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. ПОЛЕТЫ В ГОРАХ

4.23.1. 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 3000 м. После приземления на площадки, расположенные на высотах более 3000 м над уровнем моря, двигатели не выключать.

4.23.2. 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.

4.23.3. Выполнение полетов 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.

4.23.4. Вследствие ограниченного количества площадок, пригодных для посадок 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.

4.23.5. 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.

4.23.6. 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.

4.23.7. 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.

4.23.8. 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.

4.23.9. 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.

4.23.10. 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°.

4.23.11. 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.

4.23.12. Применение радиокompаса при полетах в горах затруднено из-за наличия горного эффекта. Радиокompас в горах дает показания с ошибками до ± 25 —30°, 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.

4.23.13. 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.

4.23.14. 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

4.23.15. Минимальные размеры площадки для взлета и посадки по-вертолетному в зоне влияния земли при отсутствии препятствий на подходе должны составлять 50 х 50 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.

4.23.16. 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.

4.23.17. 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.

4.23.18. 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 пло-

щадки 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.

4.23.19. 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.

4.23.20. Предельный вес вертолета при выполнении взлетов и посадок по-вертолетному с зависанием в зоне и вне зоны влияния земли и по-самолетному определять с помощью номограмм, приведенных на рис 1.1—1.4.

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

- отпустить ручку фрикциона коррекции до ее свободного вращения;

- переместить РРУД плавно вверх до начала мигания табло **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**, не допуская увеличения оборотов несущего винта более 101%;

- выполнить зависание. Увеличение общего шага при взлете производить плавно, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 94%. При перемещении рычага шаг-газ вверх до выхода двигателей на форсированный режим (общий шаг более 7°, табло **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН** горит постоянно) возможно выворачивание коррекции влево.

После взлета и набора высоты 100 м уменьшить мощность двигателей, для чего:

- убедиться, что рукоятка коррекции находится в крайнем правом положении, поочередно перевести РРУД каждого двигателя в среднее положение на защелку;

- убедиться, что табло **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН** погасло, продолжить выполнение задания.

Перед выполнением посадки по-вертолетному на высоте 1700 м и более РРУД перевести вверх до начала мигания табло **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**. В этом случае требуется более плавная ра-

бота органами управления и повышенное внимание к изменению оборотов несущего винта. При перемещениях РРУД и увеличении угла тангажа в процессе торможения вертолета не допускать уменьшения оборотов несущего винта менее 94% и увеличения их более 98%.

После посадки РРУД установить в среднее положение на защелку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Увеличение общего шага несущего винта более 8° вызывает выворачивание рукоятки коррекции газа влево. В этом случае при общем шаге менее 8° необходимо производить доворот рукоятки коррекции газа в крайнее правое положение,

2. Если в полете табло **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН** горит постоянно или мигает, необходимо РРУД перевести в среднее положение на защелку.

4.23.22. 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.

4.23.23. 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.

4.23.24. 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 от-

ворота и ухода с площадки в случае невозможности зависания на безопасной высоте над площадкой.

4.23.25. При посадке в горах на площадке, расположенной на высотах более 500 м 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 торможение 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.

4.23.26. 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.

4.23.27. 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.

4.23.28. 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.

4.23.29. 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.

4.23.30. 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 накренения 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.

4.23.31. 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.

4.23.32. 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

4.23.33. Площадки, расположенные в горах, почти всегда имеют уклоны различной величины.

Максимальные величины уклонов площадки для выполнения взлета и посадки по-вертолетному без выключения двигателей после приземления не должны превышать:

- носом на уклон 7° ;
- носом под уклон 5° ;
- левым бортом на уклон 7° ;
- правым бортом на уклон $2^{\circ}30'$.

Максимальные величины уклонов площадки для выполнения взлета и посадки по-вертолетаому с выключением двигателей после приземления не должны превышать:

- носом на уклон и под уклон, левым бортом на уклон 3° ;
- правым бортом на уклон $2^{\circ}30'$. Площадки должны иметь твердую поверхность, исключаящую возможность проваливания колес шасси.

4.23.34. 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.

4.23.35. 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.

4.23.36. 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.

4.23.37. 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.

4.23.38. При выполнении посадки носом под уклон зависа-

ние 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.

4.23.39. 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.

4.23.40. 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.

4.23.41. 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.

4.23.42. 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 наклонение) вертолета влево, при положении вертолета правым бортом на уклон — клевок вправо, который парировать соответствующим отклонением ручки управления.

4.23.43. 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.

4.23.44. 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.

4.24. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА НА ПЛОЩАДКАХ СО СНЕЖНЫМ (ПЫЛЬНЫМ) ПОКРОВОМ

4.24.1. 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.

4.24.2. 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. па боковой панели электропульты летчиков. При этом загорятся табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН, ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН. Включение ПЗУ сопровождается повышением температуры газов перед турбиной на $10—15^\circ \text{C}$, 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 захо-

дом: на посадку на пыльную площадку включить ПЗУ, Выключить ПЗУ после заруливания на стоянку. Выключение ПЗУ производить на режиме малого газа двигателей.

4.24.3. 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.

4.24.4. 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.

4.24.5. Висения, подлеты, взлеты и посадки по-вертолетному при отсутствии горизонтальной и вертикальной видимости **запрещаются.**

4.24.6. При выполнении полетов с заснеженных площадок в отдельных случаях возможно раздувание снега струей от несущего винта до видимости, обеспечивающей взлет и посадку по-вертолетному.

4.24.7. 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.

4.24.8. 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.**

4.24.9. 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.

4.24.10. 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.

4.24.11. 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.).

4.24.12. 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.

4.24.13. 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 (пыльно-

го) облака, а затем перейти на поступательное движение.

Поиск ориентира привязки путем перемещений у земли при отсутствии горизонтальной и вертикальной видимости ориентира **запрещается**.

4.24.14. 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.

П р и м е ч а н и е. 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.

4.25. ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ ПО МАРШРУТУ

4.25.1. 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.

4.25.2. 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: 200 000.

При полетах на полный радиус действия и перелетах использовать карты масштабов 1: 500000 или 1: 1 000000.

4.25.3. 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.

4.25.4. 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.

4.25.5. 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)

4.25.6. 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 ОТК.Л.—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 (КС) 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

4.25.7. 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 уклонению 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 уклонение вертолета от ЛЗП.

Если створ ориентиров уходит от визирной точки вправо, значит, вертолет сносит влево. В этом случае необходимо повернуть вертолет вправо. Величина поворота будет определяться интенсивностью ухода створа ориентиров от визирной точки. Сделав первый поворот, выйти на ЛЗП, т. е. в створ ориентиров, после чего произвести поворот 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 уклонению на расстоянии 15—20 км от ИПМ на линии пути наметить характерный ориентир. Проход ИПМ произвести с $МК = 3МПУ$, который выдерживать до намеченного контрольного ориентира. При подходе к контрольному ориентиру (КО) глазомерно определить боковое уклонение (в километрах или градусах) по отметке места вертолета (МВ) и ввести поправку в МК на величину бокового уклонения 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 радиокompаса на 180° .

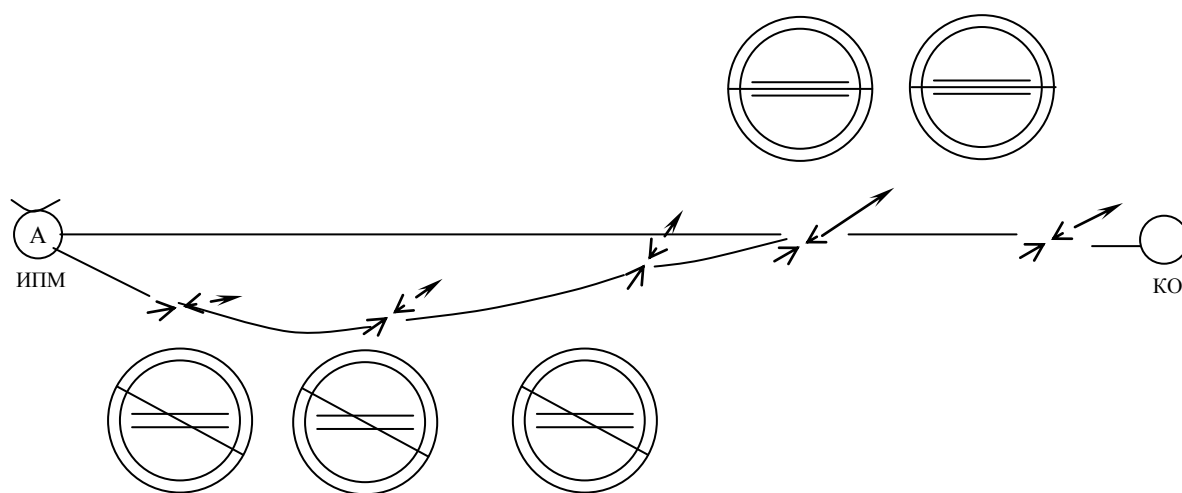


Рис. 4.9. Подбор курса следования по УГР-4УК при полете от радиостанции

После прохода радиостанции приступить к подбору курса, используя показания УГР-4УК. При полете вертолета точно по линии заданного пути стрелки радиокompаса и курсозадатчика остаются совмещенными.

Если стрелка радиокомпаса будет отклоняться от стрелки курсозадатчика влево или вправо (что произойдет вследствие появления сноса вертолета), необходимо развернуть вертолет в сто-

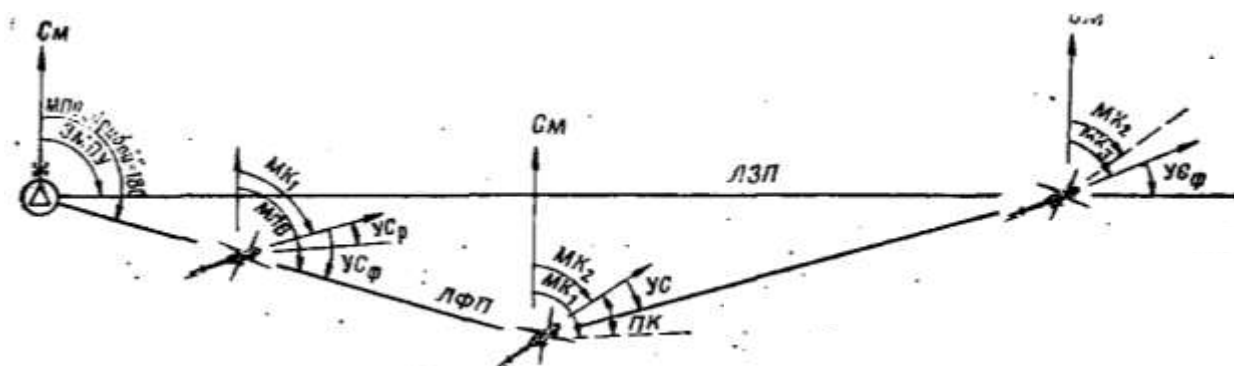


Рис.4.10. Схема исправления курса следования при пролёте от радиопеленгатора

рону, противоположную отклонению обратного конца стрелки радиокомпаса. При этом разворот продолжать до тех пор, пока стрелка курсозадатчика не окажется посередине между треугольным индексом УГР-4УК и обратным концом стрелки радиокомпаса. Затем, следуя по прямой, по мере уменьшения угла между обратным концом стрелки радиокомпаса и стрелкой курсозадатчика плавно доворачивать вертолет на обратный конец стрелки радиокомпаса до полного их совмещения. После этого на УГР-4УК против треугольного индекса заметить магнитный курс и выдерживать его, сохраняя стрелки радиокомпаса 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 ($МК_2 = МК_1 - 2УС$).

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

4.25.8. 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, визуально 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 ВПРАВО—ВЛЕВО, ВПЕРЕД—НАЗАД 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 визуально 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 отклонение, 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 $60—120^\circ$, 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 путевой угол, боковое отклонение, угол сноса и путевую 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 отклонений на маршруте или у намеченного КО. Значения поправок в курс за пройденное или оставшееся расстояние приведены в табл. 4.2.

Т а б л и ц а 4.2

Поправки в курс											
Пройденное (оставшееся) расстояние, км	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 отклонений.

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 отклонения как разность между фактической и заданной линиями пути. Затем по значениям бокового отклонения, общего ($S_{\text{общ}}$) и пройденного ($S_{\text{пр}}$) пути на НЛ-10 рассчитать по-

правку в курс (ПК). Для этого на шкале тангенсов против оставшегося ($S_{ост}$) пути поставить величину БУ°, а против $S_{общ}$ отсчитать ПК° (рис. 4.11).

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 $S_{пр}$, $S_{ост}$ и $S_{общ}$ при расчете поправки в курс можно брать пройденное ($t_{пр}$), оставшееся ($t_{ост}$) и общее ($t_{общ}$) время полета на участке маршрута.

По пройденному пути и времени полета на контрольном этапе (КЭ) 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 оп-

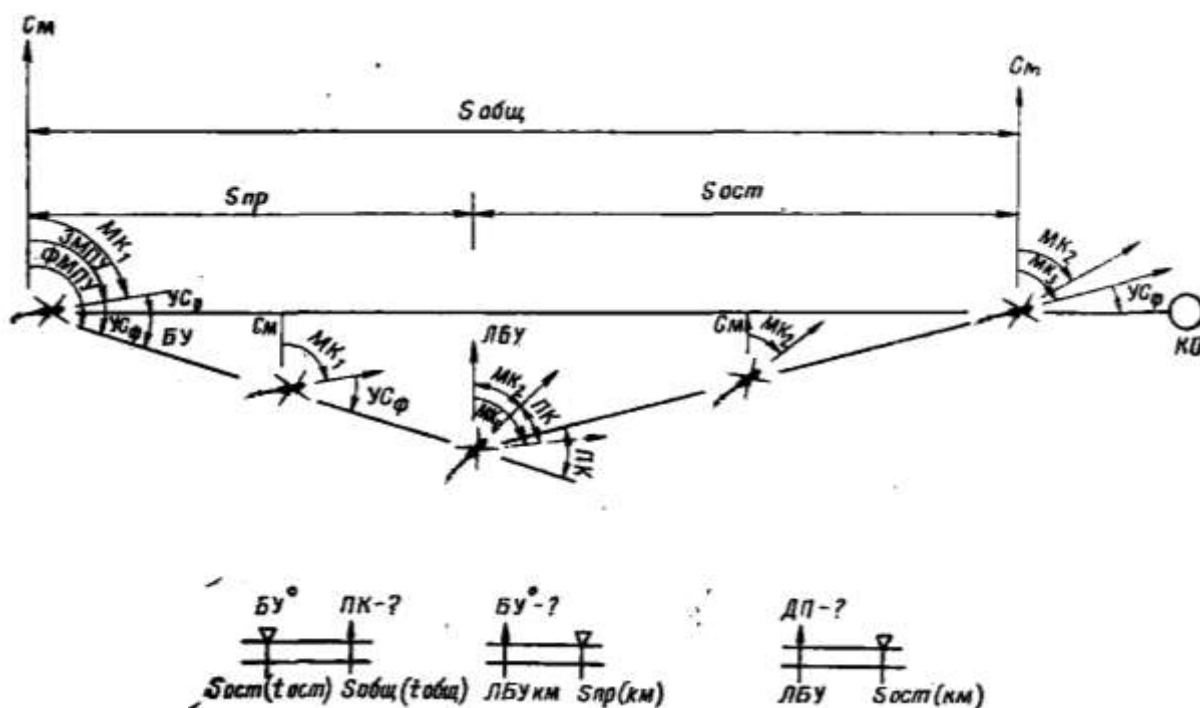


Рис.4.11. Схема направления курса следования по боковому уклонению

ределить место вертолета визуально или с помощью РТС, контроль пути может осуществляться отдельно 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.

ВЫХОД НА ЦЕЛЬ (ПЛОЩАДКУ)

4.25.9. 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° .

Если на площадке имеется командная радиостанция, для выхода на нее может быть использован АРК-УД в качестве дублирующего средства.

ВЫХОД НА КПМ

4.25.10. 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 (МРП) 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 радиокомпаса 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-9 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-9 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.

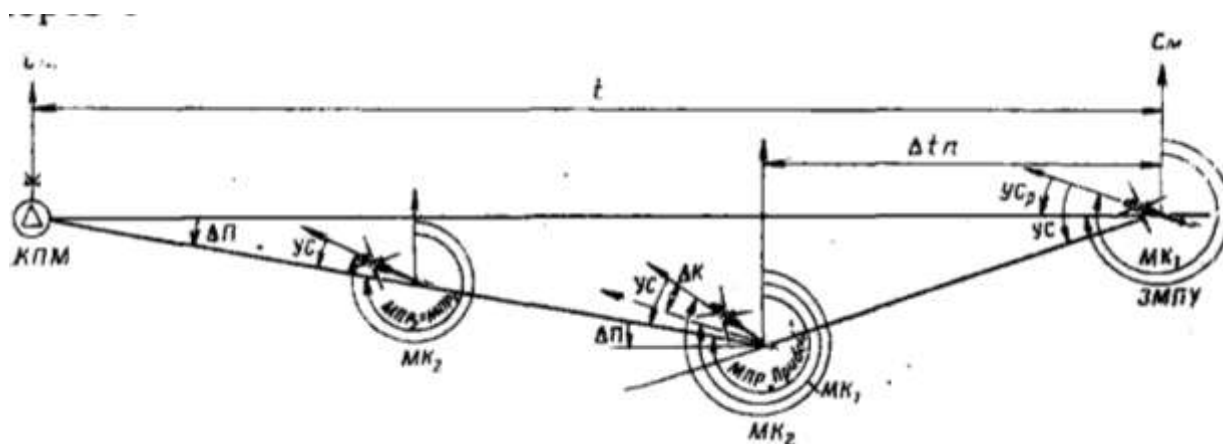


Рис.4.12. Схема исправления курса следования при полёте на радиопеленгатор

В сложных метеорологических условиях и ночью для выхода на аэродром посадки использовать радиотехнические средства

посадочной системы. Руководитель посадки системы РСП 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

4.25.11. 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 обуславливается 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 уклонений 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 вертолотовождения 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 вертолотовождение, 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 км 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

4.25.12. 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 радиокомпаса. 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 радиокомпаса 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

4.25.13. 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 МПВ и МКФ 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 аэродро-

мов, 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

4.25.14. 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 в 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 по-

ложении 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, считать по счетчику ВПЕРЕД, в направлении на юг—по счетчику НАЗАД, уклонение вертолета на запад считать 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 соответ-

вующими 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.

4.26. ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА

4.26.1. 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

4.26.2. 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—на кабрирование, которую устранять соответствующим отклонением ручки управления.

При достижении заданного угла крена по показаниям АГБ-ЗК запомнить положение естественного горизонта относительно остекления кабины при этом крене и удерживать это положение в процессе выполнения виража.

При выполнении левого виража вертолет имеет тенденцию к увеличению крена, при правом — к уменьшению.

Стремление вертолета изменить крен парировать отклонением ручки управления в сторону, противоположную развороту — на левом вираже, и в сторону разворота — на правом, добиваясь координации разворота 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° разре-

шается 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

4.26.3. 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 АГБ-ЗК.

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 заданной 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 АГБ-ЗК-

Максимальные скорости начала вывода в зависимости от изменения угла тангажа на пикировании и высоты полета приведены в табл. 4.4.

**Максимальное изменение угла тангажа в градусах
от исходного на пикировании**

Высота, м	При скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500-1 000	20	20	15	—
1 000—2 000	20	10		

Т а б л и ц а 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
1 000 - 2 000	235	220

П р и м е ч а н и е. 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. 2.4.19а.

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

4.26.4. 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.

П р и м е ч а н и е. 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. 2.4.19а.

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 АГБ-ЗК.

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.

Т а б л и ц а 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 нач, км/ч	Изменение угла тангажа, градус	Набор высоты за горку, м	Время выполнения горки, с
180	10	1.30	22
	20	100	14
200	10	200	30
	20	150	17

РАЗВОРОТ НА ГОРКЕ

4.26.5. 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**.

4.27. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

4.27.1. 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.

4.27.2. 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 вы-

полнять 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.

4.27.3. 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.

4.28. ПРОВЕРКА ФОРСИРОВАННОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117 В ПОЛЕТЕ

4.28.1. Перед выполнением проверки убедиться, что взлётный вес вертолета находится в пределах 11100—12000 кгс.

4.28.2. На земле выполнить поочередное опробование двигателей с выходом на максимально возможный режим, исключая отделение вертолета от земли. Убедиться в нормальной работе силовой установки на указанном режиме.

4.28.3. Выполнить взлет и набор высоты 200 м. Установить скорость горизонтального полета 140—160 км/ч.

4.28.4. 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 полёта прекратить и совершить посадку.

4.28.5. Рычаг раздельного управления проверяемого двигателя установить на верхний упор, при этом на табло высветится надпись **ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН**, после чего перевести вертолёт в разгон без потери высоты до выхода контролируемого двигателя

на форсированный режим. Выполнить полёт на этом режиме в течение 2 мин. Форсированный режим контролировать по уменьшению оборотов несущего винта до 92%, не допуская превышения оборотов турбокомпрессора 101,0% и температуры газов перед турбиной 990° 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 ИР-117.

4.28.6. Уменьшить скорость вертолёт до 140-160 км/ч, плавно перевести рычаги раздельного управления двигателями в среднее положение на защелку, вначале задросселированного из положения малый газ, а затем контролируемого из верхнего положения, проверив положение рукоятки коррекции (довернуть вправо до упора), и повторить проверку форсированного режима для второго двигателя в аналогичной последовательности.

4.28.7. Соответствие параметров форсированного режима заданным к Инструкции экипажу и Руководстве по технической эксплуатации (РТЭ) определить бортовому технику после посадки по методике, изложенной в РТЭ двигателя ТВЗ-117.

РАЗДЕЛ 5

ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

5.1. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ ВНУТРИ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

5.1.1. Все погрузочно-разгрузочные работы на вертолете должны выполняться в соответствии с требованиями настоящей Инструкции. 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. Руководство погрузкой и размещением грузов в вертолете осуществляет командир экипажа, разгрузкой — бортовой техник. Ответственность за правильность и надежность швартовки грузов возлагается на бортового техника.

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. **З а г р у з к а в е р т о л е т а .** Погрузка крупногабаритных грузов должна производиться через грузовой люк по трапам. Небольшие грузы могут грузиться через сдвижную дверь, расположенную на левом борту вертолета. Перед погрузкой необходимо открыть и зафиксировать в открытом положении створки грузового люка, поставить трапы под необходимую колею техники (груза на тележке), проверить наличие и исправность требуемого такелажно-швартовочного оборудования.

5.1.6. Перед погрузкой боевая техника должна быть по возможности выставлена ближе к трапам 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.

5.1.7. 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.

При погрузке трехколесной техники один из трапов вначале необходимо установить в среднее положение под переднее колесо. После закатки переднего колеса трапы установить в крайние положения под основные колеса и продолжить погрузку.

5.1.8. Погрузка грузов волоком **запрещается**, за исключением случаев, оговоренных в частных инструкциях по воздушной транспортировке отдельных видов боевой техники и грузов.

5.1.9. 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.

5.1.10. 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.

5.1.11. При максимальном взлетном весе вертолета (13000 кгс) вес перевозимого груза со швартовкой не должен превышать 4000 кгс.

5.1.12. После окончания погрузки необходимо уложить трапы на установленные для них места и закрыть створки грузового люка.

5.1.13. Р а з г р у з к а в е р т о л е т а . Выгрузка боевой техники из вертолета производится в порядке, обратном погрузке. Штучные легкие грузы выгружаются вручную.

Самоходная техника выгружается как своим ходом, так и с по-

мощью лебедки ЛПГ-150М.

5.1.14. П е р е в о з к а л ю д е й. Максимальное количество перевозимых одним вертолетом десантников не должно превышать 21-24 чел. в зависимости от варианта вертолѐта (при среднем весе одного десантника с вооружением и снаряжением 100 кгс). Десантники должны размещаться только на сиденьях. Передвижение десантников в грузовой кабине во время полѐта запрещается. Командир десантников располагается на сиденье №22, во время полѐта ему разрешается передвижение по грузовой кабине.

При количестве десантников менее 24 чел. они должны располагаться в порядке, указанном в Инструкции по загрузке и центровке вертолѐта Ми-8МТ.

5.1.15. П е р е в о з к а р а н е н ы х. 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, указанном в Инструкции по загрузке и центровке вертолѐта Ми-8МТ.

Максимальное число перевозимых раненых (больных) в положении «сидя» на десантных сиденьях вместе с сопровождающим их медработником не должно превышать 21-24 чел., в зависимости от варианта вертолѐта. 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 человека, на сиденьях 17 чел. плюс один медицинский работник.

Медицинскому работнику, сопровождающему раненых, разрешается переходить в полете в любое место грузовой кабины.

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 I (Воениздат, 1975).

5.3. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ ПЕРЕД ПОЛѐТОМ

5.3.1. Перед полетом, в котором предполагается использование системы внешней подвески, бортовой техник обязан:

- проверить узлы крепления на шпангоутах № 7 и 10 тросовой подвески;
- проверить легкость вращения вертлюга;
- проверить легкость открытия люка;
- установить ограждение;
- проверить весоизмерительное устройство;
- проверить надежность фиксации открытого положения люка на ограждении;
- подвести трос лебедки через систему роликов к люку в полу грузовой кабины;
- подсоединить жгут ПУЛ-1А к штепсельному разъему на потолке грузовой кабины;
- включить АЗС УПРАВЛЕНИЕ, ОТКР. ЗАМКА ОСНОВН. и УПРАВЛЕНИЕ ОТКР. ЗАМКА—ДУБЛИР.;
- выключатель АВТОМАТ. СБРОС поставить в нижнее положение, при этом, если замок открыт, должно загореться зеленое табло ЗАМОК ОТКРЫТ;
- заккрыть замок внешней подвески, при этом табло ЗАМОК ОТКРЫТ должно погаснуть;
- проверить работу системы тактического сброса груза, для чего нажать кнопку ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС, расположенную на рычаге шаг-газ левого летчика, при этом замок внешней подвески должен открыться и должно загореться табло ЗАМОК ОТКРЫТ;
- проверить систему аварийного сброса груза, для чего нажать кнопку АВАРИЙНЫЙ СБРОС на рычаге шаг-газ левого летчика, при этом замок внешней подвески должен открыться и должно загореться табло ЗАМОК ОТКРЫТ;
- проверить систему автоматического сброса, для чего закрыть замок и поставить переключатель АВТОМАТ. СБРОС в верхнее положение, при этом должно произойти открытие замка;
- проверить систему механического сброса, для чего закрыть замок, открыть замок ручкой механического управления, приложив усилие снизу вверх, табло ЗАМОК ОТКРЫТ должно загореться;
- проверить работу СПУ-7 с абонентской точки, установленной в районе люка внешней подвески.

5.4. ПОЛЕТЫ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

5.4.1. К полетам с грузами на внешней подвеске допускаются экипажи, имеющие опыт полетов на вертолете с максималь-

ным 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 сработанности летчика и бортового техника.

5.4.2. 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.

5.4.3. 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.

5.4.4. 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. Максимальный вес груза, который разрешается перевозить на внешней подвеске, должен быть не более 3000 кгс, при этом максимальный взлетный вес вертолета (включая груз на внешней подвеске) не должен превышать 13 000 кгс.

5.4.5. Максимально допустимая скорость полета вертолета при транспортировке груза на внешней подвеске в каждом конкретном случае зависит от поведения груза, но не должна превышать 250 км/ч по прибору.

5.4.6. 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. ПОДЦЕПКА ГРУЗА ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА

5.5.1. 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.

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 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 спецоборудования.

Дать команду выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для подтягивания удлинительного троса и постановки его на замок ДГ-64.

Наземному оператору соединить замок удлинительного троса с кольцом грузовых строп внешней подвески, крюки-карабины которых предварительно должны быть присоединены к силовым узлам груза.

Наземному оператору после касания земли крюком, закрепленным на тросе бортовой лебедки, присоединить его за скобу удлинительного троса и отойти в безопасное место.

Командиру экипажа после доклада бортового техника о подцепке груза 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 и медленно 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 (а 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, и 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 тактического или аварийного сброса груза, после чего должно загореться табло ЗАМОК ОТКРЫТ.

Убедившись по световому табло, что замок открыт, и по докладу бортового техника, что груз отцеплен, увеличить высоту висения на 1—2 м, переместиться от груза в выбранную сторону и произвести посадку.

Если отцепка груза будет осуществляться с помощью автоматического открытия замка внешней подвески, то для этого при заходе на посадку перед торможением необходимо включить переключатель АВТОМАТ. СБРОС. В этом случае в момент касания груза о землю замок внешней подвески автоматически открывается. Однако следует иметь в виду, что при автоматическом открытии замка внешней подвески возможно повреждение отдельных грузов сброшенными тросами подвесной системы. Поэтому при выборе метода отцепки необходимо учитывать характер груза.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: Во избежание самовольного открытия замка и сброса груза пользование автоматическим сбросом при весе груза менее 200 кгс запрещается.

5.6. ПОДЦЕПКА ГРУЗА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

5.6.1. Произвести зависание в непосредственной близости от груза с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до земли не превышало 2 м.

5.6.2. Дать команду бортовому технику выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для подтягива-

ния удлинительного троса и постановки его на замок ДГ-64.

5.6.3. Наземному оператору после касания земли крюком, 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.

5.6.4. Бортовому технику подтянуть бортовой лебедкой удлинительный трос и закрепить его на замке, отсоединить крюк лебедки от скобы удлинительного троса и доложить командиру экипажа о готовности к подъему груза.

5.6.5. 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 трос лебедки не коснулся грунта.

2. Во избежание возможного травмирования рук наземному персоналу **запрещается** подправлять крюки подвесной системы при натягивании 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**.

5.6.6. 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 и 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 свежевypавший снег укатать.

5.6a. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ВОДОСЛИВНЫМ УСТРОЙСТВОМ (ВСУ) НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

5.6a.1. Эксплуатационные ограничения.

Максимальная приборная скорость горизонтального полёта при транспортировке ВСУ на внешней подвеске:

- с пустой емкостью — 180 км/ч;
- с заполненной емкостью — 200 км/ч.

Минимальная приборная скорость горизонтального полета при транспортировке ВСУ на внешней подвеске 80 км/ч.

Максимальный вес ВСУ с заполненной емкостью (с учётом веса пустого ВСУ— 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 Инструкции экипажу вертолета.

5.6a.2. Бортовому технику кроме проверок согласно подразделу 5.3 Инструкции экипажу вертолета дополнительно проверить:

- замену серийного вертлюга внешней подвески на специальный для ВСУ;
- крепление грузовых строп на специальном вертлюге;
- крепление направляющих кронштейнов на силовом тросе;
- установку и фиксацию серьги под замок ВСУ в зависимости от требуемого объема воды (1,5 м³, 1,75 м³ и 2 м³);
- крепление капронового фала управления сливом воды и его положение на силовом тросе.

5.6a.3. Летчику-штурману рассчитать запас топлива при транспортировке ВСУ и определить возможную дальность и продолжительность полета с учетом фактических метеоусловий, руководствуясь исходными данными, помещенными в подразделе 4 Дополнения № 1 к Инструкции экипажу вертолета Ми-8МТ (Воениздат, 1982). Особенности транспортировки изделий АС, 11Ф615 (11Ф732) и 11Ф74 на внешней подвеске вертолета.

В связи с идентичностью габаритов СА и ВСУ режим наи-

большей дальности на высоте 200—300 м при транспортировке ВСУ на внешней подвеске соответствует приборной скорости 190 км/ч, при этом часовые и километровые расходы топлива на указанном режиме при полётном весе вертолета 11200 кгс составляют 630 кгс/ч и 3,28 кгс/км соответственно

5.6a.4. Применение вертолета с ВСУ 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 **категорически запрещается**.

5.6a.5. К полетам с ВСУ на внешней подвеске допускаются экипажи, имеющие опыт полетов с грузом на внешней подвеске.

5.6a.6. Для транспортировки ВСУ на внешней подвеске используется штатная тросовая внешняя подвеска с длиной троса 20 м.

5.6a.7. При транспортировке пустого ВСУ внутри фюзеляжа размещение и швартовка его производятся по оси фюзеляжа между шпангоутами № 7 и 13 серийными швартовочными тросами к швартовочным узлам, расположенным в полу фюзеляжа и на шпангоутах.

5.6a.8. Подцепку ВСУ на внешнюю подвеску осуществлять только с посадкой вертолётa на площадку вблизи ВСУ.

Действия экипажа при выполнении подцепки ВСУ аналогичны действиям, изложенным в подразделе 5.5 Инструкции экипажу вертолётa, книга 1, Воениздат, 1982.

5.6a.9. Забор воды в ёмкость ВСУ разрешается производить из водоёмов глубиной не менее 1,5 м с режима висения.

В районе забора воды из водоёма определить направление ветра и выполнить заход против ветра, установить задатчик опасной высоты РВ-3 20 м и снизиться до высоты 60-50 м с постепенным гашением скорости до 60-50 км/ч.

Продолжить гашение скорости до висения на высоте 30-35 м, после чего начать плавное снижение до касания ВСУ воды (H=25 м по РВ-3).

Для наполнения ёмкости необходимо ослабить трос уменьшением высоты висения на 2-3 м. При этом ВСУ воздушным потоком от винта выносит из-под вертолётa и кладёт на бок. Висеть строго на ВСУ («гоняться» за ним) нецелесообразно, так как это

утомляет лётчика и увеличивает время наполнения ёмкости. Необходимо выдерживать место висения по указателю малых скоростей (УМС) и высоту по РВ-3, исключая буксировку ВСУ.

Примечания: 1. О касании ВСУ воды, положении его на воде, а также о полном погружении в воду после его заполнения бортовой техник докладывает командиру экипажа.

2. Время наполнения водой ёмкости ВСУ (2000 л) от момента её касания воды до отрыва составляет 30-45 с.

После доклада бортового техника о заполнении ВСУ водой выполнить перемещение в сторону ВСУ с плавным набором высоты до натяжения троса, при этом происходит подтягивание ВСУ под вертолёт. После центрирования вертолёта над ВСУ выполнить плавный отрыв ВСУ от воды и зависание на высоте 28-30 м. Убедившись, что ёмкость ВСУ заполнена водой (по отсутствию продолжительного слива), а также в том, что расстояние от ВСУ до воды для безопасного разгона вертолета составляет не менее 3 м, плавно перевести вертолет в разгон с последующим набором высоты в соответствии с Инструкцией экипажу.

Переходные режимы при транспортировке ВСУ на внешней подвеске (разгон, торможение, развороты) следует выполнять плавно во избежание раскачки ВСУ.

5.6a.10. Управление сливом воды из ВСУ 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 ВСУ на земле производится через запорный клапан с пожарной головкой для подсоединения в случае необходимости пожарного крана.

5.6a.11. Отцепка ВСУ после окончания работ выполняется с режима висения вертолёта или после посадки его, для чего после приземления ВСУ ослабить натяжение троса подвески и фала управления уменьшением высоты висения, сместить вертолет в сторону от ВСУ 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).

5.6a.12. ВСУ, 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 ВСУ 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 ВСУ осуществляется нажатием кнопки тактического или аварийного сброса груза с внешней подвески.

Примечание. Временно (только в целях обеспечения посадок СА) разрешается применение вертолета с ВСУ 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.

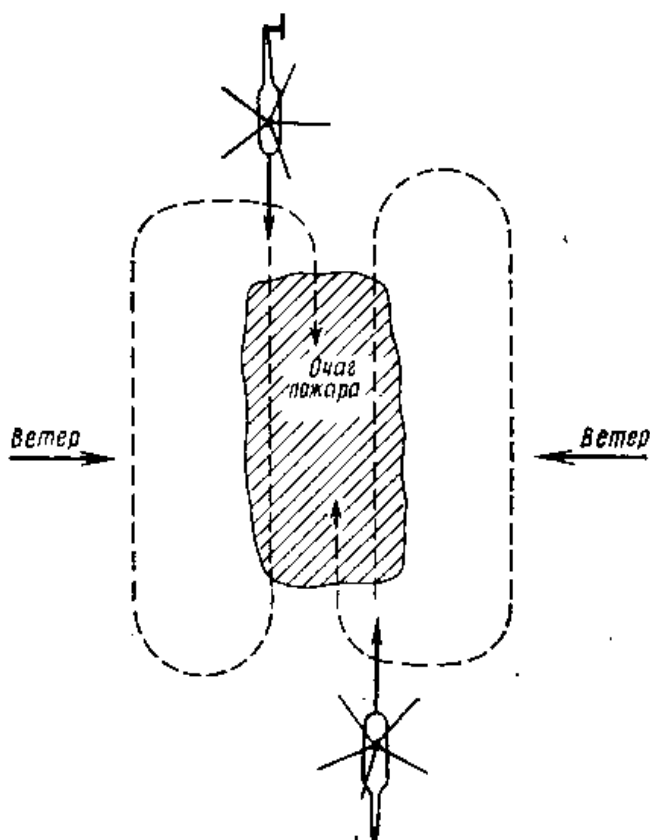


Рис. 5.1. Схема захода на очаг пожара при различном направлении ветра

Летчику-штурману осуществлять постоянный контроль температуры наружного воздуха и параметров работы двигателей.

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 ВСУ, выйти из зоны пожара и действовать в соответствии с требованиями подразделов 6.1 и 6.2 Инструкции экипажу.

5.7. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ НОЧЬЮ

5.7.1. 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 наземным источником света, зависание вертолета над грузом выполнять 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 радиовысотомера могут быть неправильными. В

этом случае контроль расстояния до земли на висении осуществлять визуально и по информации руководителя полетов.

5.7.2. 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.

5.7а. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВКИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ВЕРТОЛЕТА РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М, Р4С, БОЧЕК НА ПОДДОНЕ ПА-5,6 С ГОРЮЧИМ И РАКЕТНЫМ ТОПЛИВОМ И ПУСТЫХ РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М,-Р-4С, Р-6, Р-8

5.7а.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.

5.7а.2. Для транспортировки резервуаров и бочек применять штатную внешнюю подвеску вертолѐта.

Подцепку к грузодержателям внешней подвески осуществлять:

- резервуаров РА-2М и Р-4С на грузовые скобы с помощью специальных проушин;
- поддона ПА-5,6 через переходное звено, установленное на нем.

5.7а.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.

5.7a.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.

5.7a.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.

5.7a.6. В исключительных случаях разрешается выполнение полетов на транспортировку резервуаров и бочек на внешней подвеске без руководителя полетов на месте подцепки и отцепки груза.

– **5.7a.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 подсоединение 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.

5.7a.8. При подсчете веса резервуара учитывать удельный 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, 4150 л
Р-6	1034 кгс, 5920 л
Р-8	1180 кгс, 8490 л

5.7a.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.

5.7a.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).

5.7a.11. Высота висения вертолета над грузом при подцепке резервуаров и бочек на поддоне должна быть 2-3 м.

5.7a.12. В процессе подцепки резервуара на внешнюю подцепку 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 1-2м, отцепить (сбросить) тросы внешней подвески и выполнить посадку 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.).

5.7a.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, приведённые к Инструкции к экипажу.

5.7a.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 60-100 км/ч.

Примечания: 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 стропы 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.

5.7a.15. Развороты при транспортировке резервуаров и поддона с бочками производить с креном 15^0 .

5.7a.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.

5.7a.17. Расчет дальности; радиуса и продолжительности полета вертолета с резервуаром или с бочками на внешней подвеске выполнять согласно подразд. 1.5 Инструкции экипажу.

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. 5.1) в зависимости от приборной скорости полета приведено в табл. 5.2.

5.8. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВОЙ СТРЕЛЫ С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

5.8.1. Перед полетом, в котором предполагается использование бортовой стрелы, бортовой техник обязан:

- внешним осмотром проверить состояние бортовой стрелы, ее крепление, крепление лебедки ЛПГ-150М на стреле, состояние крюка;

- проверить бортовую стрелу и зафиксировать ее в рабочем положении;

- включить АЗС В2 и В3 на коробке управления КУЛ-150;

- ослабить натяжение троса лебедки, кратковременно нажав кнопку ВЫПУСК и кнопку-гашетку на пульте управления ПУЛ-1А;

- отцепить карабин от скобы рукоятки бортовой стрелы, снять вертлюг со скобы и опустить его в рабочее положение;

- нажать кнопку ВЫПУСК и кнопку-гашетку на ПУЛ-1А и выпустить трос на 1, 5—2 м, не допуская касания вертлюга о грунт. Трос лебедки должен выпускаться с половинной скоростью;

- нажать кнопку ВЫПУСК на ПУЛ-1А (без нажатия кнопки-гашетки) и продолжать выпуск до 8—10 м, при этом трос должен находиться в натянутом состоянии под нагрузкой не менее 5—6 кгс и выпускаться на полной скорости;

- нажать кнопку УБОРКА на ПУЛ-1А, трос должен убираться с полной скоростью. При остатке троса 4—6 м должно произойти

переключение лебедки на половинную скорость;

—выключить автомат защиты сети В2 электродвигателя № 1, при этом уборка троса должна прекратиться;

—включить переключатель АВАР. ВКЛ. ДВИГ. ПРИ ОТКАЗЕ В КОНЦЕ УБОРКИ на коробке КУЛ-150, при этом трос начнет убираться с половинной скоростью от электродвигателя № 2;

—после полной уборки троса и остановки лебедки включить выключатель АВАР. ВКЛ. ДВИГ. ПРИ ОТКАЗЕ В КОНЦЕ УБОРКИ;

—зацепить карабин вертлюга за скобу рукоятки бортовой стрелы, выпустив трос лебедки на необходимую длину, и выбрать слабины троса;

—выключить автоматы защиты сети В2 и В3 и зафиксировать стрелу в походном положении.

5.8а. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНОГО КАТЕРА «БАРС»

5.8а.1. При транспортировании катера на внешней подвеске руководствоваться подразд. 5.3—5.6.

5.8а.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.

5.8а.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.

5.8а, 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.

5.8а.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.

5.8а.6. Транспортирование катера на внешней подвеске разрешается как с выпущенными, так и с убранными трапами катера.

5.8a.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.

5.8a.8. Вес катера с заправленным топливным баком и подвесной системой составляет 2 500 кгс.

5.8a.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. 5.6.5.

5.8a.10. Высота висения вертолета над катером при подцепке с земли должна быть 2—3 м.

—**5.8a.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.

5.8a.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 должна составлять не более 3 м/с.

П р и м е ч а н и е. В случае появления интенсивной раскачки катера, усложняющей пилотирование вертолета, уменьшить скорость полета на 10—15 км/ч. Если раскачка не уменьшается, перевести вертолет на кратковременное снижение с вертикальной скоростью 2—3 м/с.

5.8a.13. Развороты при транспортировании катера на внешней подвеске выполнять с креном не более 15°.

5.8a.14. Расчет дальности радиуса и продолжительности полета вертолета производить согласно подразд. 1.5 Инструкции экипажу.

5.8a.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.

5.8a.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.

5.8a.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.

5.86. 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

5.86.1. При транспортировании типовых контейнеров со специзделиями на внешней подвеске руководствоваться подразд. 5.3—5.6 Инструкции экипажу.

5.86.2. 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.

Т а б л и ц а 5.3

**Километровый и часовой расходы 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	8, 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, 74	600
90	99	5, 57	550	5, 85	580	6, 10	600

П р и м е ч а н и е. Частота вращения несущего винта 95%.

5.86.3. 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).

5.86.4. 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.

5.86.5. Вес контейнеров со специзделиями находится в пределах 100—2000 кгс и указывается в паспорте на каждый контейнер.

5.86.6. Перед подцепкой наземным операторам произвести укладку тросов внешней подвески на контейнере в соответствии с Инструкцией ЭВ 16.00.

5.86.7. 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.

5.86.8. 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.

5.86.9. 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.

5.86.10. 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.

5.86.11. Развороты при транспортировании контейнеров на внешней подвеске выполнять с креном не более 10°.

5.86.12. 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 и автоматическая отцепка контейнера со специзделием **запрещается**.

5.86.13. 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. 5.86.9.

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 м^2 , приращение километрового расхода топлива определяется путем умножения приращения километрового расхода топлива при транспортировании на внешней подвеске контейнера с площадью поперечного сечения 1 м^2 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 $\rho_{\text{куп}} = 1,5 \text{ м}^2$).

Р е ш е н и е:

— определяем площадь поперечного сечения контейнера с учетом эффективной площади стабилизирующих парашютов ($0,8 \rho_{\text{куп}}$):

$$\rho = 1 \cdot 1,2 + 2 \cdot 0,8 \cdot 1,5 = 3,6 \text{ м}^2;$$

— по табл. 5.4 для $V_{\text{пр}} = 150 \text{ км/ч}$ 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:

$$\Delta q = 3,9 \cdot 3,6 = 13,04\%$$

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_{np} , 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

5.9. ПОДЪЕМ ЧЕЛОВЕКА (ГРУЗА) НА БОРТ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОГО ГРУЗОПОДЪЕМНОГО УСТРОЙСТВА С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М

5.9.1. Дать команду бортовому технику «Надеть страховочный пояс, открыть входную дверь грузовой кабины и приготовиться к работе с бортовой стрелой».

5.9.2. Бортовому технику:

—по команде командира экипажа занять место у входной двери грузовой кабины;

—подключить колодку шлемофона к абонентскому щитку СПУ у шпангоута № 5Н. Выключатель ларингофонов ВКЛ. — ВЫКЛ. на щитке поставить в положение ВКЛ.;

—включить АЗС на коробке управления лебедкой ЛПГ-150М ПЕРВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ВТОРОЙ ДВИГАТЕЛЬ;

—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 № 5Н;

—открыть входную дверь, поставить бортовую стрелу в рабочее положение и доложить командиру экипажа о готовности к работе.

5.9.3. Над площадкой, с которой будет осуществляться подъем, выполнить зависание с превышением 6—15 м над поднимаемым человеком (грузом). При наличии окружающих препятствий зависание выполнить на высоте, превышающей высоту препятствий не менее чем на 3—5 м (высота подъема и опускания груза не должна превышать 40 м).

Дать команду бортовому технику «Выпустить трос бортовой стрелы».

5.9.4. Бортовому технику по команде командира экипажа выпустить трос лебедки до касания земли тросиком заземления для исключения воздействия статического электричества на людей, работающих на земле, при этом основной трос должен оставаться в натянутом положении, что обеспечивается грузом 5 кгс, предусмотренным конструкцией.

П р и м е ч а н и я: 1. Чтобы крюком троса не травмировать человека (не повредить груз), трос необходимо выпускать в стороне от человека (груза).

2. При касании крюка с грузом 5 кгс земли (при ослаблении троса) выпуск троса лебедкой ЛПГ-150М автоматически прекращается.

5.9.5. Наземному персоналу после касания земли тросом заземления подсоединить к крюку подвесную систему поднимаемого человека (груза) и подать сигнал бортовому технику о готовности человека (груза) к подъему.

5.9.6. Бортовому технику, убедившись в том, что подвесная система поднимаемого человека (груза) подсоединена к крюку троса бортовой стрелы, доложить командиру экипажа о готовности к подъему и по его команде произвести подъем и заводку человека (груза) в грузовую кабину вертолета, одновременно наблюдая за поведением человека (груза) на тросе лебедки. Управление лебедкой производить с пульта управления ПУЛ-1А:

—если наблюдается раскачка поднимаемого человека (груза), то в этом случае действовать следующим образом: когда поднимаемый человек (груз) будет находиться на расстоянии 2—4 м под вертолетом, временно прекратить уборку троса, взять рукой в перчатке за трос и прекратить раскачивание, для чего сделать 1—3 движения рукой в противофазе колебаний человека (груза), дальнейшую уборку троса производить одним двигателем лебедки;

—в конце подъема после окончания уборки троса помочь человеку подняться в кабину через входную дверь или втащить поднимаемый груз в кабину (в конце подъема при касании вертолом крюка скобы бортовой стрелы лебедка ЛПГ-150М автоматически отключается);

—доложить командиру экипажа, что поднимаемый человек (груз) находится на борту, поставить стрелу лебедки в походное положение и закрыть входную дверь;

—разместить поднятый груз в кабине, закрепить его и занять свое рабочее место, доложить командиру экипажа о размещении и закреплении груза.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Начало подъема и опускания человека, груза или крюка с грузом 5 кгс, а также окончание их подъема и опускания производить на одном электродвигателе лебедки ЛПГ-150М (с нажатой кнопкой-гашеткой пульта управления).

2. Во всех случаях, когда полет выполняется с открытой дверью грузовой кабины (при работе с бортовой стрелой

или с внешней подвеской), бортовой техник обязан работать с надетым страховочным поясом.

3. При подъеме груза (при проведении спасательных операций) с помощью лебедки ЛПГ-150М и одновременном размещении его согласно разметке внутри грузовой кабины необходимо, чтобы расходный бак был заправлен не менее 300 л.

5.10. ВЫПОЛНЕНИЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ ПРЫЖКОВ ИЗ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА

5.10.1. Прыжки с парашютом одиночные и групповые с вертолета разрешается выполнять через проем входной двери и проем грузового люка при снятых створках. Количество парашютистов в группе определяет руководитель прыжков в зависимости от квалификации парашютистов.

5.10.2. Прыжки с вертолета разрешается выполнять со спасательными и спортивно-тренировочными парашютами на приборных скоростях горизонтального полета от 60 до 250 км/ч с раскрытием ранцев парашютов не ранее чем через 2 с после отделения парашютиста от вертолета, на скоростях от 140 км/ч и более с раскрытием ранцев парашютов вытяжным фалом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается выполнять прыжки с вертолета парашютистам, у которых вытяжным фалом раскрывается ранец и стягивается чехол с купола.

Минимальная высота полета вертолета при выброске парашютистов определяется руководителем прыжков в соответствии с руководящими документами.

5.10.3. Максимальное количество парашютистов, размещаемых на сиденьях в грузовой кабине вертолета, не должно превышать 20 чел. При неполной загрузке вертолета парашютистами они размещаются в соответствии с указаниями командира экипажа или летчика-штурмана.

При выполнении прыжков через проем грузового люка крайние к обрезу люка двухместные сиденья по бортам остаются свободными и устанавливаются в походное положение, обеспечивающее возможность открытия ограждения проема в полете. В этом случае максимальное количество парашютистов, размещаемых на сиденьях, не должно превышать 16 чел.

5.10.4. При выполнении прыжков группой парашютистов в одном заходе временной интервал при отделении парашютистов от вертолета на скорости полета более 140 км/ч должен быть не менее 1 с, на скорости полета менее 140 км/ч — 2—3 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **Запрещается** выполнять групповые прыжки через проем грузового люка с ручным раскрытием спортивно-тренировочных и спасательных парашютов, приборы которых включаются с помощью вытяжного фала.

2. **Запрещается** выполнять учебно-тренировочные прыжки одновременно через проемы входной двери и грузового люка.

5.10.5. Размеры площадки приземления при выполнении парашютных прыжков определены в РПС и ДП-71.

При сбрасывании парашютистов с нескольких вертолетов Ми-8МТ, выполняющих полет строем, площадка приземления по ширине увеличивается на величину, равную ширине строя вертолетов.

При выполнении прыжков с задержкой раскрытия парашюта необходимо учитывать смещение парашютистов во время свободного падения до раскрытия парашюта.

При выполнении прыжков со спортивными парашютами опытными парашютистами размеры площадки приземления могут быть уменьшены по решению руководителя прыжков.

ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ НА ВЫПОЛНЕНИЕ ПАРАШЮТНЫХ ПРЫЖКОВ

5.10.6. Бортовому технику:

—проверить наличие и исправность в вертолете десантного оборудования;

—проверить отбортовку проема входной двери во избежание перерезания вытяжного фала парашюта;

—убедиться в наличии двух флажков белого и красного цвета размером 32х22 см, прикрепленных к древкам длиной 40 см и предназначенных для дублирования сигналов при выброске парашютистов;

—доложить командиру экипажа о готовности десантного оборудования.

5.10.7. Летчику-штурману в процессе подготовки вертолета

к полету необходимо:

- по шаропилотным данным рассчитать точку начала выброски парашютистов на площадку десантирования;

- проверить исправность работы звуковой и световой сигнализации для подачи команд на сбрасывание парашютистов;

- проверить правильность размещения парашютистов в грузовой кабине вертолета и знание ими команд и сигналов, подаваемых в полете.

5.10.8. Выпускающему убедиться в готовности парашютистов и правильности их размещения в вертолете и доложить об этом командиру экипажа.

5.10.9. После размещения парашютистов на сиденьях грузовой кабины бортовому технику закрыть входную дверь, защитное ограждение проема люка и доложить командиру о готовности парашютистов к вылету.

ОБЯЗАННОСТИ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА НА ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ

5.10.10. Командир экипажа несет ответственность за точный выход вертолета в расчетную точку сбрасывания парашютистов и за точное выдерживание заданной высоты и скорости полета во время десантирования.

Он обязан:

- перед взлетом дать команду парашютистам на зацепление карабинов вытяжных фалов за тросы ПРП;

- при заходе на сбрасывание парашютистов строго выдерживать заданную высоту, курс и скорость полета;

- после подачи парашютистам сигнала «Прыжок» не производить никаких изменений в режиме полета до окончания выброски парашютистов и уборки вытяжных фалов;

- 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;

- держат связь со старшим группы парашютистов по СПУ или через бортового техника.

5.10.11. 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 голосом или по СПУ команду «Приготовиться», а в момент выхода вертолета в точку начала выброски — команду «Прыжок» длительным сигналом сирены;

—в случае необходимости прекратить прыжки, а также по истечении расчетного времени на сбрасывание парашютистов немедленно подать команду «Отставить».

5.10.12. Бортовой техник обязан:

—передавать выпускающему все указания командира экипажа, и также информацию руководителя прыжков о метеоусловиях на площадке приземления;

—по команде летчика-штурмана «Приготовиться» дать парашютистам сигнал, подняв белый флажок над головой, а по команде «Прыжок» сделать им отмашку. Команда «Отставить» передается отмашкой красным флажком;

—по окончании сбрасывания парашютистов убрать вытяжные фалы и закрыть входную дверь;

—в полете все работы в непосредственной близости от входной двери вертолета выполнять при надетых парашюте и страховочном поясе.

5.10.13. Выпускающий обязан:

—за 2—3 мин до выброски парашютистов по команде командира экипажа подняться со своего сиденья, убрать сиденье, открыть входную дверь или защитное ограждение люка и наблюдать за местностью, сигналами членов экипажа (бортового техника) и парашютистами;

—после отделения парашютистов, прыгающих в одном заходе, убрать вытяжные фалы с чехлами в кабину вертолета и закрыть дверь или ограждение.

До отсоединения карабинов вытяжных фалов чехлы должны находиться на полу грузовой кабины (вне резинового коврика) в течение 5—7 с в целях снятия с них статического электричества.

5.10.14. В случае зацепления чехлов за элементы конструк-

ции вертолета и невозможности уборки их в грузовую кабину выпускающий докладывает об этом командиру экипажа. Командир экипажа прекращает выброску парашютистов и производит посадку вертолета, при этом выпускающий, прикрепившись к борту вертолета с помощью страховочного пояса, удерживает вытяжные фалы с чехлами и в случае их освобождения вблизи земли ($H=5—7$) быстро убирает чехлы в вертолет в целях недопущения попадания их в лопасти несущего винта.

5.10.15. В случае зависания парашютистов выпускающий прекращает десантирование, докладывает об этом командиру экипажа и, не отстегивая от троса ПРП карабина вытяжного фала зависшего парашютиста, зацепляет за него один карабин троса страховочного пояса, а другой карабин этого троса — за узел крепления над входом в кабину экипажа или за узел швартовки на полу грузовой кабины, убирает в кабину вытяжные фалы с чехлами и докладывает командиру о готовности к посадке.

Командир экипажа в этом случае обязан прекратить выполнение задания и, не допуская резких маневров вертолета, перейти в режим снижения. Плавно затормозить вертолет и произвести зависание на высоте 20 м. После зависания выполнить плавное снижение вертолета до касания парашютиста о землю. После касания парашютиста земли произвести дальнейшее снижение вертолета с одновременным перемещением вправо, не допуская попадания чехла с куполом парашюта в лопасти несущего винта.

5.10.16. При выполнении полета на выброску парашютистов все члены экипажа должны быть со спасательными парашютами.

ДОПОЛНЕНИЕ

к инструкции экипажу вертолета Ми-8 МТ Воениздат. 1982 г.

Выполнение учебно-тренировочных парашютных прыжков из грузовой кабины вертолётa, оборудованного ограждением грузового люка, тросами ПВПС и сигнализацией.

При выполнении полетов на вертолете Ми-8МТ, оборудованном ограждением грузового люка, тросами ПВПС и сигнализацией, на десантирование парашютистов руководствоваться Инструкцией экипажу вертолета Ми-8 МТ книга I (Воениздат, 1982 г.) и настоящим Дополнением.

ВЫПОЛНЕНИЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПРЫЖКОВ ИЗ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА

1. Парашютные прыжки из грузовой кабины вертолета разрешается выполнять через проем входной двери или через проем грузового люка (при снятых грузовых створках) согласно таблицы I.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. При прыжках через проем входной двери снятие подвесного вооружения **ОБЯЗАТЕЛЬНО**.

2. Стабилизирующие устройства парашютных систем при выполнении прыжков по п. 5 табл. 1 должны быть законтрены шнуром ШХБ-40 в одно сложение (ШХ5-20 в два сложения).

2. Парашютные прыжки разрешается выполнять со спортивно-тренировочным, десантным и спасательными парашютами на приборных скоростях горизонтального полета, указанные в табл. 1, в зависимости от способа раскрытия парашютной системы и особенностей подготовки вертолета. Высота полета при десантировании определяется тактико-техническими данными парашютных систем, с которыми совершаются прыжки, и руководящими документами по парашютной подготовке личного состава авиации и ВДВ Вооруженных Сил СССР.

3. Максимальное количество парашютистов, размещаемых на сиденьях в грузовой кабине вертолета, не должно превышать 15 человек. При неполной загрузке вертолета парашютистами они

размещаются в соответствии с указаниями командира экипажа.

4. Прыжки с парашютом через проем входной двери разрешается выполнять как одиночно, так и группами до 8 человек в один заход.

При выполнении прыжков через проем грузового люка максимальное количество парашютистов в группе составляет 16 человек. 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

1. Выполнять парашютные прыжки одновременно через проем входной двери в проем грузового люка.

2. Выполнять групповые прыжки через проем грузового люка с ручным раскрытием спортивно-тренировочных и спасательных парашютов, приборы которых включаются с помощью вытяжного звена.

3. Выполнять прыжки через проем грузового люка с принудительным раскрытием ранца и стягиванием чехла с купола вытяжным звеном.

4. Размеры площадки приземления при выполнении парашютных прыжков определены в РОС и ДП-71. При выполнении сбрасывания парашютистов с нескольких вертолетов, выполняющих полет строем, площадка приземления по ширине увеличивается на величину, равную ширине строя вертолетов.

При выполнении прыжков с задержкой раскрытия парашютистов необходимо учитывать смещение парашютистов во время свободного падения.

При выполнении прыжков опытными парашютистами со спортивными парашютами размеры площадки приземления могут быть уменьшены по решению руководителя прыжков.

Т а б л и ц а 1

Способ введение в действие парашютной системы	Особенности подготовки вертолѐта	Допустимые скорости горизонтального полѐта, км/ч
Через проѐм входной двери		
1. Ручное раскрытие с задержкой не менее 2 с.	С установленной левой фермой	80 - 120
2. Ручное раскрытие с задержкой не менее 2 с.	Со снятой левой фермой	80 – 250
3. Принудительное раскрытие ранца со стягиванием чехла с купола вытяжным парашютом (расчековка ранца)	Со снятой левой фермой	140 – 250
4. Принудительное раскрытие ранца со стягиванием чехла с купола вытяжным звеном (стягивания чехла)	Со снятой левой фермой	80 - 100
Через проѐм грузового люка		
5. Со стабилизацией не менее 3 с.	С установленным ограждением грузового люка	140 - 200
6. Ручное раскрытие с задержкой более 2 с без применения вытяжного звена для спортсменов – парашютистов при выполнении прыжков на групповую акробатику	С ограждением грузового люка, а также без него	80 - 250

ПОДГОТОВКА ВЕРТОЛЕТА НА ВЫПОЛНЕНИЕ ПАРАШЮТНЫХ ПРЫЖКОВ.

6. Б о р т о в о м у т е х н и к у:

- проверить установку, исправность десантного оборудования вертолѐта и сигнализации парашютистам;
- снять подвесное вооружение;
- снять левую ферму (при выполнении прыжков по пп. 2,3,4, табл 1);
- снять створки грузового люка и установить его ограждение (при выполнении прыжков по п.5 табл. 1);
- проверить наличие и правильность установки ограничителей перемещение карабинов камер стабилизирующих устройств на тросах ПВПС (при выполнении прыжков по п.5 табл.1);
- доложить командиру экипажа о готовности вертолѐта к десантированию.

7. Л е т ч и к у - ш т у р м а н у:

- по шаропилотным данным рассчитать точку начала выбро-

ски парашютистов на площадку приземления;

—убедится в исправности звуковой и световой сигнализации парашютистам;

—проверить правильность размещения парашютистов в грузовой кабине вертолета и знание ими команд и сигналов, подаваемых в полете.

8. П а р а ш ю т и с т а м:

—произвести посадку в вертолет через входную дверь в следующем порядке:

—первые 7 парашютистов размещаются на сиденьях левого борта, начиная от входной двери, следующие 8 парашютистов - на сиденьях правого борта, начиная от кабины экипажа (кроме первого сиденья от кабины)

—помощник выпускающего должен находиться на правом борту у ограждения грузового люка;

—выпускающий занимает откидное сиденье на перегородке кабины экипажа.

П р и м е ч а н и е: При прыжках малыми группами (до 7 человек) через проем грузового люка выпускающий занимает место на правом борту около ограждения и производит десантирование парашютистов только с левого борта. По мере освобождения мест на сиденьях левого борта выпускающий пересаживает на них парашютистов с правого борта.

9. В ы п у с к а ю щ е м у:

—убедиться в готовности парашютистов и правильности их размещения в вертолете;

—зацепить карабины вытяжных звеньев и камер стабилизирующих устройств за тросы ПВПС;

—заправить слабину стабилизаторов за клапаны ранца;

—доложить командиру экипажа о готовности парашютистов;

—зацепить свой карабин за трос ПВПС и занять свое место.

ОБЯЗАННОСТИ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА НА ВЫБРОСКУ ПАРАШЮТИСТОВ

10. Командир экипажа несет ответственность за точный выход вертолета в расчетную точку сбрасывания парашютистов и за точное выдерживание заданной высоты и скорости полета во время сбрасывания парашютистов.

ОН ОБЯЗАН:

—перед взлетом подать команду парашютистам на зацепление карабинов вытяжных звеньев и камер стабилизирующих устройств за тросы ПВПС;

—при заходе на сбрасывание парашютистов строго выдерживать заданную высоту, курс и скорость полета;

—после сигнала "Прыжок" не производить никаких изменений в режиме полета до окончания выброски парашютистов и уборки вытяжных звеньев;

—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.

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 и порядок выброски парашютистов;

—уточнить в воздухе расчет на сбрасывание парашютистов путем сбрасывания пристрелочных парашютов или одного-двух опытных парашютистов;

—за 1 мин до начала выброски подать команду "Приготовиться", в 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".

П р и м е ч а н и е: По команде "Приготовиться" загорается плафон желтого цвета и звучит короткий сигнал сирены: по команде "Прыжок" загорается плафон зеленого цвета и звучит сигнал сирены продолжительностью на время серии; по команде "Отставить" загорается плафон красного цвета и выключается сигнал сирены. По этой команде выпускающий (по-

мощник выпускающего) обязан прекратить выброску парашютистов и перевести створку прохода из нижнего положения в верхнее и зафиксировать ее.

12. Бортовой техник обязан:

— передавать выпускающему все указания командира экипажа, а также информацию руководителя прыжков о метеоусловиях на площадке приземления;

— по окончании сбрасывания парашютистов убрать вытяжные звенья, закрыть входную дверь и доложить командиру экипажа;

— в полете все работы в грузовой кабине вертолета выполнять с надетыми парашютом и страховочным поясом.

13. Выпускающий обязан:

При выброске парашютистов через передний проем входной двери:

— за 2 - 3 мин до выброски по команде командира экипажа подняться со своего места, убрать сиденье, открыть входную дверь и наблюдать за местностью, сигналами и парашютистами;

— после отделения парашютистов, прыгающих в одном заходе, убрать вытяжные звенья в грузовую кабину и закрыть входную дверь.

До отсоединения карабинов вытяжных звеньев чехлы должны находиться на полу грузовой кабины в течении 5-7 с для снятия с них статистического электричества.

При выброски парашютистов через проем грузового люка:

— по команде "Прыжок" вслед за последним парашютистом левого борта подойти к ограждению;

— руководить покиданием вертолета парашютистами правого борта;

— покинуть вертолет вслед за последним парашютистом правого борта.

14. Помощник выпускающего обязан:

— при посадке в вертолет подать выпускающему его 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 парашютистов левого борта, прыгающего первым;
- по команде "Прыжок" выпустить парашютистов левого борта с интервалом не менее 1с;
- покинуть вертолет вслед за парашютистом левого борта, прыгающего последним.

15. Парашютисты обязаны:

При выполнении прыжков через проем входной двери:

- по команде "Приготовиться", очередным прыгающим встать, поднять сиденья, повернуться в сторону входной двери и занять изготовочную позу;
- по команде "Прыжок" поочередно подойти к выходной 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 изготовочную 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.

16. В случае зацепления чехлов за элементы конструкций 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 к 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.

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 выполнения задания, уменьшить скорость горизонтального полета. 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.

18. При выполнении полета на выброску парашютистов все члены экипажа должны быть с надетыми спасательными парашютами.