

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

Suvorov AV 63-64@mail.ru для <http://www.russianarms.ru>

ИНСТРУКЦИЯ

ЭКИПАЖУ ВЕРТОЛЕТА Ми-8Т

(В двух книгах)

ИЗДАНИЕ ЧЕТВЕРТОЕ

КНИГА I

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

*Введена в действие заместителем
главнокомандующего ВВС по боевой подготовке*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1980

В настоящую Инструкцию вошли 17 ранее действующих негрифованных Дополнений и изменений, разработанных к Инструкции экипажу вертолета Ми-8Т (Воениздат, 1971).

Грифованные Дополнения № 7, 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 22, 23 и 26, изданные ранее отдельными брошюрами, в текст данной Инструкции не вошли и пользоваться ими до привязки текста указанных Дополнений к тексту настоящей Инструкции необходимо одновременно с Инструкцией экипажу вертолета Ми-8Т (Воениздат, 1971).

После привязки текста грифованных Дополнений к тексту настоящей Инструкции Инструкция экипажу вертолета Ми-8Т (Воениздат, 1971) утрачивает силу и подлежит уничтожению на местах установленным порядком.

Инструкция состоит из двух книг. В книге I изложены основные сведения о вертолете, эксплуатационных ограничениях, летная эксплуатация, краткие сведения о конструкции вертолета, особенности аэродинамики и динамики полета. В книге II изложены условия боевого применения вертолета и конструктивные особенности вооружения.

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОН

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

Suvorov AV 63-64@mail.ru для <http://www.russianarms.ru>

ИЗМЕНЕНИЕ № 2
К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ
ВЕРТОЛЕТА Ми-8Т
КНИГА I
(Воениздат, 1980)

Введено в действие заместителем
главнокомандующего ВВС по боевой подготовке*

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1985

[2д]

Изменение № 2 высылается к каждому экземпляру Инструкции. С получением настоящего Изменения необходимо:

- изучить его со всем летным и инженерно-техническим составом;
- произвести замену листов Инструкции (с. 69 и 70, 77 и 78, 83—86, 93—96, 105 и 106, 179 и 180, 190а и 190б, 202а и 202б, 203 и 204, 212а и 212б, 217 и 218, 227 и 228, 259 и 260, 305 и 306) новыми; номера новых страниц даны в квадратных скобках;
- с. 342а и 342б Изменения поместить между с. 342 и 343 Инструкции;
- титульный лист Изменения (с. 2д и 2е) поместить между с. 2г и 3 Инструкции;
- на с. 54 текст ст. 2.4.3 зачеркнуть, а вместо него написать слова «текст исключен»;
- на с. 73 после 10-й строки снизу написать тушью слова «— проверить работоспособность изделия 6201»;
- на с. 168 под текстом написать слова: «5.10. Особенности транспортировки на внешней подвеске резервуаров РА-2М, Р-4С, бочек на поддоне ПА-5,6 с топливом, пустых резервуаров РА-2М, Р-4С, Р-6, Р-8 и бочек на поддоне ПА-5,6»;
- на с. 191 после 7-й строки снизу написать слова «6.19а. Отказ изделия 6201»;
- на с. 191 под текстом написать слова: «6.26. Рекомендации по действиям экипажа при вынужденном покидании приводнившегося вертолета»;
- на с. 255 после 29-й строки снизу написать текст: «Примечание. Топливо ТС-1 разрешается применять при температуре наружного воздуха не ниже минус 45°С»;
- на с. 338 строки 6—8 сверху зачеркнуть;
- сделать запись о произведенных изменениях в Листе учета, внесенных в Инструкцию изменений и дополнений (с. 351);
- на с. 194 в 1-й строке сверху слово «до» исправить на слово «на».

Под наблюдением Г. Г. Леонтьева

Редактор В. Г. Кобец

Технический редактор А. А. Перескокова

Корректор С. А. Терентьева

Сдано в набор 12.09.84. Подписано в печать 30.11.84. Г-72921.
Формат 60×90/16. Печ. л. 3 1/2. Усл. печ. л. 3,5. Усл. кр. отт. 3,5.

Изд. № 7/522 Бесплатно Зак. 5704

ИЗМЕНЕНИЕ № 3
К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ
ВЕРТОЛЕТА Ми-8Т.

Книга I

(Воениздат, 1980)

*Введено в действие заместителем главнокомандующего ВВС
по боевой подготовке*

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1988

Изменение № 3 высылается к каждому экземпляру Инструкции.
С получением настоящего Изменения необходимо:

— изучить его со всем летным и инженерно-техническим составом;

— произвести замену листов Инструкции (с. 77—82б, 85—86а, 95 и 96; 195—202, 205—206а, 209 и 210, 227—228а, 254а и 254б, 269—270б, 301 и 302) новыми; номера страниц даны в квадратных скобках;

— с. 62а Изменения поместить между с. 62 и 63 Инструкции;

— титульный лист Изменения (с. 2ж и 2з) поместить между с. 2е и 3 Инструкции;

— на с. 58 в ст. 2.4.15 после 2-й строки сверху написать тушью слова: «— на режиме самовращения несущего винта (при выключенных двигателях) — 110%», в ст. 2.4.16 текст 4—6-й строк сверху зачеркнуть;

— на с. 58 в ст. 2.4.15 слова: «(в том числе . . . выключенных двигателях)» зачеркнуть;

— на с. 60 в табл. 2.9 вместо цифры «101» написать «101—102»;

— на с. 60 в табл. 2.9, с. 61 в табл. 2.10 и в примечании к ней вместо слов «рис. 2.1» написать «рис. 2.1, 2.2»;

— на с. 62 в подрисуночной подписи рис. 2.1 слово «числа» зачеркнуть;

— на с. 74 в конце ст. 3.3.3 написать текст: «— включить выключатель ПРОВЕРКА ЛАМП и убедиться в исправности всех сигнальных табло.»;

— на с. 222 в 11-й строке снизу вместо цифры «120» написать «170»;

— на с. 281 2-ю и 4-ю строки снизу дополнить словами: «для РВ-3»;

— на с. 281 13-ю строку снизу дополнить словами: «(для РВ-3) и А-034-4-22 (для А-037)»;

— на с. 340 вместо цифр «92—95» написать цифру «100»; текст: «. . . Предпосадочное торможение рекомендуется . . . вертолета и предпосадочном подрыве». (4—10 строки снизу) зачеркнуть;

— на с. 341 текст «. . . а обороты несущего винта в момент приземления могут снижаться до 70—75%» зачеркнуть;

— сделать запись о произведенных изменениях в Листе учета внесенных в Инструкцию изменений и дополнений (с. 351).

Редактор *Е. П. Ламанов*

Технический редактор *М. В. Федорова*

Корректор *М. Б. Громов*

Сдано в набор 28.05.87.

Подписано в печать 01.12.87.

Г-10518.

Формат 60×90/16. Печ. л. 3. Усл. печ. л. 3. Усл. кр.-отт. 3. Уч.-изд. л. 2.24.

Изд. № 7/3509

Бесплатно

Зак. 5756

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Порядок внесения изменений и дополнений	4
Раздел 1. Основные сведения о вертолете	7
Раздел 2. Эксплуатационные ограничения	53
Раздел 3. Проверка готовности вертолета к полету	65
Раздел 4. Выполнение полета	90
Раздел 5. Перевозка людей и грузов	168
Раздел 6. Особые случаи в полете	191
Раздел 7. Эксплуатация систем	219
Раздел 8. Краткие сведения о конструкции вертолета. Работа и взаимосвязь систем. Пояснение рекомендаций экипажу при воз- никновении в полете отказов и неисправностей	243
Раздел 9. Особенности аэродинамики и динамики полета	306
Лист учета временных изменений	343

ПОРЯДОК ВНЕСЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ И ДОПОЛНЕНИЙ

Эксплуатирующие организации в Инструкцию вносят только введенные в действие изменения и дополнения с обязательным учетом их в Листе регистрации изменений в строгом соответствии с требованиями каждой его графы.

Способы внесения изменений:

- а) зачеркиванием, когда изменяемые размеры, слова, знаки, надписи и т. д. зачеркивают сплошными тонкими линиями и рядом с зачеркнутым проставляют новые данные, и (или) внесением отдельных цифр, слов, фраз, элементов конструкций и т. д. тушью или черными чернилами;
- б) заменой отдельных листов;
- в) введением дополнительных листов;
- г) изданием Дополнения к Инструкции;
- д) переизданием Инструкции.

Зачеркнутый, вписанный (измененный) текст отмечается черной вертикальной чертой толщиной 1,0—1,5 мм, помещаемой на внешнем поле страницы, и обозначается порядковым номером, под которым записано изменение (дополнение) в первой графе Листа регистрации изменений. Этот номер в квадратных скобках проставляется у вертикальной черты, отмечающей изменения в тексте, а также у изменяемых участков на графических изображениях.

Новой измененной странице присваивается номер первоначальной страницы, вместо которой она помещается. Если измененный текст не помещается на одной странице, последующим страницам присваивается тот же номер заменяемой страницы с добавлением буквенного индекса, например: 5а, 5б, 5в и т. д.

Если изменена одна страница листа, а вторая оставлена без изменений, то в Лист регистрации изменений вносят только измененную страницу.

«УТВЕРЖДАЮ»
Генерал-лейтенант
авиации
Л. АГУРИН
23 июня 1978 г.

Инструкция экипажу вертолета Ми-8Т является основным документом, содержащим сведения, указания и рекомендации, необходимые для полного использования возможностей вертолета и безопасного выполнения полета в пределах ограничений, установленных для летной эксплуатации.

Настоящая Инструкция составлена в результате переработки Инструкции экипажу вертолета Ми-8Т (изд. 1971 г.) с учетом изменений и дополнений, изданных ранее целым рядом отдельных брошюр или внесенных в Инструкцию в виде вклеек.

В настоящую Инструкцию включены сведения, полученные при проведении специальных исследований по расширению возможностей применения вертолета и уточнению его летно-технических характеристик с учетом выполненных конструктивных изменений, а также накопленного опыта летной эксплуатации вертолета.

Необходимо помнить, что успешное выполнение любого полета в значительной степени зависит от сработанности и четкого взаимодействия всех членов экипажа вертолета.

Инструкция содержит указания членам экипажа по эксплуатации вертолета в различных условиях полета для большинства возможных в практике случаев. Однако многообразие условий, которые могут встретиться при эксплуатации вертолета, особенно во внеаэродромном базировании, требуют в каждом конкретном случае инициативных действий в зависимости от сложившейся обстановки.

Нумерация страниц, рисунков и таблиц выполнена с учетом автономности разделов. Нумерация статей (пунктов) выполнена по подразделам. Каждая страница в нижнем внешнем углу имеет номер, который состоит из номера раздела и порядкового номера страницы в этом разделе. В нижнем внутреннем углу страницы указывается дата введения в действие каждой страницы Инструкции.

В процессе дальнейшей эксплуатации вертолета возможны уточнения отдельных положений Инструкции и дополнений к ней, связанные с конструктивными доработками вертолета, расширением возможностей его применения и накоплением опыта летной работы.

Долг каждого командира строго следить за оперативностью изучения летными экипажами поступающих дополнений и изменений, своевременностью внесения во все имеющиеся в подразделениях инструкции содержания текста этих дополнений и изменений, а также обобщать опыт эксплуатации вертолета, накопленный при выполнении различных задач, и систематически доводить его до сведения вышестоящего командования.



Рис. 0.1. Вертолет Ми-8Т. Вид под ракурсом 1/4 спереди

Раздел 1

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЁТЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
1.1. Основные тактико-технические данные	8
1.2. Краткие сведения о задачах, решаемых на верто- лете	9
1.3. Условия эксплуатации вертолета	10
1.4. Состав экипажа	—
1.5. Основные варианты загрузки и заправки верто- лета	—
1.6. Определение предельного полетного веса вертолета	14
1.7. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета	20

1.1. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Нормальный взлетный вес — 11 100 кгс.

Максимальный взлетный вес — 12 000 кгс.

Десантная нагрузка:

— нормальная — 2000 кгс;

— максимальная — 3000 кгс;

— максимальная за счет недозаправки топлива — 4000 кгс.

Количество перевозимых солдат — 24.

Количество раненых, перевозимых на носилках, — 12.

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:

— при нормальном взлетном весе — 220 км/ч;

— при максимальном взлетном весе — 205 км/ч.

Практический потолок:

— с нормальным взлетным весом — 4500 м;

— с максимальным взлетным весом — 4000 м;

— с весом 9000 кгс и менее — 6000 м.

Время набора высоты на номинальном режиме работы двигателей и наивыгоднейшей скорости набора (120 км/ч):

— с нормальным взлетным весом:

1000 м — 3,2 мин;

3000 м — 10,3 мин;

практического потолка — 22,2 мин;

— с максимальным взлетным весом:

1000 м — 4,9 мин;

3000 м — 16,4 мин;

практического потолка — 30,0 мин.

Практическая дальность полета на высоте 500 м на крейсерской скорости с 5% остатком топлива:

— без дополнительных топливных баков при десантной нагрузке 2000 кгс — 475 км;

— без дополнительных топливных баков при десантной нагрузке 3000 кгс — 455 км;

— с одним дополнительным баком — 725 км;

— с двумя дополнительными баками — 950 км.

Тяга несущего винта на висении у земли вне влияния воздушной подушки на взлетном режиме работы двигателей — 10 800 кгс.

1.2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАДАЧАХ, РЕШАЕМЫХ НА ВЕРТОЛЕТЕ

Военно-транспортный вариант Ми-8Т с двумя турбовальными двигателями ТВ2-117А предназначен для перевозки людей и различных грузов в грузовой кабине, а также для транспортировки крупногабаритных грузов на внешней подвеске.

Вертолет Ми-8Т предусматривает следующие варианты применения:

1. Транспортный вариант — для перевозки в грузовой кабине грузов и техники общим весом до 4000 кгс.

2. Десантный вариант — для перевозки десантников.

3. Транспортный вариант с увеличенной дальностью полета (с установленным одним дополнительным топливным баком).

4. Перегоночный вариант с двумя дополнительными топливными баками.

5. Транспортный вариант для транспортировки грузов на шарнирно-маятниковой внешней подвеске общим весом до 2500 кгс, на тросовой подвеске — до 3000 кгс.

6. Санитарный вариант — для перевозки 12 носилочных раненых в сопровождении медработника.

7. Вооруженный вариант с установленным на внешних съемных спецфермах вооружением в составе 4 блоков УБ16-57УМВП (64 снаряда типа С-5) или авиабомб общим весом до 1100 кгс.

Кроме того, при установке необходимого оборудования вертолет может быть использован в различных модификациях для решения специальных задач. Решаемые задачи и рекомендации по летной эксплуатации этих модификаций изложены в соответствующих дополнениях к настоящей Инструкции.

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

1.3. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА

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

1.4. СОСТАВ ЭКИПАЖА

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

1.5. ОСНОВНЫЕ ВАРИАНТЫ ЗАГРУЗКИ И ЗАПРАВКИ ВЕРТОЛЕТА

Определение центровки вертолета расчетом

Весовые и центровочные данные вертолета приведены в табл. 1.1 и 1.2.

1.5.1. Для обеспечения в полете центровок вертолета в допустимых пределах необходимо загрузку и разгрузку вертолета производить в строгом соответствии с указаниями раздела 5 настоящей Инструкции.

1.5.2. При перевозке в грузовой кабине вертолета крупногабаритных грузов, центр тяжести которых невозможно разместить между соответствующими суммарному весу этих грузов синей и красной стрелками, а также в случаях изменения состава съемного оборудования данного варианта применения вертолета необходимо произвести расчет веса и центровки вертолета в соответствии с изложенной ниже методикой.

1.5.3. Определение центровки вертолета расчетом выполняется следующим образом.

Центровка вертолета (m) определяется по формуле

$$X_T = \frac{M_{\Pi} + M_{ГР} + M_{об} + M_T}{G_{\Pi} + G_{ГР} + G_{об} + G_T},$$

где M_{Π} , G_{Π} — момент и вес неизменяемой части пустого вертолета;

$M_{ГР}$, $G_{ГР}$ — суммарный момент и суммарный вес груза;

$M_{об}$, $G_{об}$ — суммарный момент и суммарный вес съемного оборудования;

M_T , G_T — суммарный момент и суммарный вес топлива.

Таблица 1.1

№ п/п	Наименование нагрузки	Расстояние центра тяжести от оси вращения несущего винта, м	Варианты загрузки							
			транспортный	десантный	с усиленным дальностью (с дальностью доплатой)	переносимый (с двумя доплатами баками)	санитарный	с внешней подвеской	с бомбардировочным вооружением	со снарядами типа С-5
1	Вес неизменяемой части пустого вертолета, кгс		7146	7146	7146	7146	7146	7146	7146	7146
2	Центровка, м		0,048	0,048	0,048	0,048	0,048	0,048	0,048	0,048
3	Оборудование, кгс		50,1	17,8	45	90	95	118	333	284
	В том числе:									
	лебелка ЛПГ-2 с пультом	3,250	39,0	—	—	—	—	39,0	—	—
	бортовая стрела	3,380	9,1	—	—	—	—	—	—	—
	страховочный пояс	3,600	2,0	—	—	—	—	2	—	—
	шкворневые установ-ки	1,190	—	17,8	—	—	—	—	—	—
	дополнительный топливный бак	0,000	—	—	45	90	—	—	90	90
	санитарное оборудование	—1,52	—	—	—	—	95	—	—	—
	шарирно-маятниковая внешняя подвеска	0,300	—	—	—	—	—	65	—	—
	фермы с балочными держателями	0,480	—	—	—	—	—	—	205	190
	БДЗ-57КР и ПУС-36Дм		—	—	—	—	—	—	—	—
	прицел ПКВ с ФКП-2-1В	4,800	—	—	—	—	—	—	—	3,74

№ п/п	Наименование нагрузки	Расстояние центра тяжести от оси вращения несущего винта, м	Варианты загрузки							
			транспортный	десантный	с увеличенной дальностью (с одним дополнительным топливным баком)	перегоночный (с двумя дополнительными топливными баками)	санитарный	с внешней подвеской	с бомбардировочным вооружением	со снарядами типа С-5
4	прицел ОПБ-1Р с пятой	4,550	—	—	—	—	—	—	8	—
5	Вес пустого вертолета, кгс		7196	7164	7191	7236	7241	7264	7449	7430
6	Центровка пустого вертолета, м		0,070	0,051	0,047	0,047	0,029	0,068	0,074	0,060
	Нагрузка, кгс		3789	3936	3909	3864	2969	3736	3651	3670
	В том числе:									
	летчики с парашютами	4,210	180	180	180	180	180	180	180	180
	борттехник с парашютом	3,600	90	90	90	90	90	90	90	90
	медицинский работник	0,530	—	—	—	—	90	—	—	—
	масло	1,060	70	70	70	70	70	70	70	70
	топливо в расходном баке	—1,320	348	348	348	348	348	348	348	348
	топливо в левом баке	0,220	580	424	580	580	580	290	466	580
	топливо в правом баке	0,220	521	424	521	521	521	290	466	521
	топливо в дополнительных баках	0	—	—	710	1420	—	—	931	1409
	десантники (24 чел.)		—	2400	—	—	—	—	—	—
	лебедка ЛПП-2 с пультом	3,250	—	—	39	39	—	—	—	—
	груз	0,000	2000	—	1371	616	—	—	—	—

Продолжение

№ п/п	Наименование нагрузки	Расстояние центра тяжести от оси вращения несущего винта, м	Варианты загрузки							
			транспортный	десантный	с увеличенной дальностью (с одним дополнительным топливным баком)	перегоночный (с двумя дополнительными топливными баками)	санитарный	с внешней подвеской	с бомбардировочным вооружением	со снарядами типа С-5
	груз на внешней подвеске	0,000	—	—	—	—	—	2500	—	—
	вода питьевая	—	—	—	—	—	8	—	—	—
	дезинфекционная жидкость	—	—	—	—	—	2	—	—	—
	раненные с носилками (12 чел.)	0,390	—	—	—	—	1080	—	—	—
	блоки УБ-16-57УМВП (4 шт.)	0,510	—	—	—	—	—	—	—	224
	снаряды типа С-5	—	—	—	—	—	—	—	—	248
	авиабомбы	—	—	—	—	—	—	—	до 1100	—
7	Нормальный взлетный вес, кгс		10985	11100	11100	11100	10210	11000	11100	11100
8	Центровка вертолета, м		0,132	0,152	0,127	0,127	0,158	0,143	0,167	0,139
9	Дополнительная нагрузка, кгс		1015	—	900	900	—	—	—	—
10	Максимальный взлетный вес, кгс		12000	—	12000	12000	—	—	—	—
11	Центровка вертолета, м		0,120	—	0,117	0,117	—	—	—	—

Примечания: 1. Весовые и центровочные данные приведены для вертолетов выпуска I квартала 1975 г.

2. При установке на вертолет Ми-8Т тросовой подвески вес груза, перевозимого на внешней подвеске, составляет 3000 кгс. В этом случае для создания предельного взлетного веса вертолета 11000 кгс при перевозке груза на внешней подвеске весом 3000 кгс необходимо уменьшить запас топлива на борту вертолета.

3. Величина веса неизменяемой части пустого вертолета и его центровка для каждого вертолета указаны в формуляре вертолета в разделе «Индивидуальные особенности».

4. Величины весов и центровок съемного оборудования, не приведенные в табл. 1.1, при расчетах берутся из табл. 1.2.

Таблица 1.2

Наименование нагрузки	Вес, кгс	Расстояние центра тяжести от оси вращения несущего винта, м	Момент, кгс·м
1. Тросовая внешняя подвеска	77	0,000	—
2. Десантные сиденья с привязными ремнями	16,1	0,356	12,8
3. Грузовые трапы для техники в походном положении	31,6	—3,000	— 94,8
4. Створки грузовой кабины	69	—2,580	—177
5. Система нейтрального газа	22,7	—2,710	— 61,8

Моменты нагрузок (кгс·м) рассчитываются по формуле

$$M_n = G_n X_T,$$

где X_T — расстояние центра тяжести нагрузки от оси вращения несущего винта. Величина X_T нагрузок берется из таблиц, а для неизменяемой части пустого вертолета — из формуляра. При этом X_T берется со знаком «плюс», если центр тяжести нагрузки находится впереди оси вращения несущего винта, и со знаком «минус», если он расположен позади оси вращения несущего винта.

Произвести расчет центровки вертолета с учетом выработки топлива и убедиться, что она в полете не выходит за предельно допустимые величины (+0,370 ÷ —0,095 м).

1.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ПОЛЕТНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА

1.6.1. Предельный полетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному без использования влияния воздушной подушки определять по номограмме на рис. 1.1, с использованием влияния воздушной подушки — по номограмме на рис. 1.2.

В верхней части номограммы на графике, обозначенном цифрой 1 (в кружке), даны зависимости веса вертолета на висении при взлетном режиме работы двигателей от барометрической высоты площадки в штилевых условиях.

Зависимости даны для различных температур наружного воздуха от плюс 40 до минус 40° С (через каждые 10° С).

1.6.2. Для обеспечения запасов путевого управления на висении вес, найденный по графику 1, должен быть уменьшен (только без использования воздушной подушки).

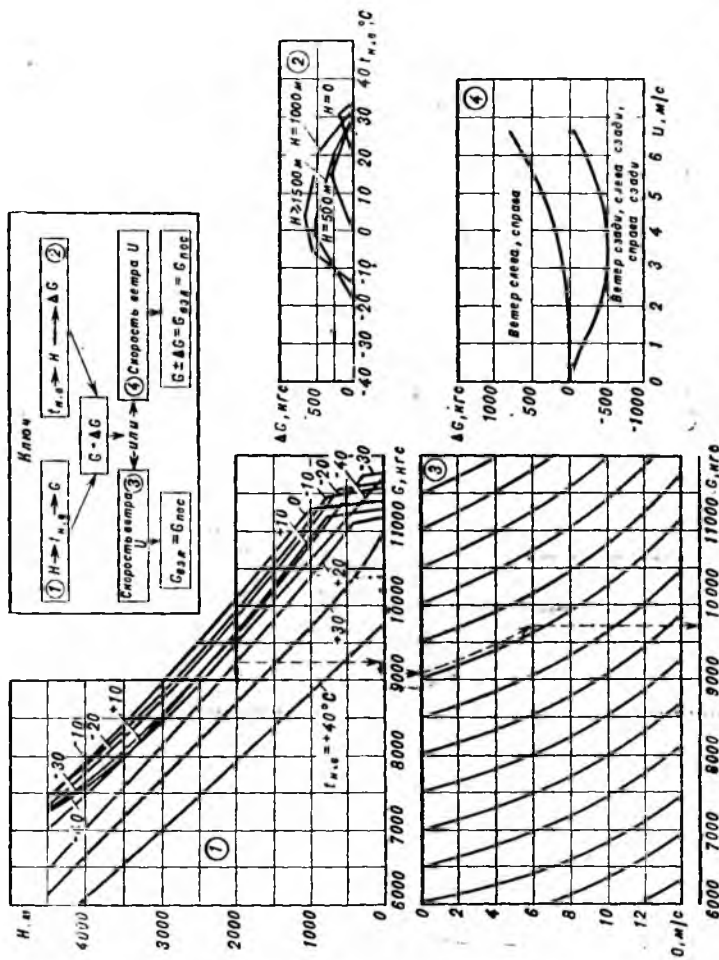


Рис. 1.1.1. Номограмма для определения предельно допустимого веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному без использования воздушной подушки (высота висения 20 м от поверхности площадки до колес шасси)

Величина поправки, на которую надо уменьшать вес, зависит от барометрической высоты площадки и температуры наружного воздуха на ней. Определяется эта поправка по графику, обозначенному цифрой 2 (в кружке) и помещенному на номограмме справа.

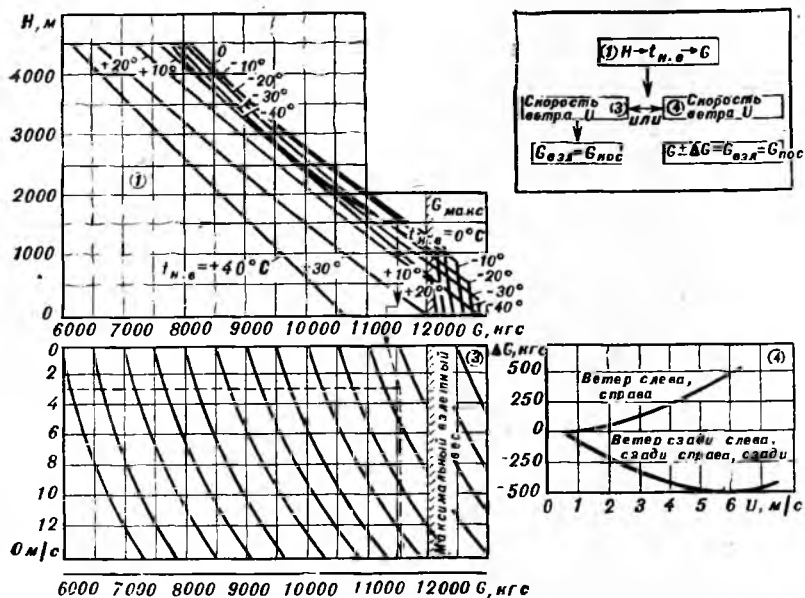


Рис. 1.2. Номограмма для определения предельного допустимого веса вертолета при взлете и посадке по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки (высота висения 3 м от поверхности площадки до колес шасси)

1.6.3. Для определения предельного полетного веса в условиях безветрия необходимо:

- по графику 1 найти вес для заданной высоты площадки и температуры наружного воздуха;
- по графику 2 найти для тех же условий поправку к весу вертолета (только без использования воздушной подушки);
- из веса, найденного по графику 1, вычесть поправку.

Для учета влияния встречного ветра на полетный вес вертолета служит нижняя часть номограммы, обозначенная цифрой 3 (в кружке).

Для учета влияния бокового ветра и ветра сзади на полетный вес вертолета служит график, обозначенный цифрой 4 (в кружке).

Чтобы учесть влияние ветра сбоку и сзади, к значению веса, определенному в штилевых условиях, добавить поправку (со своим знаком), определенную по графику 4.

При определении предельного полетного веса с учетом влияния ветра следует иметь в виду, что как направление, так и скорость ветра могут изменяться в процессе взлета и посадки.

При отсутствии данных о ветре скорость его принимать равной нулю.

1.6.4. Определенный с помощью номограммы на рис. 1.1 вес является предельным полетным весом вертолета для висения вне зоны влияния воздушной подушки; на вертолете с предельным полетным весом можно выполнять вертикальный взлет с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки и посадку с зависанием вне этой зоны.

Над ограниченной высокогорной площадкой висение с предельным полетным весом разрешается при боковом ветре, имеющем скорость не более 5 м/с. Развороты на висении с предельным полетным весом выполнять с угловой скоростью не более 6 °/с с учетом допустимой скорости бокового ветра.

1.6.5. Определенный с помощью номограммы на рис. 1.2 вес является предельным полетным весом для выполнения взлетов и посадок в зоне влияния воздушной подушки на площадках, расположенных на высотах до 3000 м относительно уровня моря.

По мере увеличения высоты местонахождения площадки относительно уровня моря отмечается тенденция к увеличению просадки вертолета на разгоне в процессе взлета по вертолетному, особенно заметная на площадках, расположенных на высотах более 3000 м.

В целях исключения непреднамеренного касания колеса-ми шасси неровностей грунта высота контрольного висения на площадках, расположенных выше 3000 м, должна быть увеличена до 4 м.

Так как номограмма на рис. 1.2 построена для условия, когда контрольное висение выполняется на высоте 3 м над площадкой, то для обеспечения контрольного висения на высоте 4 м вес, найденный по этой номограмме, необходимо уменьшить на 250 кгс.

1.6.6. У различных вертолетов тяга несущего винта на взлетном режиме может отличаться от стандартной на 200—300 кгс в сторону уменьшения. Поэтому перед полетом необходимо на контрольном висении проверить, соответствует ли тяга несущего винта вертолета предельному взлетному весу, определенному по номограммам.

1.6.7. При включении противообледенительной системы двигателей, несущего и рулевого винтов величина предельного веса, определенного по номограммам, должна быть уменьшена на 1000 кгс, при включении только противообледенительной системы двигателей — на 750 кгс.

1.6.8. Если при определении предельного взлетного веса с помощью номограммы на рис. 1.1 поправка к весу, определенная по графику 2, для заданных условий (высоты расположения площадки и температуры наружного воздуха) оказалась равной нулю, то вертолет с найденным по номограмме весом на контрольном висении должен висеть при взлетном режиме работы двигателей вне зоны влияния воздушной подушки. При отличии поправки к весу от нуля вертолет на контрольном висении вне зоны влияния воздушной подушки должен висеть на режиме работы двигателей несколько ниже взлетного.

Если предельный взлетный вес определяется с помощью номограммы на рис. 1.2, то вертолет с найденным по номограмме весом на контрольном висении при взлетном режиме работы двигателей должен висеть на высоте 3 м (от основных колес шасси до поверхности площадки) при расположении площадки ниже 3000 м и на высоте 4 м при расположении площадки выше 3000 м относительно уровня моря.

При несоблюдении этих условий полетный вес должен быть уменьшен (чтобы эти условия висения обеспечивались).

1.6.9. Для пояснения пользования номограммами на них изображен ключ и приведен пример определения предельного полетного веса.

Пример. Определить предельный полетный вес вертолета для взлета с площадки, расположенной на высоте 2000 м над уровнем моря, при температуре наружного воздуха плюс 20° С и скорости ветра 6 м/с без учета влияния воздушной подушки.

Решение. По графику 1 (рис. 1.1) находим вес вертолета без учета поправки на обеспечение запаса хода правой педали, для чего на шкале «Барометрическая высота», обозначенной индексом H , находим отметку 2000 м и проводим от нее горизонтальную прямую до линии с отметкой $t_{н.в} = +20^\circ \text{С}$. Из полученной точки проводим вертикаль до горизонтальной шкалы и определяем вес вертолета без учета поправки на обеспечение запаса путевого управления 9260 кгс.

По графику 2 находим поправку к найденному весу, для чего по шкале температур наружного воздуха, обозначенной индексом $t_{н.в}$, находим отметку +20° С. Заданная вы-

сота площадки (2000 м) превышает высоту 1500 м, поэтому из точки с отметкой $+20^{\circ}\text{C}$ проводим вертикальную прямую до пересечения с линией, имеющей отметку $H=1500$ м.

Из полученной точки проводим горизонтальную линию до пересечения с вертикальной шкалой, имеющей индекс ΔG , и определяем поправку к весу — 200 кгс. Из веса 9260 кгс, найденного по графику 1, вычитаем поправку к весу — 200 кгс, найденную по графику 2 (как это условно показано на графике 1 горизонтальной стрелкой по оси G), и определяем предельный вес вертолета в штилевых условиях — 9060 кгс.

Чтобы учесть влияние встречного ветра, воспользуемся нижней частью номограммы.

На вертикальной шкале графика 3, где скорость ветра обозначена индексом U , находим отметку 6 м/с и проводим от нее горизонтальную линию.

Из точки на горизонтальной шкале с отметкой 9060 кгс (соответствующей найденному весу для штилевых условий) проводим линию, эквидистантную изображенным на графике 3 кривым, до пересечения с проведенной горизонтальной линией.

Из полученной точки проводим вниз вертикальную линию и по горизонтальной шкале определяем, что предельный вес вертолета с учетом влияния ветра спереди будет 9650 кгс.

Чтобы учесть влияние ветра сбоку или сзади, воспользуемся графиком 4.

Определим для заданных условий ($H=2000$ м, $t_{н.в} = +20^{\circ}\text{C}$) величину предельного веса при ветре сзади со скоростью 4 м/с.

По графику 4 на горизонтальной шкале, где скорость ветра обозначена индексом U , находим отметку 4 м/с и проводим от нее вертикальную линию вниз до пересечения с линией с надписью «Ветер сзади», от точки пересечения проводим горизонтальную линию до пересечения с вертикальной шкалой, обозначенной индексом ΔG , и определяем поправку к весу, равному минус 500 кгс.

Из веса 9060 кгс (для штилевых условий) вычитаем поправку 500 кгс и определяем, что предельный вес вертолета с учетом влияния ветра сзади будет 8560 кгс.

Для определения предельного полетного веса вертолета для взлета по-вертолетному с использованием влияния воздушной подушки необходимо использовать графики на рис. 1.2 в той же последовательности.

1.6.10. Для определения предельного полетного веса вертолета при взлете и посадке по-самолетному найти по номограмме на рис. 1.1 его вес без учета поправки и увеличить

этот вес на 1000 кгс, если площадка расположена на высоте до 1500 м, и на 800 кгс, если площадка расположена выше 1500 м относительно уровня моря.

Полученный результат (если он не превышает 12 000 кгс) будет предельным весом для взлета и посадки по-самолетному в заданных условиях.

Во всех случаях предельный вес не должен превышать максимального взлетного веса вертолета 12 000 кгс.

1.7. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ, РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

1.7.1. Общие указания

Дальность, радиус и продолжительность полета при заданной нагрузке зависят от запаса топлива и режима полета.

Режим полета задается высотой и приборной скоростью. Число оборотов несущего винта на вертолете поддерживается в определенных пределах системой автоматического регулирования.

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

Высота полета

Как правило, полеты вертолетов производятся на малых высотах. Однако в тех случаях, когда необходимо получить наибольшую дальность, полет следует производить на высотах 2000 — 3000 м, где дальность полета примерно на 15% больше, чем на малых высотах.

Скорость полета

Во всех случаях, когда условиями задания не требуется использовать повышенные или пониженные скорости, маршрутные полеты следует производить на скоростях наибольшей дальности или близких к ним в пределах ± 20 км/ч на высотах 1500 м и ниже. 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 повышенных температурах наружного воздуха (по сравнению со стандартной) потребный режим работы двигателей может превысить крейсерский. В этом случае, если нет необходимости в полете на повышенной скорости, следует уменьшить скорость полета так, чтобы режим работы не превышал крейсерского. Уменьшение скорости, как правило, не превышает 20 км/ч.

Наибольшая продолжительность полета на всех высотах получается при полете вертолета с приборной скоростью 120 — 130 км/ч. Часовой и километровый расходы топлива приведены в табл. 1.6, режимы наибольшей дальности и продолжительности полета — в табл. 1.7.

Полетный вес

Нагрузка и заправка топливом определяют взлетный и посадочный веса вертолета, которые не должны превышать предельного, определяемого по номограммам на рис. 1.1 и 1.2 для выбранных способов взлета и посадки и фактических атмосферных условий на месте взлета и посадки.

Аэродинамика вертолета

Материалы по расходу топлива приведены для вертолета Ми-8Т без каких-либо внешних подвесок и дополнительных установок с закрытыми створками грузового люка.

Груз, транспортируемый на внешней подвеске, создает значительное сопротивление, затрудняет нормальное пилотирование вертолета из-за раскачивания груза, большого отрицательного тангажа и других причин, ввиду чего наибольшие скорости полета меньше наивыгоднейших (около 200 км/ч). Все это приводит к увеличению километрового расхода топлива и уменьшению дальности полета.

Величины дальности и продолжительности полета на высоте 300 м. при транспортировке некоторых грузов на внешней подвеске приведены в табл. 1.9.

Эти данные могут быть использованы также при транспортировке на внешней подвеске грузов другого вида, близких по габаритам и весу к указанным в таблице. При этом необходимо путем постепенного увеличения скорости определить наибольшую скорость полета, на которой возможно нормальное пилотирование вертолета, и на этой скорости выполнять полет.

Отбор воздуха от двигателей

Данные, указанные в Инструкции, приведены без учета отбора воздуха от двигателей на нужды противообледенительной системы.

При включении ПОС километровый и часовой расход топлива увеличивается: на высоте до 1000 м — на 6%; на высоте 1000 м и более — на 12%.

Направление и скорость ветра

Ветер существенно влияет на дальность полета при полетах в одном направлении (перелетах). При полетах с возвращением на аэродром вылета (полет на радиус, по замкнутому маршруту) влияние ветра менее значительно.

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. Порядок учета ветра указан в ст. 1.7.4 настоящей Инструкции.

Гарантийный запас топлива

Для обеспечения безопасности маршрутных полетов устанавливается гарантийный запас топлива не менее минимального, равного для вертолета Ми-8Т 140 кгс.

Минимальный гарантийный запас топлива учитывает возможное увеличение расхода топлива по сравнению с расчетным вследствие неточности 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 невыработаемым остатком топлива входит в расчетный остаток топлива при посадке.

1.7.2. Исходные данные для расчета дальности (радиуса) и продолжительности полета

При расчете дальности и продолжительности полета и заправки топлива учитываются:

- расход топлива W_n , путь L_n и время t_n при взлете и наборе высоты на режиме максимальной скороподъемности в зависимости от взлетного веса вертолета согласно табл. 1.4;

- километровый и часовой расход топлива q и Q в зависимости от полетного веса вертолета на участке горизонтального полета для заданной высоты и скорости полета согласно табл. 1.6;

- расход топлива $W_{сн}$, путь $L_{сн}$ и время $t_{сн}$ при снижении и посадке согласно табл. 1.5;

- невырабатываемый остаток топлива $W_{невыр} = 20$ кгс;

- гарантийный запас топлива $W_{г.з}$ не менее 140 кгс.

При запуске и опробовании двигателей, рулении на старт расходуется 30 кгс топлива в течение 5 мин (средний минутный расход 6 кгс/мин).

Кроме того, необходимо учитывать расход топлива, равный 1 кгс/мин, при работе агрегата АИ-8 на бортсеть до запуска двигателей без последующей дозаправки вертолета и работе агрегата в полете.

При расчете радиуса и продолжительности полета в конечный пункт радиуса и обратно дополнительно учитывается при разгрузке или погрузке груза расход топлива при работе двигателей на земле в течение 8 мин перед вылетом в исходный пункт $W_{зем} = 50$ 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 $W_{взл}$, вес нагрузки $G_{нагр}$.

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

$$G = G_{сн} + G_{нагр} + W,$$

при этом взлетный вес и расчетный посадочный вес равны:

$$G_{взл} = G_{сн} + G_{нагр} + W_{взл};$$

$$W_{взл} = W_{полн} - W_{зем};$$

$$G_{пос} = G_{сн} + G_{нагр} + W_{пос};$$

$$W_{пос} = W_{гар} + W_{невыр},$$

где G и W — текущие значения веса вертолета и остатка топлива;

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

$G_{\text{пос}}$ и $W_{\text{пос}}$ — расчетный посадочный вес вертолета и расчетный остаток топлива при посадке;

$G_{\text{сн}}$ — вес снаряженного вертолета (вес вертолета без топлива и нагрузки), в который входит вес пустого вертолета (по формуляру), служебной нагрузки и экипажа (экипаж 3 человека), составляющий 340 кгс;

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

$W_{\text{полн}}$ — полный запас топлива — количество заправленного топлива по топливомеру, умноженное на фактическую плотность топлива.

1.7.3. Общий метод расчета дальности, радиуса, продолжительности полета и количества заправляемого топлива

В эксплуатации наиболее часто встречаются задачи трех типов:

1 — определение максимальной дальности (радиуса) полета при перевозке заданного груза;

2 — определение потребного количества топлива (заправки) или остатка топлива для полета на заданную дальность (радиус) с данной нагрузкой;

3 — определение максимального веса груза при перевозке его на заданную дальность (радиус).

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 этапы полета.

Например, для полета на постоянной высоте с постоянной скоростью граничными точками будут взлет, конец набора высоты и начало горизонтального полета, конец горизонтального полета, начало снижения и посадка.

Для наглядности и удобства проведения вычислений, их проверки и контроля расчет производить на бланке установленной формы (рис. 1.14), в котором схематически изображается профиль полета.

Расчет начинается с одного из участков, для которого в одной из граничных точек известен вес вертолета. Такими граничными точками обычно являются точки, соответствующие взлету или посадке вертолета, но это может быть и точка в середине профиля полета. Например, при решении задач типа 1 известны взлетный и посадочный веса вертолета, при решении задач типа 2 — только посадочный вес.

На участках набора высоты и снижения характеристики определяются в соответствии с табл. 1.4 и 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' и G'' , то определяются:

— средний вес вертолета

$$G_{\text{ср}} = 0,5 (G' + G'');$$

— километровый расход топлива q для найденного значения среднего веса вертолета;

— часовой расход топлива

$$Q = qV;$$

— расход топлива на участке

$$\Delta W = G' - G'';$$

— пройденный путь на участке

$$\Delta L = \frac{\Delta W}{q};$$

— время полета на участке

$$\Delta t = \frac{\Delta L}{V}.$$

Если известен вес вертолета в начале участка горизонтального полета G' и задана протяженность участка, то определяются:

— средний вес вертолета

$$G_{\text{ср}} = G' - 0,47q'\Delta L,$$

где q' определяется для веса вертолета G' ;

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

— часовой расход топлива

$$Q = qV;$$

— расход топлива на участке

$$\Delta W = q \Delta L;$$

— вес вертолета в конце участка

$$G'' = G' - \Delta W;$$

— время полета на участке

$$\Delta t = \frac{\Delta L}{V}.$$

Если известен вес вертолета в конце участка горизонтального полета G'' и задана протяженность участка, то определяются:

— средний вес вертолета

$$G_{\text{ср}} = G'' + 0,53q'' \Delta L,$$

где q'' находится для веса вертолета G'' ;

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

— часовой расход топлива

$$Q = qV;$$

— расход топлива на участке

$$\Delta W = q \Delta L;$$

— вес вертолета в начале участка

$$G' = G'' + \Delta W;$$

— 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 взлета вертолета.

1.7.4. Определение дальности, радиуса и продолжительности полета, заправки топлива при полете на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности с помощью графиков

Графики рис. 1.3—1.12 рассчитаны для полета на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности и связывают между собой пройденное вертолетом расстояние от взлета до посадки, потребное для этого количество топли-

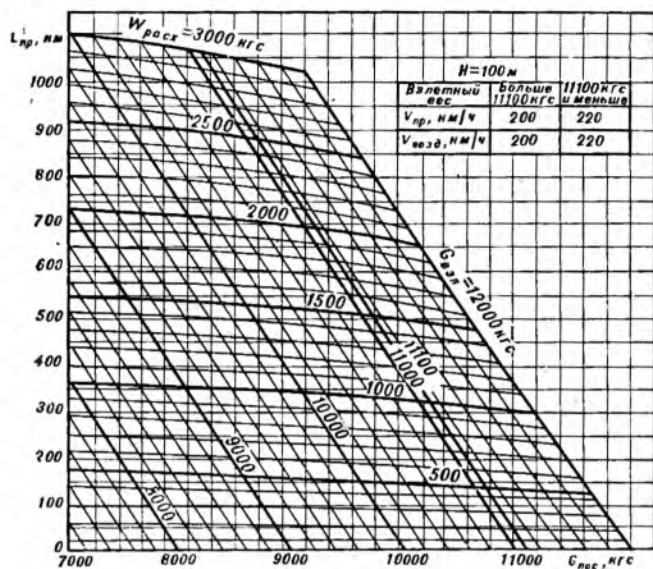


Рис. 1.3. Дальность полета на высоте 100 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

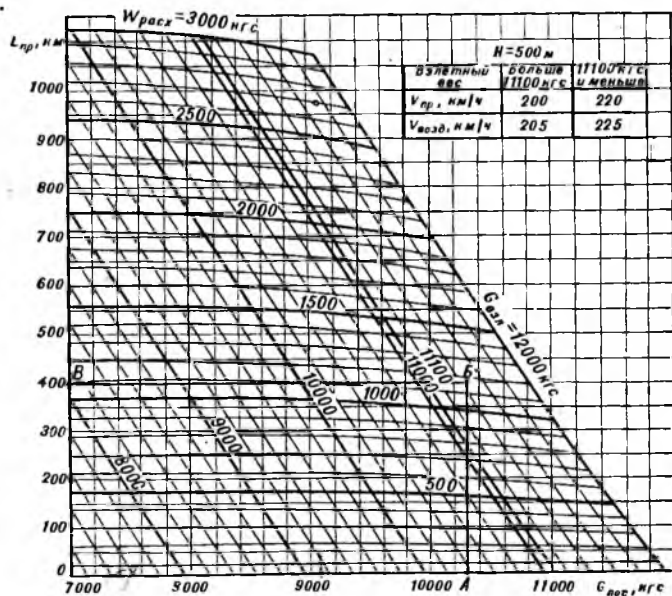


Рис. 1.4. Дальность полета на высоте 500 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

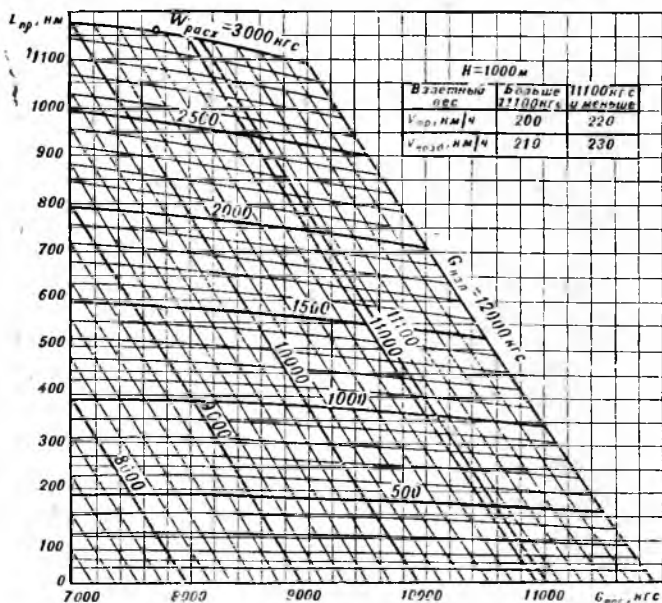


Рис. 1.5. Дальность полета на высоте 1000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

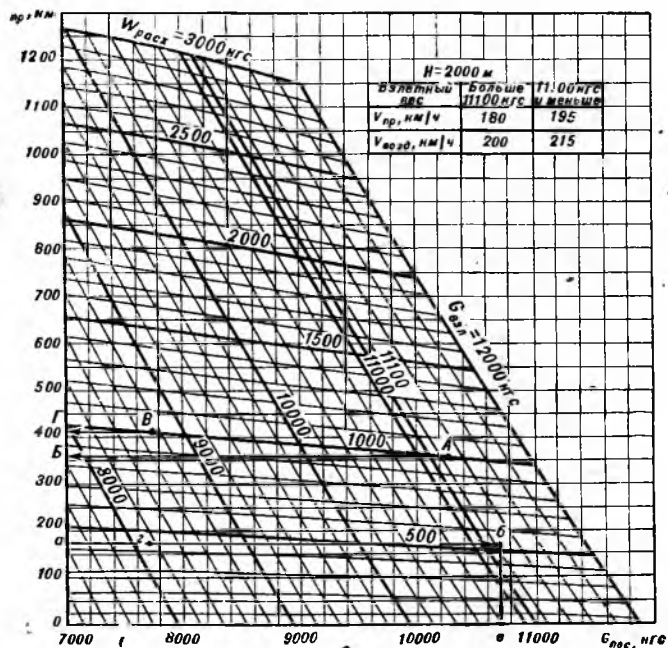


Рис. 1.6. Дальность полета на высоте 2000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

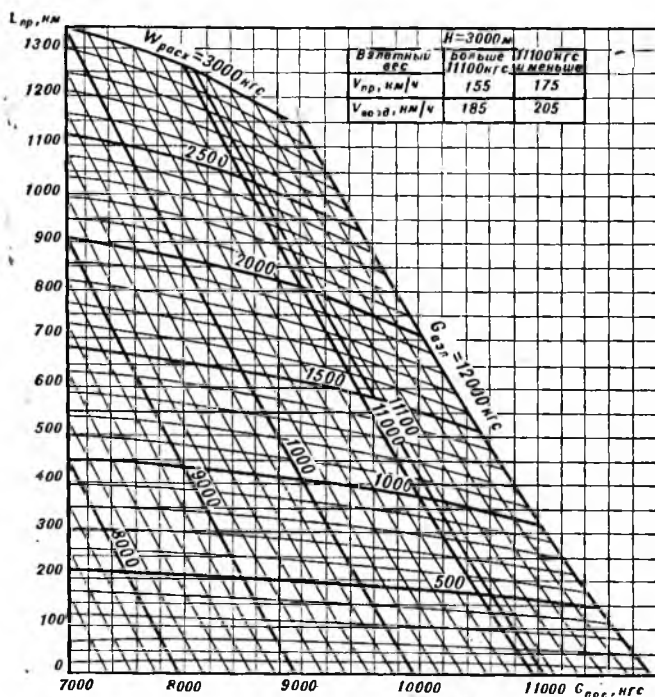


Рис. 1.7. Дальность полета на высоте 3000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

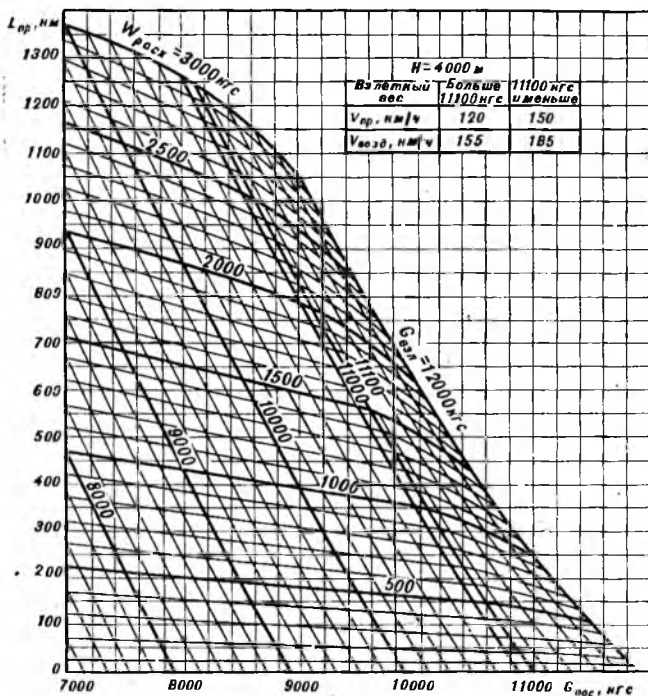


Рис. 1.8. Дальность полета на высоте 4000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

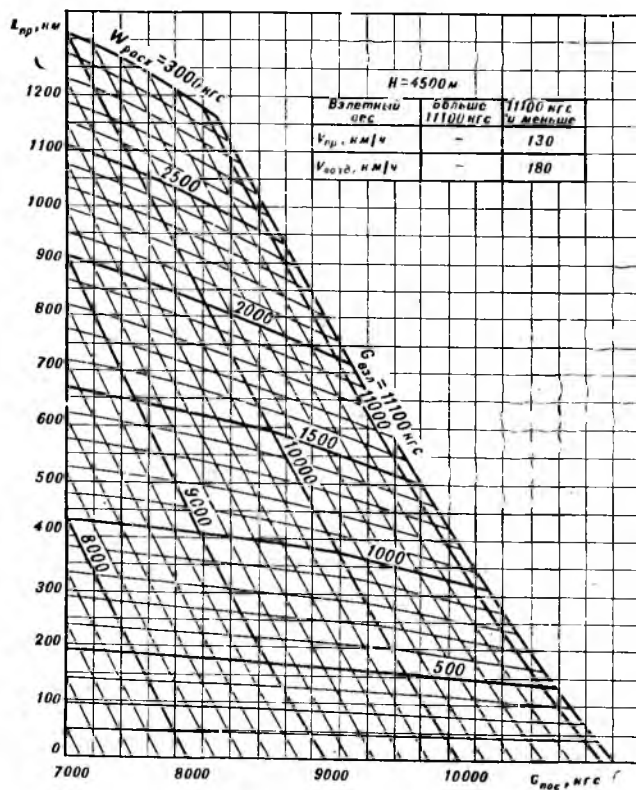


Рис. 1.9. Дальность полета на высоте 4500 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

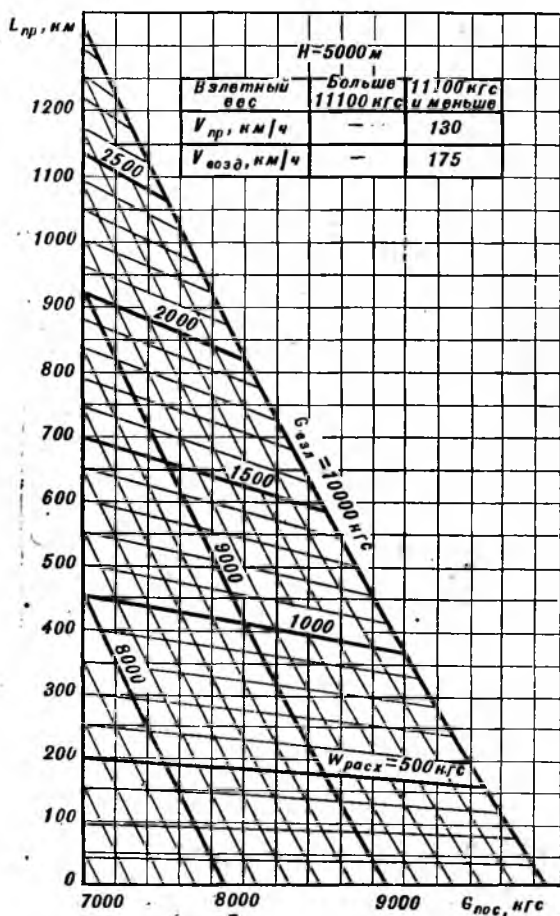


Рис. 1.10. Дальность полета на высоте 5000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

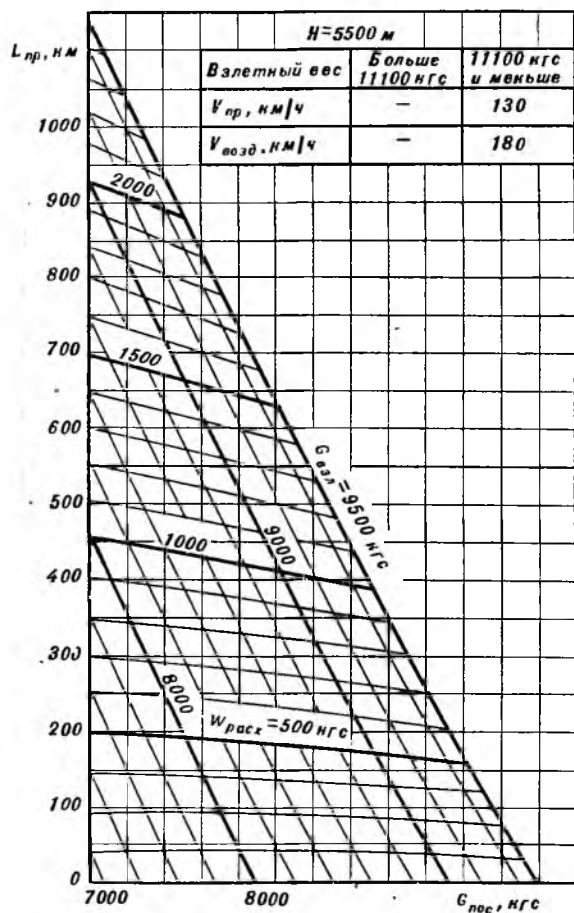


Рис. 1.11. Дальность полета на высоте 5500 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

ва $W_{\text{потр}}$ (расход топлива за полет $W_{\text{расх}}$), взлетный и посадочный веса вертолета. Задавшись двумя любыми величинами, можно найти на графике точку и определить недостающие величины.

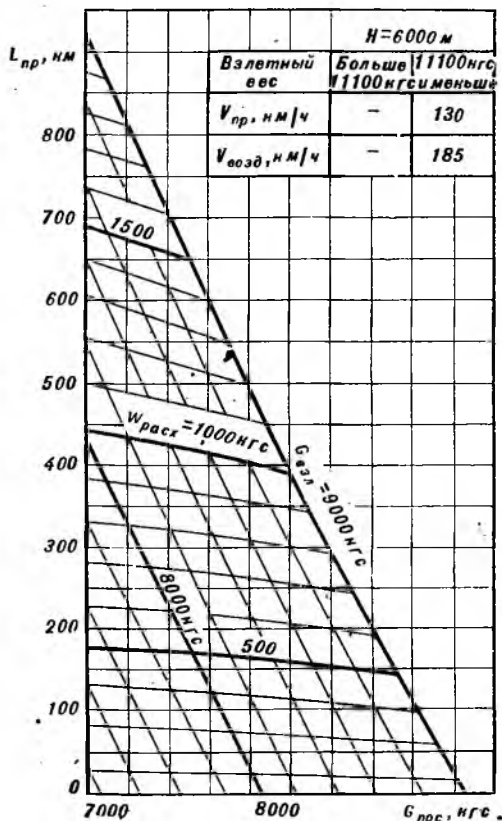


Рис. 1.12. Дальность полета на высоте 6000 м, расход топлива за полет, взлетный и посадочный веса

а) Определение максимальной дальности полета при перевозке заданного груза

Для определения максимальной дальности полета при перевозке заданного груза с помощью графиков рис. 1.3÷1.12 необходимо:

— определить максимальный взлетный вес для конкретных условий взлета (рис. 1.1 и 1.2), неизменный вес

вертолета и вес нагрузки с учетом веса приспособлений для перевозки груза;

— определить, исходя из максимального взлетного веса вертолета, запас топлива при взлете

$$W_{\text{взл}} = G_{\text{взл}} - G_{\text{сн}} - G_{\text{нагр}};$$

— найти полный запас топлива (заправку)

$$W_{\text{полн}} = W_{\text{взл}} + W_{\text{зем}};$$

— определить потребный запас топлива для полета

$$W_{\text{потр}} = W_{\text{полн}} - W_{\text{зем}} - W_{\text{гар}} - W_{\text{невыр}};$$

— на графике, соответствующем заданной высоте полета, по значениям взлетного веса и потребного запаса топлива на полет определить дальность полета.

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 не задан.

Для этого по посадочному весу

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

и заданной дальности полета на соответствующем графике рис. 1.3—1.12 определим потребный запас топлива на полет, после этого — полный запас топлива и взлетный вес:

$$W_{\text{полн}} = W_{\text{потр}} + W_{\text{зем}} + W_{\text{гар}} + W_{\text{невыр}};$$

$$G_{\text{взл}} = G_{\text{сн}} + G_{\text{нагр}} + W_{\text{полн}}.$$

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

По максимальному взлетному весу и заданному расстоянию с помощью соответствующего графика рис. 1.3—1.12 определяем потребный запас топлива и подсчитываем максимальный вес груза с учетом приспособлений для его перевозки:

$$G_{\text{нагр}} = G_{\text{взл}} - G_{\text{сн}} - (W_{\text{потр}} + W_{\text{гар}} + W_{\text{невыр}}).$$

г) Определение максимального радиуса полета

Максимальный радиус полета $R_{\text{макс}}$ определяется также с помощью графиков на рис. 1.3—1.12.

Для этого необходимо подсчитать взлетный вес вертолета $G_{\text{взл}_1}$ с грузом $G_{\text{нагр}_1}$ при полете в конечный пункт радиуса и взлетный вес $G'_{\text{взл}_2}$ с грузом $G_{\text{нагр}_2}$ при полете обратно в соответствии с весами перевозимых грузов

$$G'_{\text{взл}_2} = G_{\text{взл}_1} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2}$$

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

При этом $G_{\text{взл}_1}$ не должен быть больше максимального или предельного веса, определенного для фактических условий взлета и посадки.

Если $G_{\text{взл}_1}$ получился больше 11100 кгс, то необходимо определить остаток топлива, при котором должна быть произведена смена режимов полета.

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

$$W_{\text{взл}} = G_{\text{взл}_1} - G_{\text{сн}} - G_{\text{нагр}_1}$$

Потребный запас топлива

$$W_{\text{потр}_1} = W_{\text{взл}} - W_{\text{гар}} - W_{\text{невыр}}$$

По величинам $G_{\text{взл}_1}$ и $W_{\text{потр}_1}$ определяется дальность полета L_1 .

Далее по взлетному весу $G_{\text{взл}_2}$ и потребному запасу топлива $W_{\text{потр}_1}$ по графику, соответствующему высоте, выбранной для полета в исходный пункт, определяется дальность полета L_2 .

Радиус полета рассчитывается по формуле

$$R_{\text{макс}} = \frac{L_1 + L_2}{4} - \Delta R,$$

где ΔR — уменьшение радиуса полета за счет снижения и посадки, разгрузки или погрузки груза, взлета и набора высоты в конечном пункте радиуса;

L_1 и L_2 — условные дальности полета, которые пролетел бы вертолет при израсходовании топлива $W_{\text{потр}_1}$ соответственно на режимах полета из исходного пункта и из конечного.

Величины ΔR для различных высот полета приведены в табл. 1.3.

Когда полеты в конечный пункт радиуса и обратно выполняются на разных высотах, для ΔR берется среднее значение.

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

По найденному $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл}_1}$ определяем $W_{\text{-----}}$ и посадочный вес вертолета $G_{\text{пос}}$ в конечном пункте радиуса, после этого определяем взлетный вес:

$$G_{\text{взл}_2} = G_{\text{пос}} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2} - W_{\text{зем}}.$$

По $G_{\text{взл}_2}$ и $R_{\text{макс}}$ по графику, соответствующему выбранной высоте полета из конечного пункта радиуса, определяется $W_{\text{потр}_2}$.

При этом взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$ не должен превосходить максимального веса 12000 кгс или быть больше предельного веса, определенного для фактических условий взлета в конечном пункте радиуса. Если же взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$ меньше 12000 кгс, но больше 11100 кгс, то необходимо определить остаток топлива, при котором производится смена режимов полета.

Радиус полета с учетом влияния ветра определяется по графику на рис. 1.13, причем скорость эквивалентного ветра определяется по табл. 1.8 для условий полета в конечный пункт радиуса.

При необходимости определить радиус или дальность полета на высоте, для которой на рис. 1.3—1.12 не имеется графика, расчет радиуса или дальности полета производится в следующем порядке.

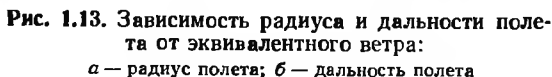
При наличии графика для высоты полета, которая отличается от заданной не более чем на 250 м, расчет производится по этому графику. В противном случае расчет производится по двум графикам с высотами, между которыми заключена заданная высота, и полученные результаты осредняются.

Продолжительность полета определяется по величинам радиуса или дальности, скорости полета с учетом ветра и температуры наружного воздуха, по времени и пути при наборе высоты и снижении согласно табл. 1.4—1.5.

При отсутствии сведений о ветре и температуре наружного воздуха расчет ведется по воздушной скорости в стандартных атмосферных условиях, указанной на рис. 1.3—1.12.

1.7.5. Особенности расчета радиуса и дальности при полете в горах

При полете в горах радиус и дальность полета должны быть рассчитаны с учетом дополнительного ограничения,



Чтобы убедиться, что это дополнительное ограничение выполнено, необходимо после обычного расчета радиуса или дальности полета по графикам на рис. 1.3—1.12 проверить расчет веса вертолета при взлете или посадке на выскогорной площадке. 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, 1.2.

В том 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 по графикам на рис. 1.3—1.12 согласно подразделу 1.7.4, подпункт г, определяется максимальный радиус полета $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл}_1}$ для стандартных условий.

Посадочный вес на высокогорной площадке определяется по графикам на рис. 1.3—1.12, для чего находится точка пересечения линий, соответствующих $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл}_1}$, из нее опускается перпендикуляр до пересечения с горизонтальной осью посадочного веса и в точке пересечения определяется посадочный вес $G_{\text{пос}_1}$.

Если $G_{\text{пос}_1}$ меньше предельного веса $G_{\text{пред}_2}$, определенного для фактических или предполагаемых условий и способа посадки, то вылет из исходного пункта, отстоящего от высокогорной площадки на расстоянии $R_{\text{макс}}$, должен быть произведен с взлетным весом $G_{\text{взл}_1}$.

Если же фактическое расстояние от пункта вылета до высокогорной площадки, равное R , меньше $R_{\text{макс}}$, то по графикам на рис. 1.3—1.12 находятся наибольший взлетный вес $G'_{\text{взл}_1}$ и наибольшая заправка, с которыми надо вылетать из исходного пункта, с тем чтобы при посадке на высокогорной площадке не превысить предельного веса и иметь наибольший запас топлива для полета. При этом $G'_{\text{взл}_1}$ не должен превышать максимального или предельного веса $G_{\text{пред}_1}$ в пункте вылета, потребный расход топлива — располагаемого запаса топлива, а посадочный вес на высокогорной площадке $G_{\text{пос}_1}$ — предельного веса $G_{\text{пред}_2}$.

Потребный запас топлива при полете на высокогорную площадку равен

$$W_{\text{потр}_1} = W_{\text{полн}} - W_{\text{зем}_1} - W_{\text{потр}_2} - W_{\text{зем}_2} - W_{\text{гар}} - W_{\text{невыр}},$$

где $W_{\text{потр}_2}$ — потребный расход топлива при возвращении с высокогорной площадки в пункт вылета; он определяется по графикам на рис. 1.3 ÷ 1.12 по величинам $G_{\text{взл}_2}$ и $R_{\text{макс}}$;

$W_{\text{зем}_2}$ — расход топлива на земле в пункте посадки.

Чтобы определить $G'_{\text{взл}_1}$, на графике рис. 1.3 ÷ 1.12 проводится горизонтальная линия, соответствующая расстоянию R , на ней отмечаются точки пересечения ее с линиями, соответствующими максимальному или предельному весу $G_{\text{пред}_1}$ в пункте вылета, потребному запасу топлива $W_{\text{потр}_1}$ и посадочному весу $G'_{\text{пос}_1} = G_{\text{пред}_2}$. Из трех точек пересечения выбирается точка, имеющая наименьший посадочный вес, т. е. наиболее левая точка. Это и есть искомая точка, для нее определяются $G'_{\text{взл}_1}$ и $W_{\text{потр}_1}$. Далее подсчитывается наибольший полный запас топлива перед вылетом из исходного пункта. Он равен

$$W_{\text{полн}} = W_{\text{зем}_1} + W_{\text{потр}_1} + W_{\text{зем}_2} + W_{\text{потр}_2} + \\ + W_{\text{гар}} + W_{\text{невыр}}.$$

Поверочный расчет посадочного веса в ходе расчета дальности полета при перевозке груза на высокогорную площадку производится аналогично. Если при этом посадочный вес получился 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; он определяется расстоянием, которое пролетит вертолет, возвращаясь в пункт вылета после разгрузки на высокогорной площадке при условии, что посадка на высокогорной площадке произведена с весом, равным предельному.

Взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$ при взлете с высокогорной площадки после разгрузки вертолета равен

$$G_{\text{взл}_2} = G_{\text{пред}_1} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2} - W_{\text{зем}_2}.$$

Для взлетного веса $G_{\text{взл}_2}$ и потребного расхода топлива для возвращения с высокогорной площадки

$$W_{\text{потр}_2} = G_{\text{взл}_2} - G_{\text{нагр}_2} - G_{\text{сн}}$$

по графикам на рис. 1.3 ÷ 1.12 определяется расстояние, которое пролетит вертолет. Это и будет новое значение максимального радиуса полета. Если фактическое расстояние от пункта вылета до высокогорной площадки равно или меньше нового значения максимального радиуса полета, то наибольший взлетный вес и наибольшая заправка топлива

вертолета в пункте вылета находятся, как указано в подразделе 1.7.4.

Если вертолет взлетает из исходного пункта с увеличенной заправкой топлива (по сравнению с полученной согласно подразделу 1.7.5), чтобы обеспечить предварительный осмотр площадки и произвести проходы над ней, то посадку на высокогорной площадке необходимо произвести при остатке топлива, не превышающем $W_{\text{пред}_2}$ более чем на 50 кгс, где $W_{\text{пред}_2}$ — остаток топлива при весе вертолета, равном предельному $G_{\text{пред}_2}$:

$$W_{\text{пред}_2} = W_{\text{зем}_2} + W_{\text{потр}_2} + W_{\text{гар}} + W_{\text{неввр}}.$$

В том случае, когда груз вывозится с высокогорной площадки, производится поверочный расчет взлетного веса вертолета. При этом взлетный вес $G_{\text{взл}_2}$ равен

$$G_{\text{взл}_2} = G_{\text{пос}_1} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2} - W_{\text{зем}_2},$$

где $G_{\text{пос}_1}$ определяется, как указано в подразделе 1.7.4.

Если $G_{\text{взл}_2}$ меньше предельного веса $G_{\text{пред}_2}$, то вылет из исходного пункта, отстоящего от высокогорной площадки на расстояние $R_{\text{макс}}$, должен производиться со взлетным весом $G_{\text{взл}_1}$.

Если фактическое расстояние R между пунктом вылета и высокогорной площадкой меньше $R_{\text{макс}}$, то наибольшие $G'_{\text{взл}_1}$ и $W'_{\text{полн}_1}$ вертолета определяются, как указано в подразделе 1.7.4, г, причем посадочный вес $G'_{\text{пос}_1}$ принимается равным

$$G'_{\text{пос}_1} = G_{\text{пред}_2} - G_{\text{нзгр}_2} + G_{\text{нагр}_1} + W_{\text{зем}_2},$$

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

Если $G_{\text{взл}_2}$ 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. 1.3 ÷ 1.12 для величин $W_{\text{потр}_2}$ и $G_{\text{взл}_2} = G_{\text{пред}_2}$.

Если фактическое расстояние R между пунктом вылета и высокогорной площадкой равно или меньше вновь найденного значения $R'_{\text{макс}}$, то наибольшие значения $G'_{\text{взл}_1}$ и $W'_{\text{полн}_1}$ вертолета в пункте вылета определяются, как ука-

зано в подразделе 1.7.4, г, причем посадочный вес $G'_{\text{пос}}$ принимается равным

$$G'_{\text{пос}} = G_{\text{пред}} - G_{\text{нагр}_1} + G_{\text{нагр}_2} + W_{\text{зем}}.$$

1.7.6. Примеры расчета

Пример 1. Определить максимальную дальность полета вертолета Ми-8Т на высоте 500 м при перевозке (без дополнительных баков) груза весом 2700 кгс. Ветер 40 км/ч, угол ветра 120°. Гарантийный запас топлива 200 кгс.

Решение: а) Так как заправляются только основные топливные баки, то максимальная заправка составляет 1420 кгс.

Располагаемый запас топлива равен:

$$W_{\text{расп}} = 1420 - 200 - 20 = 1200 \text{ кгс.}$$

б) Находим посадочный вес вертолета:

$$G_{\text{пос}} = G_{\text{сн}} + W_{\text{гар}} + W_{\text{невыр}} + G_{\text{нагр}}.$$

В примере принят вес снаряженного вертолета $G_{\text{сн}} = 7380$ кгс (при фактическом расчете — вес пустого вертолета по формуляру).

Тогда

$$G_{\text{пос}} = 7380 + 200 + 20 + 2700 = 10300 \text{ кгс.}$$

в) По графику на рис. 1.4 (для высоты 500 м) определяем максимальную дальность полета в следующем порядке.

Из точки А на горизонтальной оси, соответствующей посадочному весу 10300 кгс, восстанавливаем перпендикуляр и находим точку пересечения его с линией, соответствующей располагаемому запасу топлива 1170 кгс (точка Б). Точке Б соответствуют максимальная дальность полета в безветрие 400 км (точка В) и взлетный вес 11450 кгс. Поскольку взлетный вес больше нормального 11100 кгс, определяем остаток топлива, при котором необходимо произвести смену режимов полета:

$$W_{\text{см}} = 1420 - (11450 - 11100) = 1070 \text{ кгс.}$$

Таким образом, при остатке топлива на борту вертолета больше 1070 кгс необходимо выдерживать приборную скорость полета 200 км/ч, а при остатке топлива, равном 1070 кгс и меньше, полет производить на приборной скорости 220 км/ч.

г) По табл. 1.8 находим скорость эквивалентного ветра; она равна 23 км/ч, ветер — встречный.

На графике (рис. 1.13) из точки B , в которой пересекаются линии $ГВ$ и $БВ$, соответствующие дальности полета в безветрие 400 км и эквивалентному встречному ветру 23 км/ч, проводим линию $ВА$ и находим дальность полета при ветре 350 км.

Пример 2. Определить максимальный радиус полета на высоте 2000 м в безветрие при переброске (без дополнительных баков) груза весом 2500 кгс в конечный пункт радиуса. Исходный и конечный пункты расположены на высоте 500 м, температура наружного воздуха у земли $+30^{\circ}\text{C}$. Взлеты и посадки производятся по-вертолетному с использованием воздушной подушки. Гарантийный запас топлива принять равным 200 кгс.

Решение: а) По номограмме на рис. 1.1 и 1.2 для заданных условий взлета и посадки находим предельный вес $G_{\text{пред1}} = 11250$ кгс.

б) Вес дополнительного груза, не входящего в вес перевозимого груза, равен 150 кгс, в том числе вес лебедки с управлением — 40 кгс, оборудования для транспортировки груза — 110 кгс.

в) Определим потребное количество и полный запас топлива на полет:

$$W_{\text{потр1}} = 11250 - 7380 - 2500 - 150 - 200 - 20 = 1000 \text{ кгс.}$$

$$W_{\text{полн}} = 1000 + 200 + 20 + 30 = 1250 \text{ кгс.}$$

Так как $G_{\text{взл1}}$ больше 11100 кгс, то находим запас топлива, при котором необходимо произвести смену режима полета:

$$W_{\text{см}} = 1250 - (11\,250 - 11\,100) = 1100 \text{ кгс.}$$

г) По величинам $G_{\text{пред1}}$ и $W_{\text{потр1}}$ на графике рис. 1.6 определим $L_1 = 360$ км (точка B).

д) Для того чтобы определить L_2 , определим $G'_{\text{взл2}}$ без нагрузки: $G'_{\text{взл2}} = 11250 - 2500 = 8750$ кгс и $L_2 = 415$ км (точка $Г$).

Максимальный радиус полета равен

$$R_{\text{макс}} = \frac{360 + 415}{4} - 20 = 175 \text{ км.}$$

е) По величинам $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{пред1}}$ на графике рис. 1.6 определим $G_{\text{пос}} = 10720$ кгс (точка $в$), тогда

$$G_{\text{взл2}} = 10\,720 - 2500 - 50 = 8170 \text{ кгс.}$$

ж) По величинам $R_{\text{макс}}$ и $G_{\text{взл}_2}$ на графике 1.6 определим $W_{\text{потр}_2} = 440$ кгс (точка з), тогда

$$W_{\text{полн}_2} = 50 + 440 + 200 + 20 = 710 \text{ кгс.}$$

Пример 3. Вертолет из исходного пункта A должен пролететь в пункт B и из пункта B перевезти людей в пункт B , после чего без дозаправки возвратиться в пункт A . Пункты A , B и B расположены на одной прямой на расстояниях $L_{AB} = 150$ км, $L_{BB} = 150$ км ($L_{BA} = 300$ км). Высота полета 1000 м, ветер при полете из исходного пункта 30 км/ч, угол ветра 30° .

Определить продолжительность полета на участках и наибольшее количество людей, которых можно перевезти из пункта B в пункт B , если взлет из пункта B , имеющего превышение 400 м над уровнем моря, возможен только по вертолетному без использования воздушной подушки; температура наружного воздуха $+30^\circ\text{C}$, минимальная скорость ветра у земли 5 м/с.

Гарантийный остаток топлива принять 200 кгс.

Вес снаряженного вертолета равен 7410 кгс.

Решение: а) Данные, взятые из графика на рис. 1.5, показывают, что без заправки дополнительного бака задание не может быть выполнено, так как для полета на дальность 600 км даже без груза требуется топлива больше 1420 кгс. Следовательно, потребный запас топлива на полет с установкой дополнительного бака будет равен

$$W_{\text{потр}} = 2140 - 30 - 200 - 20 = 1890 \text{ кгс.}$$

Вес дополнительного бака 50 кгс.

б) По номограмме на рис. 1.1 и 1.2 для заданных условий взлета в пункте B определяем $G_{\text{пред}_B} = 10\,270$ кгс.

в) Определяем воздушные пути, проходимые вертолетом на участках. По табл. 1.8 находим скорость эквивалентного ветра 25 км/ч, ветер: попутный — на участках AB и BB , встречный — на участке BA . По графику на рис. 1.13 находим воздушный путь на каждом участке в точке пересечения линии, соответствующей эквивалентному ветру 25 км/ч, и линии попутного или встречного ветра, выходящей из точки вертикальной оси, соответствующей протяженности участка.

Получаем $L'_{AB} = 130$ км, $L'_{BB} = 130$ км и $L'_{BA} = 345$ км.

г) Начиная с последнего участка, подсчитываем

$$G_{\text{пос}_A} = 7410 + 50 + 200 + 20 = 7680 \text{ кгс.}$$

По графику на рис. 1.5 для $L'_{BA} = 345$ км и $G_{\text{пос}_A} =$

≈ 7680 кгс находим $W_{BA} = 890$ кгс. Взлетный вес в пункте B будет равен

$$G_{взл\ B} = 7680 + 890 = 8570 \text{ кгс.}$$

Так как в пункте B взлет может быть произведен с взлетным весом не больше предельного ($G_{взл\ B} = G_{пред\ B} = 10\ 270$ кгс), то по этому взлетному весу и расстоянию $L'_{BB} = 130$ км определяем расход топлива на участке BB $W_{BB} = 380$ кгс и посадочный вес вертолета в пункте B $G_{пос\ B} = 9890$ кгс. Разница между посадочными и взлетным весами в пункте B составляет вес нагрузки (людей) и топлива, расходуемого при работе двигателей на земле ($W_{зем2} = 50$ кгс). Таким образом, максимальный вес нагрузки равен

$$9890 - 8570 - 50 = 1270 \text{ кгс.}$$

Принимая вес каждого человека по 90 кгс, на вертолете из пункта B в пункт B можно перевезти не более 14 человек, общий вес их составит 1260 кгс, т. е. на 10 кгс меньше максимальной нагрузки. Поэтому уточненное значение взлетного веса в пункте B равно 10 260 кгс. Тогда посадочный вес вертолета в пункте B составит

$$10\ 260 - 1260 + 50 = 9050 \text{ кгс.}$$

По этому посадочному весу и расстоянию $L'_{AB} = 130$ км находим расход топлива на участке AB $W_{AB} = 370$ кгс и определяем взлетный вес в исходном пункте A . Он равен

$$W_{взл\ A} = 9050 + 370 = 9420 \text{ кгс.}$$

Общий расход топлива равен

$$\begin{aligned} W_{потр} &= W_{AB} + W_{зем1} + W_{BB} + W_{зем2} + W_{BA} = \\ &= 370 + 50 + 380 + 50 + 890 = 1740 \text{ кгс,} \end{aligned}$$

что меньше располагаемого запаса топлива (1890 кгс). Следовательно, задание может быть выполнено с перевозкой 14 человек.

д) Продолжительность полета на участках подсчитывается по формуле

$$t = t_n + \frac{L - L_n - L_{сн}}{W} 60 + t_{сн},$$

где t_n , $t_{сн}$ и L_n , $L_{сн}$ — соответственно время и путь при наборе высоты и снижении, W — путевая скорость на участке.

По табл. 1.4 по величине взлетного веса находим путь и время при наборе высоты:

- на участке *АВ* — 5 км и 4 мин;
- на участке *БВ* — 5 км и 4 мин;
- на участке *ВА* — 5 км и 3 мин.

По табл. 1.5 находим путь и время при снижении, одинаковые для всех участков: 10 км и 4 мин.

Путевая скорость на участках *АВ* и *БВ* одинакова; она равна

$$W = 230 + 25 = 255 \text{ км/ч.}$$

а на участке *ВА* равна

$$W = 230 - 25 = 205 \text{ км/ч.}$$

Определяем продолжительность полета на участках:

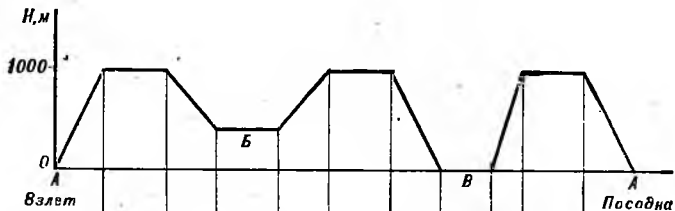
$$t_{AB} = 4 + \frac{150 - 5 - 10}{255} 60 + 4 = 40 \text{ мин.}$$

$$t_{BV} = 4 + \frac{150 - 5 - 10}{255} 60 + 4 = 40 \text{ мин.}$$

$$t_{VA} = 3 + \frac{300 - 5 - 10}{205} 60 + 4 = 1 \text{ ч } 30 \text{ мин.}$$

Таблица 1.3

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



Длина участка, км	5	135	10		5	135	10		5	285	10
Время полета на участке, мин	4	32	4		4	32	4		3	83	4
Приборная скорость полета, км/ч	120	220	140		120	220	140		120	220	140
Воздушная скорость полета, км/ч		230				230				230	
Путевая скорость, км/ч		255				255				205	
Часовой расход топлива, кг/с	675	60	450		675	610	450		675	580	450
Расход топлива на участке, кг/л	45/60	300/385	25/30	50/65	30/40	320/415	30/40	50/65	40/50	820/1060	30/40
Остаток топлива, кг/л	2116	2065	1765	1740	1690	1660	1340	1310	1260	1220	400
Всего топлива, кг/л	2720	2665	2275	2245	2180	2140	1730	1690	1625	1575	575
Вес вертолета, кг	9420	9375	9075	9050	10260	10230	9910	9880	8570	8530	7710
											7680

Рис. 1.14. Инженерио-штурманский расчет полета

1.7.7. Величины вместимости топливной системы и полного запаса топлива различных сортов при полной заправке топливных баков в различных вариантах приведены в табл. 1.10.

Таблица 1.4

Характеристики набора высоты

Высота, м	Приборная скорость, км/ч	Взлетный вес, кгс											
		9000 и менее			10000			11100			12000		
		расход топлива, кгс	путь, км	время, мин	расход топлива, кгс	путь, км	время, мин	расход топлива, кгс	путь, км	время, мин	расход топлива, кгс	путь, км	время, мин
Взлет, разгон до скорости набора высоты	0—120	15	—	1	15	—	1	15	—	1	15	—	1
100	120	20	—	1	20	1	1	20	1	1	20	1	2
500	120	30	2	2	30	3	2	35	5	3	40	5	3
1000	120	40	5	3	45	5	4	55	10	5	70	10	6
2000	120	70	10	5	75	10	7	95	15	8	125	20	11
3000	120	110	15	8	110	20	10	140	25	12	195	35	17
4000	120	130	25	11	155	30	14	195	40	18	290	60	27
4500	110	145	30	13	175	35	16	240	50	23	—	—	—
5000	110	160	35	15	200	45	19	—	—	—	—	—	—
5500	110	195	45	19	—	—	—	—	—	—	—	—	—
6000	105	220	55	22	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Таблица 1.5

Характеристики снижения

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	15	7
3000	140—150	5—6	65	25	11
4000	140—150	5—6	85	35	16
5000	120—130	5—6	105	45	21
6000	110—120	3—4	135	55	26

Т а б л и ц а 1.6

**Километровый и часовой расход топлива в зависимости
от веса вертолета при различных скоростях полета**

Скорость, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
приборная	воздушная	8000		9000		10000		11100		12000	
		километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч

Высота 100 м

250	250	2,90	725	2,90	725	2,96	740	3,09	770	—	—
230	230	2,71	620	2,75	630	2,82	650	2,95	680	3,08	710
220*	220	2,67	585	2,70	595	2,80	615	2,94	645	3,07	675
180	185	2,67	495	2,80	520	2,93	540	3,06	565	3,17	585
130**	135	3,40	460	3,52	475	3,67	495	3,87	520	4,05	545
110	115	3,94	455	4,05	465	4,22	485	4,43	510	4,62	530

Высота 500 м

250	255	2,83	720	2,80	740	2,97	755	3,06	780	—	—
230	235	2,67	625	2,69	630	2,75	645	2,88	675	2,98	700
220*	225	2,61	585	2,62	590	2,71	610	2,85	640	2,99	670
180	190	2,57	490	2,70	515	2,83	540	2,97	565	3,09	585
130**	140	3,20	450	3,31	465	3,47	485	3,69	515	3,88	545
110	120	3,72	445	3,83	460	4,00	480	4,24	510	4,47	535

Высота 1000 м

250	260	2,85	740	2,87	745	2,92	760	3,00	780	—	—
230	240	2,53	605	2,59	620	2,69	645	2,84	680	2,99	715
220*	230	2,48	570	2,55	585	2,65	610	2,81	645	2,97	685
180	190	2,44	465	2,58	490	2,71	515	2,86	545	3,01	590
130**	140	3,02	420	3,16	440	3,32	465	3,53	495	3,73	520
110	125	3,45	430	3,60	450	3,78	470	4,02	500	4,23	530

Высота 2000 м

210*	230	2,29	525	2,41	555	2,52	580	2,67	615	—	—
180*	200	2,26	450	2,39	480	2,52	505	2,68	535	2,86	570
150	170	2,43	415	2,57	435	2,72	460	2,92	495	3,15	535
130**	150	2,68	400	2,86	430	3,04	455	3,24	485	3,49	525
110	130	3,05	395	3,23	420	3,46	450	3,78	490	4,05	525

Высота 3000 м

175*	205	2,11	430	2,25	460	2,42	495	2,56	525	—	—
155	185	2,20	405	2,32	430	2,50	460	2,80	520	3,07	570
130**	155	2,43	375	2,57	400	2,77	430	3,07	475	3,33	515
110	140	2,73	380	2,93	410	3,16	440	3,53	495	3,88	545

* Режим наибольшей дальности полета.

** Режим наибольшей продолжительности полета.

Скорость, км/ч		Средний полетный вес, кгс									
приборная	воздушная	8000		9000		10000		11100		12000	
		километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч	километро- вый, кгс/км	часовой, кгс/ч

Высота 4000 м

150*	190	2,03	385	2,20	420	2,43	460	2,97	565	—	—
130**	165	2,19	360	2,38	390	2,65	435	3,05	505	3,42	570
110	145	2,46	355	2,65	395	2,95	425	3,48	505	3,93	565

Высота 4500 м

130*	170	2,10	355	2,30	390	2,63	445	3,33	565	—	—
110**	150	2,35	356	2,58	385	2,90	435	3,33	500	—	—

Высота 5000 м

130*	175	2,04	355	2,31	405	2,58	450	—	—	—	—
110**	150	2,95	335	2,55	380	2,97	445	—	—	—	—

Высота 5500 м

130*	180	1,99	360	2,27	410	2,68	480	—	—	—	—
110**	155	2,18	340	2,55	395	2,98	460	—	—	—	—

Высота 6000 м

130	185	1,96	360	2,20	405	—	—	—	—	—	—
110	160	2,15	345	2,54	405	—	—	—	—	—	—

Примечание. При установке на вертолет ферм с балочными держателями километровый и часовой расходы топлива возрастают на 3%, а при подвешенных на них четырех бомбах ФАБ-250 или четырех блоках УБ-16 — на 5%.

* Режим наибольшей дальности полета.

** Режим наибольшей продолжительности полета.

Таблица 1.7

**Максимальная дальность и соответствующая ей
продолжительность полета**

Высота, м	Скорость полета, км/ч		Средний расход топлива		Запас топлива для горизонтального полета, кгс	Дальность, км, при 10% запасе топлива		Продолжительность, ч-мин, при 10% запасе топлива	
	приборная	воздушная	километровый, кгс/км	часовой, кгс/ч		горизонтального полета	практическая	горизонтального полета	практическая

**1. Взлетный вес 11 100 кгс; запас топлива при взлете 1420 кгс;
гарантийный запас топлива 150 кгс**

100	220	220	2,85	625	1210	425	425	1—56	1—59
500	220	225	2,76	620	1190	430	440	1—55	2—01
1000	220	230	2,71	625	1165	430	450	1—52	2—01
2000	195	215	2,55	550	1110	435	465	2—02	2—17
3000	175	205	2,49	510	1045	420	470	2—03	2—26
4000	150	185	2,54	470	970	380	455	2—04	2—38
4500	130	180	2,82	510	915	325	415	1—48	2—29

**2. Взлетный вес 12000 кгс; запас топлива при взлете 2110 кгс;
гарантийный запас топлива 210 кгс**

500	200	205	2,93	600	860	295	640	1—26	3—03
	220	225	2,78	625	955	345		1—32	

**3. Взлетный вес 12 000 кгс; запас топлива при взлете 2830 кгс;
гарантийный запас топлива 290 кгс**

500	200	205	2,93	600	860	295	875	1—26	4—05
	220	225	2,75	620	1595	580		2—34	

Примечания: 1. Расход топлива, путь и время (учтенные при расчете дальности и продолжительности полета) при наборе высоты и снижении приняты в соответствии с данными табл. 1.4 и 1.5.

2. Километровый расход топлива указан в соответствии с данными табл. 1.6 для среднего веса вертолета и скорости на режиме наибольшей дальности полета.

3. Данные над чертой указаны для полетов с весом более 11 100 кгс, под чертой — 11 100 кгс и менее.

Таблица 1.8

Ветер	Угол ветра, градусов		Скорость эквивалентного ветра при скорости фактического ветра, км/ч								Ветер
	снос вправо	снос влево	10	20	30	40	50	60	70	80	
Попутный	0	360	10	20	30	40	50	60	70	80	Попутный
	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	48	54	
	50	310	6	12	18	23	28	33	37	41	
	60	300	5	9	13	17	20	22	24	26	
	70	290	3	6	8	10	11	12	12	12	
	80	280	1	2	3	2	1	1	1	3	
Встречный	90	270	0	1	2	4	7	10	14	13	Встречный
	100	260	2	4	7	11	15	20	25	31	
	110	250	4	8	12	18	23	29	36	43	
	120	240	5	11	17	23	30	37	45	54	
	130	230	6	13	21	28	36	44	53	62	
	140	220	8	16	24	32	41	50	59	68	
	150	210	9	17	26	36	45	54	64	74	
	160	200	9	19	28	38	47	57	67	77	
	170	190	10	20	30	39	49	59	69	79	
	180	180	10	20	30	40	50	60	70	80	

Таблица 1.9

Дальность и продолжительность полета на $H=300$ м при транспортировке груза на внешней подвеске

Вид груза, его габариты и вес	Взлетный вес, кгс	Запас топлива перед запуском двигателя кгс	Скорость полета, км/ч		Расход топлива		Дальность полета, км	Продолжительность полета, ч-мин
			приборная	воздушная	километровый, кгс/км	часовой, кгс/ч		
Контейнер: 3,64×2,52×1,20 м; 2500 кгс	11000	1120	170	175	3,34	585	235	1—29
Крупногабаритный груз: 5,00×5,00×2,00 м; 2000 кгс	10800	1420	120	127	4,60	575	235	2—02
Связка пяти труб Ø 0,40×12,00 м; 2500 кгс	11000	1570	120	127	4,75	605	260	2—11
	11000	1120	120	127	4,75	605	165	1—26

Вид груза, его габариты и вес	Взлетный вес, кгс	Запас топлива перед запуском двигателя, кгс	Скорость полета, км/ч		Расход топлива		Дальность полета, км	Продолжительность полета, ч-мин
			по прибору	стандартная	километровый, кгс/км	часовой, кгс/ч		
Связка трех труб	10300	1420	140	146	3,85	560	285	2—05
Ø 0,40×12,00 м; 1500 кгс	11000	2070	140	146	3,95	575	440	3—09
Бетонная плита 850 кгс	9650	1420	170	175	2,75	480	395	2—24
Бетонная плита 1700 кгс	10420	2140	170	175	2,95	515	610	3—39
	10500	1420	170	175	2,90	510	375	2—16
	11000	1870	170	175	3,00	525	510	3—04
	11000	1120	170	175	3,25	570	240	1—31

Примечания: 1. При расчете дальности и продолжительности полета учтены:

- а) расход топлива при работе двигателей:
 - на земле (в течение 5 мин) — 30 кгс;
 - при взлете, подцепке груза и наборе высоты 300 м (в течение 5 мин) — 50 кгс;
 - при снижении с высоты 300 м, установке груза и посадке (в течение 5 мин) — 40 кгс;
- б) невыработываемый остаток топлива 20 кгс;
- в) гарантийный запас топлива 200 кгс.

2. Суммарный вес транспортируемого груза и вертолета до запуска двигателей больше взлетного веса на 50 кгс (вес топлива, расходуемого до подъема груза).

3. Вес снаряженного вертолета 7360 кгс (принят для произвольно взятого вертолета).

Таблица 1.10

Баки	Вместимость топливной системы, л	Полный запас топлива при заправке, кгс	
		ТС-1 или Т-7 с удельным весом 0,775 кгс/л	Т-2 с удельным весом 0,755 кгс/л
Основные (расходный и подвесные)	1830	1420	1380
Основные и один дополнительный	2760	2140	2080
Основные и два дополнительных	3690	2860	2790

Раздел 2
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
2.1. Ограничения по весам	54
2.2. Ограничения по центровкам	—
2.3. Ограничения по метеорологическим условиям	—
2.4. Ограничения по летным данным	—
2.5. Ограничения при полете с грузом на внешней подвеске	59
2.6. Ограничения по двигателям и редукторам	—
2.7. Ограничения для вспомогательного газотурбинного двигателя АИ-8	63

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ

1. Нормальный взлетный вес вертолета 11 100 кгс.
2. Максимальный взлетный вес вертолета 12 000 кгс.
3. Максимальный вес перевозимого груза (при полной заправке топливных баков) 3000 кгс.
4. Максимально допустимый вес перевозимого груза (за счет уменьшения запаса топлива) 4000 кгс.

Примечание. При полете в горах и в условиях высоких температур наружного воздуха максимальный взлетный вес определяется в зависимости от фактических условий на месте взлета по номограммам, помещенным в подразделе 1.6, но не более 12000 кгс.

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКАМ

1. Предельно допустимая передняя центровка — плюс 370 мм (впереди оси вращения несущего винта).
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 $\pm 50^{\circ}\text{C}$.

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

2.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЛЕТНЫМ ДАННЫМ

2.4.1. Горизонтальный полет вертолета разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанных в табл. 2.1.

2.4.2. Висение на вертолете в целях повышения безопасности полета разрешается выполнять на высотах, указанных в табл. 2.2, в зависимости от взлетного веса.

Выше высот, указанных в табл. 2.2, разрешается висение при транспортировке грузов на внешней подвеске или по тактическим соображениям.

~~2.4.3. Максимально допустимая скорость горизонтального полета с иллюстрированными задними отклонениями грузовой кабины (при перевозке полностью несущего винта и других необорудованных грузов) 160 км/ч, при снятых оторочках грузовой кабины — 200 км/ч.~~

Таблица 2.1

Барометри- ческая высота полета, м	Допустимая скорость полета по прибору, км/ч, при взлетном весе, кгс							
	12000		11100		10000		9000	
	макс- малая	мин- малая	макс- малая	мин- малая	макс- малая	мин- малая	макс- малая	мин- малая
До 1000	230	60	250	60	265	60	280	60
2000	180	60	210	60	225	60	240	60
3000	155	60	175	60	190	60	205	60
4000	120	90	150	75	165	60	180	60
4500	—	—	130	100	165	80	180	80
5000	—	—	—	—	130	80	145	80
6000	—	—	—	—	—	—	130	80

Таблица 2.2

Взлетный вес, кгс	Высота висения, м
10 000 и менее	До 10
10 000—11 000	До 5
Более 11 000	До 3

2.4.4. Полеты над сильнопересеченной местностью (овраги и т. п.) разрешается производить на высотах не менее 20 м над рельефом местности и на скоростях по прибору не менее 60 км/ч.

2.4.5. Полеты на предельно малой высоте днем над ровной поверхностью разрешается выполнять на высотах не менее 15 м, ночью независимо от рельефа местности — на высотах не менее 150 м.

2.4.6. Висение в диапазоне высот 10—200 м без особой необходимости не производить.

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 висении у земли разрешается производить на 360° при скорости ветра не более 5 м/с и на 90° от направления встречного ветра при скорости ветра не более 10 м/с.

2.4.10. Раскрутку и остановку несущего винта, а также висение, взлеты и посадки вертолета разрешается производить при скоростях ветра, указанных в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Направление ветра	Допустимая скорость ветра, м/с	
	при раскрутке и остановке несущего винта	при взлете и посадке
Встречный	20	20
Боковой:		
справа	10	10
слева	15	10
Попутный	8	5

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

2.4.12. Планирование на вертолете с работающими двигателями разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанных в табл. 2.4, со всеми полетными весами.

Планирование вертолета на режиме самовращения не-

Таблица 2.4

Высота полета, м	Допустимая скорость планирования по прибору, км/ч, с работающими двигателями	
	максимальная	минимальная
6000—3000	120	100
3000—2000	150	60
2000—0	180	60

Таблица 2.5

Высота полета, м	Допустимая скорость планирования по прибору, км/ч, на режиме самовращения несущего винта	
	максимальная	минимальная
6000—2000	120	100
2000—0	180	90

сущего винта разрешается выполнять в диапазоне скоростей, указанных в табл. 2.5, со всеми полетными весами.

2.4.13. Развороты, виражи и спирали в диапазоне допустимых скоростей полета разрешается выполнять с углами крена, указанными в табл. 2.6.

Таблица 2.6

Высота полета, м	Максимально допустимый угол крена, градусов, при весе вертолета	
	11100 кгс и менее	более 11100 кгс
50—3000	30	20
Более 3000	15	15

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

2. На истинных высотах до 50 м над рельефом местности допускается угол крена, по величине численно равный высоте полета, но не больше значений, указанных в табл. 2.6.

Горки и пикирования разрешается выполнять при полетных весах 11 100 кгс и менее.

Максимально допустимые скорости ввода в горку, вывода из пикирования приведены в табл. 2.7.

Таблица 2.7

Высота полета, м	Максимально допустимая скорость ввода в горку, км/ч, с режима горизонтального полета	Максимально допустимая скорость при выводе из пикирования, км/ч
0—500	220	300
500—1000	200	300
1000—2000	180	250

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

Пикирование в зависимости от высоты и исходной скорости горизонтального полета выполнять с изменением углов тангажа (от исходного, соответствующего горизонтальному полету на данной скорости), не превышающих значений, указанных в табл. 2.8.

Максимальная скорость начала вывода из пикирования должна быть на 30 км/ч меньше допустимых скоростей.

Таблица 2.8

Высота полета, м	Максимальное изменение угла тангажа на пикирование, в градусах, при скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500—1000	20	20	15	—
1000—2000	20	10	—	—

указанных в табл. 2.7, 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 горки, не должно превышать 20° .

Ввод в пикирование и вывод из горки за время менее 5—6 с запрещается.

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

2.4.15. Максимально допустимые обороты несущего винта:

— при работе двигателей в полете на режиме малого газа (в том числе и на режиме самовращения несущего винта при выключенных двигателях) на время не более 5 с — 105% (по указателю);

— при работе двигателей на всех режимах выше малого газа на время не более 30 с — 103% (по указателю).

2.4.16. Минимально допустимые обороты несущего винта (провал оборотов) в полете на переменных режимах на время не более 30 с — 89% (по указателю).

В момент приземления при выполнении посадки на режиме самовращения обороты несущего винта должны быть не менее 70%.

Во избежание провала оборотов несущего винта при выполнении различных эволюций, связанных с выводом двигателей на повышенный режим, перемещение рычага «шаг-газ» с режима полетного малого газа до максимального производить за время не менее 10 с. При этом учитывать, что двигатели ТВ2-117 (ТВ2-117А) медленно выходят на повышенный режим. Время приемистости двигателей (выход с полетного малого газа на максимальный режим) может достигать 15 с.

Для предотвращения раскрутки оборотов несущего винта выше предельно допустимых значений темп отклонения рычага «шаг-газ» вниз должен быть не более $1^\circ/\text{с}$.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Для предотвращения раскрутки оборотов несущего винта выше предельно допустимых значений при выполнении переходных режимов полета уменьшение общего шага несущего винта с темпом $1^\circ/\text{с}$ и выше и одновременное увеличение угла тангажа с темпом $1^\circ/\text{с}$ и выше запрещается.

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

- изменять общий шаг несущего винта в процессе выполнения маневров;

- энергичное уменьшение общего шага несущего винта с одновременной резкой отдачей и последующим взятием ручки управления на себя при выполнении переходных режимов полета.

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 номограмме, помещенной в разделе 2, но во всех случаях не должен превышать 11 000 кгс.

Максимальный вес груза, транспортируемого на маятниковой внешней подвеске, 2500 кгс, транспортируемого на тросовой внешней подвеске — 3000 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 250 км/ч.

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. 2.9.

2.6.2. Максимально допустимая температура газов перед турбиной компрессора на взлетном режиме при работе двигателя на земле или висении на высотах, близких к уровню моря, не более 875°C .

Таблица 2.9

Режимы (определяются по КТА-5 или по графику на рис. 2.1), н.в. %	Температура газов перед турбиной компрессора, °С	Число оборотов турбины компрессора, %
Взлетный 93 ₋₁	880*	101
Номинальный 95±2	860	100
Крейсерский 95±2	810	98
Малый газ 50—55	600	71

* Могут происходить мигание лампы ограничителя температуры газов и колебание давления топлива.

2.6.3. При проверке приемистости допускается заброс температуры газов выше температуры газов, полученной на взлетном режиме, на 20° С, но не выше 875° С.

2.6.4. Режимы и значения эксплуатационных параметров работы двигателей при $t_n = 15^\circ \text{С}$ и $p_0 = 760$ мм рт. ст. ($H = 0$, $V = 0$) приведены в табл. 2.10.

2.6.5. Минимально допустимое время между повторными выходами на взлетный или номинальный режим (после непрерывно отработанного максимально допустимого времени) 5 мин.

2.6.6. Максимально допустимая температура газов перед турбиной компрессора при запуске составляет:

- при $n_{\text{TK}} \leq 40\%$ — 500° С;
- при $n_{\text{TK}} > 40\%$ — 600° С.

2.6.7. Допустимые значения эксплуатационных параметров работы главного редуктора следующие:

а) давление масла:

- на режиме малого газа — не менее 0,5 кгс/см²;
- при полетах со скольжением кратковременно — не менее 2,5 кгс/см²;
- на остальных режимах — $3,5 \pm 0,5$ кгс/см²;

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

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

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

Таблица 2.10

Наименование параметра		Режим работы			
		малый газ	крейсерский	номинальный	взлетный
Число оборотов, %	турбокомпрессора	64^{+2}_{-1}	Определяется по графику на рис. 2.1		
	несущего винта	50—55	95 ± 2	95 ± 2	93—1
Давление, кгс/см ²	топлива	18—35	Не более 60		
	масла	2—4	$3,5 \pm 0,5$		
Температура газов перед турбиной компрессора (не более), °С		600	750	790	850
Температура масла на выходе, °С	максимальная	125			
	рекомендуемая	90—100			
	минимальная для длительной работы на режимах не ниже крейсерского	70			
	минимальная для выхода на режим выше малого газа	30			
Время работы непрерывно не более, мин		20	Не ограничено	60	6

Примечания: 1. Максимально допустимые обороты турбокомпрессора на крейсерском и номинальном режимах в зависимости от температуры наружного воздуха определяются перед полетом на земле по графику на рис. 2.1 и сохраняются летчиком в течение данного полета на любых высотах. На вертолетах, оборудованных комбинированной тахометрической аппаратурой КТА-5, максимально допустимые обороты крейсерского и номинального режимов на земле и в полете при барометрическом давлении 755 мм рт. ст. и ниже определяются по измерителю ИТК-5, а при барометрическом давлении выше 755 мм рт. ст. определяются по графику (рис. 2.1) и сохраняются летчиком до высоты, на которой барометрическое давление становится 755 мм рт. ст. и ниже.

2. Режим работы двигателей определять по двигателю, имеющему большие обороты.

3. Максимально допустимые обороты турбокомпрессора и температура газов перед турбиной компрессора на взлетном режиме ограничиваются автоматически.

4. При работе только одного двигателя обороты несущего винта должны составлять $45 \pm 10\%$.

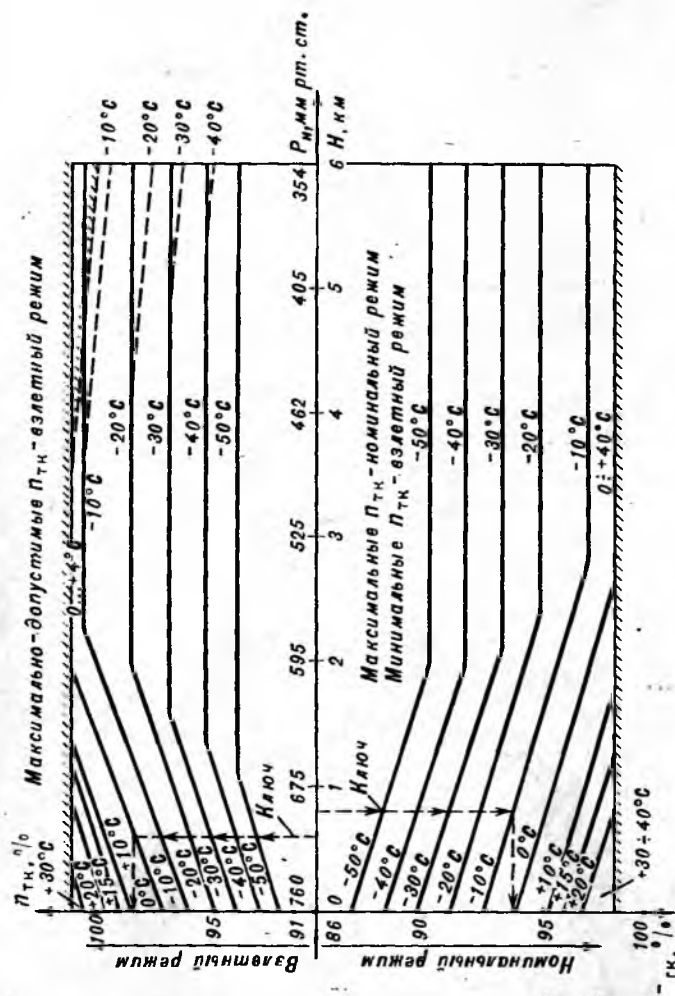


Рис. 2.1. График зависимости числа оборотов турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в двигатель ($V=0$)

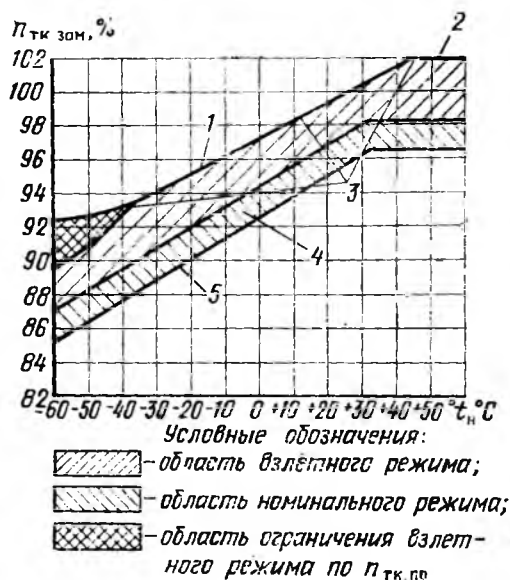


Рис. 2.2. График зависимости оборотов турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в двигатель ($H=0$, $V=0$) для двигателей, подрегулированных по бюллетеню № 79209-БУ-В, и двигателей с № С 94411016:

1 — линия ограничения взлетного режима по максимальному расходу топлива; 2 — линия ограничения взлетного режима по максимально допустимым оборотам турбокомпрессора; 3 — линия максимально допустимых оборотов турбокомпрессора взлетного режима; 4 — линия максимально допустимых оборотов турбокомпрессора номинального режима; 5 — линия максимально допустимых оборотов турбокомпрессора крейсерского режима

2.6.9. Порядок определения оборотов турбокомпрессоров двигателей на взлетном, номинальном и крейсерском режимах по графику на рис. 2.1 с учетом температуры и давления атмосферного воздуха следующий:

- по верхней части графика определяем максимально допустимые обороты взлетного режима;

- по нижней части графика определяем минимальные обороты взлетного режима, которые также являются и максимальными оборотами номинального режима;

- для определения минимальных оборотов номинального режима от величины максимальных оборотов номинального режима, определенных по графику, вычитаем 1,5%. Эти обороты будут являться максимальными оборотами крейсерского режима.

Пример. Определить максимальные обороты крейсерского режима (минимальные обороты номинального режима) для высоты 800 м и температуры атмосферного воздуха минус 10° С.

Решение. На нижней части графика по ключу определяем $n_{\text{тн ном. макс}} = 94\%$ (максимальные обороты номинального режима). Обороты крейсерского режима максимальные (минимальные обороты номинального режима) будут равны $n_{\text{тн макс. кр}} = 94 - 1,5 = 92,5\%$.

2.7. ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-8

1. Высота полета, при которой обеспечивается запуск двигателя АИ-8, не более 3000 м.

2. Заброс оборотов турбокомпрессора АИ-8 при разгоне на запуске или при резком сбросе нагрузки не более 100%.

3. Режимы загрузки АИ-8:

- длительный в режиме «Генерат.» — не более 1 ч 40 мин;

- повторно-кратковременный при запуске двигателей ТВ2-117А — 8 запусков ТВ2-117 с интервалами 2 мин между запусками или 6 запусков ТВ2-117 с интервалами между первыми четырьмя запусками 15 с и последующими двумя — 2 мин.

4. Температура наружного воздуха, при которой обеспечивается запуск двигателя АИ-8:

- без подогрева — от минус 25 до плюс 60° С;

- с предварительным подогревом двигателя, масляного радиатора и масляного бака — до минус 50° С.

5. При температуре наружного воздуха минус 15°С и ниже допускается уменьшение оборотов малого газа до 83%.

6. Показания приборов, характеризующие нормальную работу двигателя АИ-8, указаны в табл. 2.11.

Таблица 2.11

Параметры работы двигателя АИ-8	Режим		
	малый газ	генераторный (загрузка генератора ГС-24А до 14 кВт)	запуск ТВ2-117 (загрузка генератора ГС-24А до 60 кВт)
Обороты двигателя, %	86,5±1,5	86,5±6,5	Во время запуска ТВ2-117 допускаются провалы оборотов АИ-8 до т. г. до 45%
Максимально допустимая температура газов за турбиной (не более), °С	750	750	750 Во время запуска ТВ2-117 допускается заброс до 780
Температура масла на входе, °С	Минимально допустимая 20 Максимально допустимая 75 Рекомендуемая 30—60		
Давление масла на входе, кгс/см ²	4—5,5 Допускается возрастание давления масла в конце запуска АИ-8 до 6,5 с последующим восстановлением до нормальной величины (4—5,5)		

Раздел 3

ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
3.1. Общие положения	66
3.2. Предполетный осмотр вертолета	—
3.3. Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа	72
3.4. Подготовка к запуску двигателей	74
3.5. Запуск двигателей	76
3.6. Прогрев силовой установки. Проверка работы органов управления, автопилота и гидравлической системы	81
3.7. Опробование двигателей	83
3.8. Экстренный останов двигателей	86
3.9. Осмотр вертолета после опробования двигателей	87
3.10. Холодная прокрутка двигателя	88
3.11. Ложный запуск	—

3.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

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

3.1.2. Проверка готовности вертолета к полету бортовым техником производится в соответствии с Инструкцией по технической эксплуатации, Единым регламентом, НИАС и настоящей Инструкцией.

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.

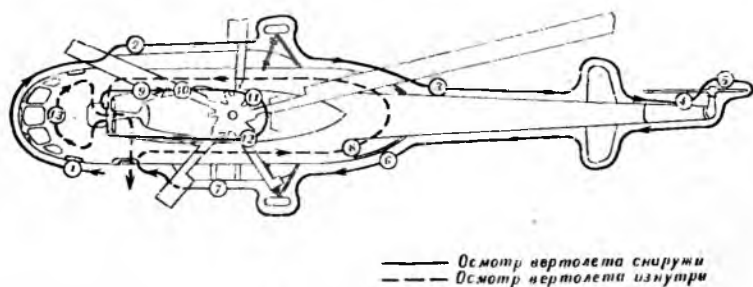


Рис. 3.1. Схема маршрутов предполетного осмотра вертолета:
1—13 — последовательность осмотра

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;
- 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 130 ± 10 мм, обжатие пневматиков передних колес не должно превышать 45 ± 10 мм;

— осмотреть правый топливный 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, в отсутствии 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 — не более 240 мм, при весе вертолета 11 100—12 000 кгс — 100 ± 20 мм; обжатие пневматика не должно превышать 70 ± 10 мм);

— осмотреть лопасти несущего винта и убедиться в отсутствии видимых повреждений, проверить, есть ли давление воздуха в лонжеронах лопастей (по утоплению пояска чувствительного элемента сигнализатора);

— осмотреть рулевой винт и убедиться в отсутствии повреждений втулки и лопастей, в зимнее время убедиться в отсутствии льда и снега; проверить уровень и цвет масла в контрольных стаканах осевых шарниров лопастей (уровень масла в контрольном стакане должен быть не ниже риски, нанесенной на контрольном стаканчике, при положении лопасти вертикально вниз);

— проверить маслощупом уровень масла в промежуточном и хвостовом редукторах (уровень масла должен находиться на верхней отметке стержня маслощупа или между рисками, нанесенными на маслосерных стеклах редукторов, 246—1517—000 и 8А—1515—000);

— слить 1,5—2 л отстоя топлива через сливные краны топливных баков;

— 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, что и правые;

— проверить наличие сигнального глазка системы нейтрального газа (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 НГ и электрическую проводку обогревательного чехла баллона ОСУ-5 (на вертолетах, оборудованных системой НГ);

- осмотреть агрегаты и электрическую проводку вспомогательного газотурбинного двигателя АИ-8;
- проверить соответствие загрузки вертолета заданию на полет;
- убедиться, что груз размещен в соответствии с центровочной разметкой, имеющейся на борту грузового кабина, и проверить надежность швартовки груза;
- убедиться, что взлетный вес вертолета с учетом взятого груза, дополнительного оборудования и заправленного в баки топлива не превышает максимального взлетного веса;
- снять заглушки с входных устройств двигателей, вентилятора, двигателя АИ-8 и выхлопных труб и убедиться, что в них нет повреждений и посторонних предметов;
- осмотреть входные части и лопасти компрессоров двигателей;
- открыть капоты двигателей и главного редуктора;
- проверить уровень масла в баках двигателей (нормальная заправка бака каждого двигателя 10 л);
- проверить уровень масла в главном редукторе по мерному стеклу (уровень масла должен находиться между рисками мерного стекла, нормальная заправка редуктора 32 л); рекомендуемый уровень масла в редукторе — по верхней риске мерного стекла;
- проверить уровень АМГ-10 в баках гидросистемы (уровень масла должен быть между рисками мерных стекол, 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 прозрачного колпачка);
- 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;
- осмотреть кабину экипажа и убедиться, что нет посторонних предметов в кабине;
- убедиться, что нет 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);

— дать команду на подключение аэродромного источника питания; при этом переключатель АЭРОДР. ПИТАН.—АККУМУЛ. поставить в положение АЭРОДР. ПИТАН. (в качестве аэродромного источника питания могут применяться АПА-2М, АПА-3М, АПА-4М, АПА-35-2, АПА-50); при работе вне основного аэродрома базирования или в случае отсутствия на нем наземных источников электропитания нижеприведенные проверки производить от генератора вспомогательного ГТД АИ-8;

— проверить количество топлива по указателю топливомера;

— поочередным включением проверить работоспособность подкачивающих и перекачивающих насосов, контролируя их работу по загоранию табло.

На вертолетах с доработанной электросхемой контроля работы перекачивающих насосов необходимо:

— включить АЗС НАСОСЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ — ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ), при этом должно загореться желтое табло ЛЕВЫЙ БАК НЕ РАБОТ. (ПРАВЫЙ БАК НЕ РАБОТ.);

— включить выключатель ТОПЛИВОНАСОСЫ — ЛЕВЫЙ БАК, (ПРАВЫЙ БАК), при этом должен включиться насос левого (правого) подвесного бака и погаснуть желтое табло ЛЕВЫЙ БАК НЕ РАБОТ. (ПРАВЫЙ БАК НЕ РАБОТ.);

— в холодное время года проверить работу обогревателя КО-50 (включение КО-50 производить согласно указаниям разд. 7 Инструкции);

— на вертолетах, оборудованных САРПП-12Д, при температуре наружного воздуха ниже плюс 10°С прогреть систему, для чего, убедившись, что АЗС гидросистемы ОСНОВН. и ДУБЛИР. установлены в положение ВЫКЛ., установить переключатель на щитке САРПП в положение АВТ., а АЗС САРПП — в положение ВКЛЮЧЕНО; при отрицательной температуре наружного воздуха время прогрева должно быть не менее 15 мин;

— проверить исправность цепей системы противопожарной защиты (сигнализации и пожаротушения), а также работу распределительных кранов в такой последовательности:

убедиться, что переключатель КОНТР. ДАТЧИКОВ — ОГНЕТУШ. установлен в положение КОНТР. ДАТЧИКОВ;

включить АЗС противопожарной системы;

включить главный выключатель противопожарной системы и убедиться в исправности электрических цепей пиропатронов (желтые лампы на табло сигнализации срабатывания огнетушителей не должны гореть; горит табло КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ);

— перемещая по часовой стрелке ручку пакетного переключателя, поставить ее поочередно на все 12 отметок переключателя; во всех положениях пакетного переключателя должны загораться красные лампы сигнализации о пожаре соответственно для отсеков левого и правого двигателей, главного редуктора, обогревателя КО-50 и двигателя АИ-8;

— при загорании ламп сигнализации о пожаре каждый раз должна загораться красная лампа КРАН ОТКРЫТ, сигнализирующая об открытии и исправности распределительного пожарного крана для каждого из отсеков;

— поставить ручку пакетного переключателя в положение 0 и убедиться, что красная лампа сигнализации открытия распределительного крана не горит;

— поставить переключатель контроля датчиков в положение ОГНЕТУШ., при этом должна погаснуть красная лампа сигнализации положения КОНТР. ДАТЧИКОВ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Во избежание срабатывания огнетушителей первой (автоматической) очереди системы пожаротушения запрещается:

— при загорании красной лампы КРАН ОТКРЫТ устанавливать переключатель контроля датчиков в положение ОГНЕТУШ.;

— поворачивать ручку пакетного переключателя с отметкой 0 при нахождении переключателя КОНТР. ДАТЧИКОВ — ОГНЕТУШ. в положении ОГНЕТУШ.

При подготовке к полету, в котором возможно обледенение, проверить исправность противообледенительной системы. Порядок проверки указан в разд. 7.

При подготовке к полету, в котором предполагается транспортировка груза на внешней подвеске, произвести осмотр и проверить работоспособность системы внешней подвески. Порядок осмотра и проверки указан в разд. 7.

При подготовке к полету, в котором предполагается подъем грузов или людей на борт вертолета с помощью бортовой стрелы, произвести осмотр и проверить работо-

способность бортовой стрелы с лебедкой. Порядок осмотра и проверки указан в разд. 7.

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 по работе агрегатов и систем вертолета, выявленных в предыдущий летный день.

3.2.3. Командир экипажа перед выполнением предполетного осмотра должен 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 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае появления красного пояска на колпачке сигнализации повреждения лонжерона лопасти 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 двигателей, вентилятора и выхлопных трубах двигателей;

— нет ли течи топлива, масла и других жидкостей;

— снят ли предохранительный колпак с датчика курсовых углов астрокомпас;

— целостность стекол на АНО;

— целостность колпаков на датчике курсовых углов астрокомпас 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, нет ли льда или примерзшего снега), нет ли течи смазки, а также нет ли льда или снега на втулке;

— нет ли повреждений проводов противообледенительной системы;

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

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

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

Для осмотра высокорасположенных агрегатов и узлов вертолета при необходимости использовать стремянки.

Перед полетом с использованием системы внешней подвески проверить узлы крепления маятниковой внешней подвески или тросовой внешней подвески, легкость вращения замка-вертлюга.

Произвести осмотр грузовой кабины и проверить:

- нет ли повреждений и деформаций пола;
- нет ли повреждений окон и обшивки кабины;
- нет ли течей топлива, масла, АМГ-10;
- надежность закрытия створок и их замков.

Проинструктировать личный состав, сопровождающий перевозимый груз, о поведении во время полета, о сигналах и порядке вынужденного покидания вертолета, проверить знание ими основных правил пользования парашютами и аварийным сбросом входной двери и люка и определить старшего группы.

3.2.4. Летчику-штурману в процессе предполетного осмотра проверить:

- соответствие загрузки вертолета полетному заданию и Открытому листу на перевозимый груз;
- правильность размещения груза с учетом допустимых центровок и нагрузок на пол грузовой кабины;
- правильность размещения десантников и знание ими команд и сигналов, подаваемых в полете;
- знание порядка пользования средствами спасения в аварийной обстановке (при необходимости проинструктировать);
- правильность размещения раненых;
- установку данных на блоке астрокompаса ДАК-ДБ-5 (на вертолетах, оборудованных астрокompасом).

3.3. ОСМОТР И ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

3.3.1. Командиру экипажа при осмотре кабины проверить:

- нет ли в кабине посторонних предметов;
- надежность закрытия верхнего люка;
- состояние и контровку ручек аварийного сброса блистеров;
- целост и чистоту остекления кабины;
- положение и исправность всех органов управления (все автоматы защиты и выключатели должны быть в положении **ВЫКЛЮЧЕНО**, краны — в положении **ЗАКРЫТО**, кнопки и выключатели, имеющие предохранительные колпаки, — закрыты ими, рычаги раздельного управления

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

— исправность привязных ремней и регулировку сидений.

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

— подогнать и застегнуть привязные ремни;

— присоединить карабин фала гибкой шпильки прибора ППК-У (КАП-ЗМ) к специальному узлу на сиденье (удлинитель уложить так, чтобы исключалось его попадание в управление);

— 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 $28-34 \text{ кгс/см}^2$ 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 нуль и проверить соответствие показаний шкалы барометрического давления фактическому давлению на аэродроме (разность не должна превышать $1,5 \text{ мм рт. ст.}$);

— 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 ниже плюс 5°C убедиться в исправности обогрева ПВД;

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

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

— перед осмотром кабины включить белый свет;

— включить красный свет подсветки приборов, пультов и панелей;

- включить аэронавигационные огни и маяк МСЛ-3;
- проверить работоспособность фар.

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

- подогнать и застегнуть привязные ремни;
- присоединить фал парашютного прибора к удлинителю, уложив его так, чтобы исключалось попадание его в управление;
- подогнать по росту сиденье и педали ножного управления;
- проверить, установлено ли точное время и заведены ли бортовые часы;
- проверить заправку топлива по топливому меру; 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.

3.3.3. Бортовому технику по команде командира экипажа надеть парашют, сесть в сиденье и выполнить следующие операции:

- убедиться в подсоединении источника питания или включении бортового электропитания;
- подогнать и застегнуть привязные ремни;
- подсоединить фал парашютного прибора к удлинителю;
- подключить шлемофон к кабелю СПУ.

3.4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЕЙ

3.4.1. Командиру экипажа установить радиосвязь с командным пунктом аэродрома и запросить разрешение на запуск двигателей. Получив разрешение, приступить к подготовке и запуску.

3.4.2. В процессе подготовки к запуску командиру экипажа 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 нейтрально-

му, рычаги управления кранами останова находятся в заднем положении (закрыты);

- убедиться, что все АЗС и выключатели, необходимые для запуска и опробования двигателей, включены;

- убедиться, что переключатели гидросистем находятся в положении ВКЛЮЧЕНО (включены основная и дублирующая системы);

- убедиться, что выключатели генераторов постоянного тока находятся в положении ВЫКЛЮЧЕНО;

- выключить командную радиостанцию.

3.4.3. Бортовой техник при подготовке двигателей к запуску обязан:

- убедиться, что около вертолета нет посторонних предметов;

- включить по команде командира экипажа бортовые аккумуляторные батареи (включить выключатели АККУМУЛ. и СЕТЬ НА АККУМ.);

- проверить состояние бортовых аккумуляторных батарей, для чего переключатель замера напряжений поставить в положение АККУМ. ШИНА, включить одну из аккумуляторных батарей, включить топливopодкачивающий насос и поочередным включением каждой из шести батарей проверить по вольтметру напряжение (должно быть не ниже 24 В);

- выключить топливopодкачивающий насос и аккумуляторную батарею и при запуске двигателей от аэродромных источников питания перевести переключатель в положение АЭРОДР. ПИТАН., проверить напряжение в сети, которое должно быть в пределах 27—29 В;

- переключатель контроля напряжения поставить при запуске от аэродромных источников в положение РОЗЕТКА 2, при запуске от бортовых источников — в положение АККУМ. ШИНА, при запуске от АИ-8 — в положение АИ-8;

- по команде командира экипажа подготовиться к запуску, для чего включить все АЗС и выключатели, необходимые для запуска и опробования двигателей: систем запуска и зажигания, приборов контроля и указателей, генератора переменного тока, преобразователя 115 В, пожарных кранов, основной и дублирующей гидросистем, противопожарной системы, усилителя ограничителя температуры газов УРТ-27, триммеров, насосов топливных баков и топливомера;

- переключатель ПРЕОБРАЗОВ. ~115 В — ГЕНЕРАТ. ~115 В поставить в положение ПРЕОБРАЗОВ. ~115 В, а переключатель ТРАНСФ. ДИМ—ОСНОВН.—ЗАПАСН.— в положение ОСНОВН.;

- на вертолетах, оборудованных САРПП-12Д, пере-

ключатель на щитке САРПП установить в положение РУЧН. и по миганию сигнальной лампы убедиться в работоспособности лентопротяжного механизма.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Вылет вертолета с неисправной САРПП-12Д не разрешается;

— убедиться, что рычаг «шаг-газ» находится на нижнем упоре и коррекция в левом положении, а рычаги раздельного управления стоят в нейтральном положении;

— убедившись в том, что пакетный переключатель контроля датчиков противопожарной системы стоит в положении К (до упора), поставить выключатель противопожарной системы в положение ВКЛЮЧЕНО, а переключатель КОНТР. ДАТЧИКОВ — ОГНЕТУШ. перевести в положение ОГНЕТУШ., предварительно убедившись в том, что красное табло КРАН ОТКРЫТ не горит;

— проверить положение рычагов кранов останова, рычаги должны быть в заднем положении (закрыты);

— убедиться, что переключатели гидросистемы находятся в положении ВКЛЮЧЕНО;

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

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

— открыть пожарные краны двигателей.

Перед запуском двигателя в зимних условиях убедиться в отсутствии льда на поверхности входного канала двигателя и примерзания лопаток компрессора и турбины, для чего осторожно, не применяя больших усилий, повернуть ротор компрессора ключом ручной прокрутки. В случае примерзания лопаток или при наличии обледенения на деталях двигателя необходимо двигатель прогреть горячим воздухом, подаваемым в газозавоздушный тракт двигателя.

Доложить командиру экипажа о готовности вертолета к запуску двигателей.

3.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

3.5.1. 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.

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

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

3.5.3. Перед запуском командиру экипажа необходимо дать команду «От винтов» и поставить переключатель рода работ в положение ЗАПУСК, а переключатель ЛЕВ. — ПРАВ. — на запускаемый двигатель.

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 40 с при запуске от аэродромных источников и не более 50 с — бортовых аккумуляторных батарей.

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

Примечание. При запуске двигателей до выхода на режим малого газа допускается мигание желтого табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕН.

3.5.4. В процессе запуска бортовому технику необходимо следить:

- за напряжением аэродромного (бортового) источника питания;
- за нарастанием давления масла в двигателе и в главном редукторе;
- за оборотами турбокомпрессора;
- за нарастанием температуры газов перед турбиной;
- за нарастанием давления топлива после НР-40;
- за давлением в гидросистеме.

3.5.5. После выхода запускаемого двигателя на режим малого газа командиру экипажа необходимо проверить параметры его работы, которые должны быть:

- обороты турбокомпрессора $64 \pm 1\%$;
- температура газов перед турбиной не более 600°C ;
- 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 $18\text{—}35 \text{ кгс/см}^2$.

Установить переключатель ЛЕВ. — ПРАВ. в положение запуска второго двигателя и произвести его запуск в таком же порядке, как и первого.

После запуска двух двигателей и выхода их на режим малого газа обороты несущего винта должны быть 50—55%.

3.5.6. После запуска двигателей бортовой техник должен переключатель АККУМУЛ. — АЭРОДР. ПИТАН. поставить в положение АККУМУЛ. и подать команду на отключение аэродромного источника питания.

Поочередно включить генераторы постоянного тока и проверить их напряжение (оно должно быть 27—29 В), переключатель СЕТЬ НА АККУМ. поставить в положение ВЫКЛ., при этом красные лампы, сигнализирующие об отказе генераторов, должны погаснуть, а стрелки амперметров отклониться на величину, соответствующую потребляемому току. Включить генератор переменного тока и проверить напряжение (оно должно быть 115 В).

3.5.7. При запуске двигателя от бортовых источников электропитания после запуска первого двигателя бортовому технику необходимо включить его генератор и запуск второго двигателя производить от бортовых батарей с помощью работающего генератора, для чего командир экипажа должен рычагом раздельного управления работающего двигателя увеличить его обороты до 80%.

После запуска обоих двигателей РУД первого двигателя вернуть в исходное положение.

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

3.5.9. Для обеспечения надежного запуска двигателей в зимних условиях при температуре наружного воздуха минус 5°С и ниже после продолжительной стоянки вертолета (сутки и более) перед запуском произвести холодную прокрутку двигателей.

3.5.10. Запуск двигателя необходимо прекратить закрытием крана останова и нажатием на кнопку ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА в таких случаях:

— температура газов перед турбиной компрессора возрастает при оборотах турбокомпрессора 40% и менее выше 500°С, а при оборотах турбокомпрессора более 40% — выше 600°С;

— при раскрутке ротора турбокомпрессора до оборотов 20—25% нет вращения несущего винта;

— произошло ударное включение муфты свободного хода (определяется по удару в районе силовой установки с вострыской вертолета);

— в процессе выхода на режим малого газа прекращается нарастание оборотов турбокомпрессора (зависание) на время более 3 с;

— отсутствует давление масла в двигателе или в главном редукторе;

— отсутствует давление в гидравлической системе и рычаг «шаг-газ» произвольно перемещается вверх;

— не происходит воспламенения топлива;

— появляется течь масла или топлива;

— напряжение в борсети падает в начале запуска ниже 16 В на время более 1 с;

— из выхлопной трубы выбрасываются длинные языки пламени;

— подана команда наблюдающего о прекращении запуска;

— произошло загорание или мигание светового табло

СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ, СТРУЖКА ПР. ДВИГ.

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 и выполнения холодной прокрутки.

3. От бортовых аккумуляторных батарей разрешается производить подряд пять запусков (без подзарядки) одного или двух двигателей с перерывами между запусками не менее 3 мин. Если после трех попыток запуск от аккумуляторных батарей не произошел, следующий запуск производить от аэродромного источника.

4. После проведения подряд пяти запусков с перерывами по 3 мин между запусками или трех запусков с перерывами между запусками по 1 мин (от аэродромного источника питания) дать охладиться стартеру-генератору и катушке зажигания не менее 30 мин.

5. При запуске от бортовых источников электроэнергии показания вольтметра через 9 с после нажатия кнопки ЗАПУСК (после переключения источников на последовательное питание) будут равны нулю до окончания цикла запуска.

6. Запускать двигатель с неисправными приборами контроля его работы запрещается.

7. Повторные запуски разрешается производить только после выявления и устранения причин ненормального запуска, при этом перед последующим запуском сделать холодную прокрутку двигателя (продувку).

8. При наличии льда на воздухозаборниках двигателей и лопастях несущего и рулевого винтов запуск двигателя **запрещается**.

9. При температуре наружного воздуха плюс 5° С и ниже при наличии повышенной влажности (изморозь, мокрый снег) обогрев двигателей и их воздухозаборников включать сразу после запуска двигателей.

10. 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°.

3.5.11. Летчику-штурману после запуска двигателей, отключения аэродромного источника электропитания и включения в работу генераторов постоянного тока выполнить следующее:

- проверить напряжение генератора постоянного тока;
- 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 курсовую систему КС-ЗГ (ГМК-1А), проверить правильность установки данных и рода работ на щитке курсовой системы, согласовать курсовую систему;

- при отрицательной температуре наружного воздуха включить выключатель ОБОГРЕВ КС-3;

- по команде командира экипажа проверить работоспособность автопилота по шкале НАПРАВЛЕНИЕ, для чего переключатель на пульте курсовой системы установить в положение ГКП, повернуть ручку ЗАДАТЧИК КУРСА по часовой стрелке до упора, при этом шкала НАПРАВЛЕНИЕ на пульте управления также должна вращаться по часовой стрелке; таким же образом проверить соответствие вращения шкалы НАПРАВЛЕНИЕ при повороте ручки задатчика курса против часовой стрелки;

- поставить переключатель рода работ в положение ГПК или МК в зависимости от режима работы курсовой

системы; при установке режима МК необходимо нажать кнопку согласования КС-ЗГ;

— включить и проверить работу астрокомпаса ДАК-ДБ-5;

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

— перед ночными полетами проверить работу кабинного плафона и фары.

3.6. ПРОГРЕВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ, АУТОПИЛОТА И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

3.6.1. Перед прогревом бортовой техник должен включить преобразователь 36 В и по команде командира экипажа — все пилотажно-навигационные приборы, необходимые для предстоящего полета.

Прогрев силовой установки производится командиром экипажа на режиме малого газа: рычаг «шаг-газ» — на нижнем упоре, рукоятка коррекций — полностью влево.

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

3.6.3. Вывод двигателей с режима малого газа на повышенные режимы разрешается после достижения температуры масла на выходе из двигателя плюс 30° С и в главном редукторе — не ниже минус 15° С.

3.6.4. В процессе прогрева двигателей включить командную радиостанцию и другое радиооборудование и проверить их работу.

3.6.5. 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;

— убедиться, что при движении органов управления давление в основной гидросистеме изменяется в пределах от 45 ± 3 до 65 ± 8 кгс/см², а давления в дублирующей системе нет (по манометру около 5 кгс/см²), горит табло ОСНОВН. ГИДРОСИС. 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**;

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

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

На вертолетах с доработанной гидросистемой после включения выключателя **ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВН.** перевод гидросистемы на основную производить нажатием кнопки **ОТКЛ. ДУБЛИР.**

На вертолетах с выполненной доработкой разделения газовых полостей спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы в процессе проверки работоспособности гидросистем, необходимо обратить внимание на частоту перемещения стрелки указателя манометра основной гидросистемы с 45 ± 3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см² и обратно. Если нарастание и падение давления в основной гидросистеме происходит практически мгновенно, то это будет свидетельствовать о разрядке гидроаккумуляторов этой системы. В этом случае выключить двигатели и командир экипажа дать команду борттехнику проверить давление азота в обоих гидроаккумуляторах основной гидросистемы.

3.6.6. Произвести проверку работоспособности автопилота в такой последовательности:

— убедиться, что напряжение бортсети находится в пределах 27—29 В;

— включить на левом верхнем электропитке выключатель **АВИАГОРИЗОНТ**, предварительно нажав кнопку арретира **АГБ-3К**;

— дать команду летчику-штурману включить выключатель **КС-3Г (ГМК-1А)**; при включении курсовой системы переключатель **КС-3 — АВИАГОРИЗ.** должен быть в по-

ложении **АВИАГОРИЗ**. (на вертолетах с № 0158 выключатель **КОРРЕКЦИЯ** должен быть выключен);

— отклонением ручки управления вертолетом влево, вправо, на себя и от себя убедиться, что шкалы **КРЕН** и **ТАНГАЖ** на пульте управления автопилотом реагируют на отклонение ручки;

— нажать кнопки-лампы на пульте управления автопилотом 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; проверить, гаснут ли все лампы (отключается автопилот) при нажатии на кнопку **ВЫКЛ. АП** на ручке управления вертолетом;

— проверить включение канала высоты нажатием на кнопку-лампу **ВКЛ. ВЫСОТА**; при кратковременном нажатии переключателя **КОНТРОЛЬ** вверх стрелка **В** индикатора должна перемещаться вверх; переместить рычаг «шаг-газ» с нижнего упора на 1° вверх и одновременно нажать переключатель **КОНТРОЛЬ** вниз, стрелка **В** при этом должна перемещаться вниз; проверить отключение канала высоты при нажатии на кнопку **ФРИКЦИОН** на рычаге «шаг-газ»;

— дать команду летчику-штурману проверить отключение каналов автопилота на своем рабочем месте;

— проверить канал направления автопилота; при нейтральном положении педалей и снятых ног с педалей при нажатии кнопки-лампы **ВКЛ. НАПРАВЛЕНИЕ** она должна загореться, при этом стрелка **Н** на индикаторе должна быть в среднем положении; при повороте шкалы **НАПРАВЛЕНИЕ** не более чем на 1,5 оборота педаль должна перемещаться; при постановке педалей нейтрально стрел-

ка Н на индикаторе и шкала НАПРАВЛЕНИЕ на пульте должны возвратиться 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 отклонение педалей и ручки управления производить плавно и на величину не более ± 50 мм от нейтрального положения.

3.6.7. Если в предстоящем полете возможно обледенение, дать команду бортовому технику проверить работу генератора переменного тока и противообледенительной системы.

3.7. ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

3.7.1. Для проверки работоспособности двигателей и их систем установлены следующие виды опробования двигателей:

— совместное опробование двигателей с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета от земли;

— раздельное опробование двигателей с выходом на взлетный режим, при этом неопробуемый двигатель должен быть выключен;

— проверка работы двигателей на висении.

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

Второй вид опробования производится после замены двигателя, 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 (изложен в подразд. 4.2. Висение).

При опробовании двигателей все члены экипажа должны находиться на своих рабочих местах и иметь связь по СПУ.

3.7.3. Для совместного опробования двигателей с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета от земли, необходимо:

— убедиться, что двигатель и главный редуктор прогреты, обороты несущего винта 50—55%;

— поставить рукоятку коррекции в крайнее правое положение;

— перемещением рычага «шаг-газ» вверх увеличить мощность двигателей до режима, при котором исключается отрыв вертолета;

— убедиться в плавном перемещении рычага «шаг-газ», увеличении мощности двигателей при его перемещении вверх и исправной работе гидравлической муфты растопоривания рычага «шаг-газ»;

— проверить параметры работы двигателей;

— установить рычаг «шаг-газ» вниз до упора, перевести рукоятку коррекции газа в левое положение и убедиться, что у обоих двигателей установился режим малого газа;

— проконтролировать параметры работы двигателей на режиме малого газа. Параметры должны соответствовать значениям, указанным в табл. 2.10.

График совместного опробования двигателей представлен на рис. 3.2.

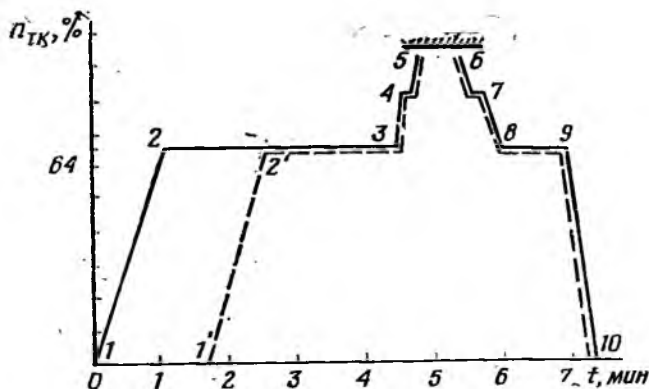


Рис. 3.2. График совместного опробования двигателей:

1—2 (1'—2') — запуск левого (правого) двигателя; 2 (2') — 3 — прогрев двигателей; 3—4 — перевод рукоятки коррекции в крайнее правое положение; 4—5 — перевод рычага «шаг-газ» вверх с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета; 5—6 — выдерживание этого режима и проверка параметров работы двигателей; 6—7 — перевод рычага «шаг-газ» вниз до упора; 7—8 — перевод рукоятки коррекции в крайнее левое положение; 8—9 — охлаждение двигателей; 9—10 — останов двигателей

В процессе опробования двигателей и редуктора при включенном питании по постоянному 27 В и переменному 115 В току летчику-штурману по команде командира экипажа нажать кнопку КОНТРОЛЬ ИВ-500, расположенную на правой приборной доске, при этом должны загореться желтые табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕН. и красные табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ, а бортовому технику при этом проверить значения уровней вибраций по указателям УК-68В, расположенным сзади летчика-штурмана, которые должны быть в пределах 75—100 мм/с.

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

В отдельных случаях при необходимости опробование двигателей можно производить на привязи.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 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 плюс 30°С и температуры масла на входе в редуктор не ниже минус 15°С дальнейшую работу производить на оборотах ротора турбокомпрессора не ниже 80%.

3.7.5. Если в предыдущих полетах не было замечаний по работе силовой установки, не производилась замена агрегатов или их регулировка, а также не предполагается в предстоящем полете использовать взлетный режим, то перед полетом можно ограничиться проверкой силовой установки на режиме, при котором вертолет зависает на высоте 3—5 м. Для этой цели рукоятку коррекции повернуть полностью вправо и переводом рычага «шаг-газ» вверх установить необходимый режим работы двигателей. При этом обороты несущего винта должны поддерживаться постоянными в пределах $95 \pm 2\%$ системой автоматического поддержания оборотов несущего винта.

В этом случае при опробовании необходимо проверить:

— синхронность работы турбокомпрессоров обоих двигателей; на всех установившихся рабочих режимах от крейсерского и выше разница в оборотах турбокомпрессоров левого и правого двигателей не должна превышать 2% (на неустановившихся режимах, а также на установившихся режимах ниже крейсерского разница в оборотах турбокомпрессоров двигателей не регламентируется);

— плавность хода рычага «шаг-газ» и рукоятки коррекции газа.

3.7.6. Если предстоящий полет не связан с выполнением особо срочного задания, то после опробования двигателей дать команду бортовому технику выключить 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.

3.7.7. Перед выключением двигателей ручку управления вертолетом установить примерно на 1/3 хода на себя.

3.7.8. После охлаждения двигателей дать команду бортовому технику выключить двигатели.

3.7.9. Бортовому технику:

— после установки командиром экипажа режима малого газа по его команде выключить потребители электроэнергии, за исключением тех, которые необходимы для обеспечения работы и контроля за работой двигателей;

— после охлаждения двигателей на оборотах малого газа в течение 1—2 мин летом и 2—3 мин зимой остановить двигатели переводом рычагов кранов останова в положение **ОСТАНОВ**;

— при остановке двигателей прослушать, нет ли в них посторонних шумов, и убедиться в плавности вращения роторов турбокомпрессоров (время выбега ротора турбокомпрессора должно быть не менее 40 с);

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

— после полной остановки двигателей закрыть топливные пожарные краны;

— выключить топливные подкачивающие и перекачивающие насосы;

— выключить все АЗС и выключатели;

— выключить аккумуляторы.

3.7.10. Для поочередного (раздельного) опробования двигателей с выходом на взлетный режим вертолет загрузить до веса не менее 11 100 кгс. Опробование двигателей производить согласно Инструкции по их эксплуатации.

3.8. ЭКСТРЕННЫЙ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

3.8.1. Экстренный останов двигателей при их опробовании производить в следующих 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 турбокомпрессора;
- 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** с любого режима работы двигателей при появлении хотя бы одного из перечисленных признаков ненормальной работы.

При отказе в работе крана останова выключение двигателя производится закрытием пожарного крана.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Эксплуатация двигателя после его аварийного останова разрешается после установления причин, приведших к экстренному выключению двигателя.

3.9. ОСМОТР ВЕРТОЛЕТА ПОСЛЕ ОПРОБОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

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

- проверить закрытие пожарных кранов;
- открыть крышки капотов двигателей и главного редуктора; проверить герметичность топливной, масляной и гидравлической систем;

— осмотреть:

втулку несущего винта и автомат перекоса (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.

3.9.2. 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;

— убедиться, нет ли на вертолете посторонних предметов;

— снять резиновый предохранительный колпачок с визуального сигнализатора обледенения;

— проверить загрузку вертолета и крепление груза;

— заполнить контрольный лист подготовки вертолета к полету;

— доложить командиру экипажа о готовности вертолета к полету согласно заданию.

3.10. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ

3.10.1. Холодная прокрутка двигателя производится от аэродромного источника питания, от ГТД АИ-8 или от бортовых аккумуляторных батарей. Прокрутка производится в целях продувки камеры сгорания от топлива, попавшего при неудавшемся запуске, или для охлаждения двигателя, а также после длительной стоянки.

3.10.2. Холодную прокрутку двигателя разрешается производить летчику или бортовому технику.

Для выполнения холодной прокрутки необходимо:

— установить переключатель АЭРОДР. ПИТАН. — АККУМУЛ. в положение, соответствующее роду питания, а выключатель СЕТЬ НА АККУМ. в положение ВКЛ.;

— включить АЗС запуска двигателей и приборов контроля за их работой;

— открыть пожарный кран прокручиваемого двигателя;

— поставить переключатель рода работ в положение ПРОКРУТКА, а переключатель ЛЕВ. — ПРАВ. перевести в положение на прокручиваемый двигатель;

— нажать пусковую кнопку на 2—3 с;

— проконтролировать продолжительность цикла работы пусковой панели (цикл должен продолжаться 27 с).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При холодной прокрутке кран останова должен быть закрыт.

3.11. ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК

3.11.1. Ложный запуск (запуск без поджига топлива) производится при необходимости проверки работы систем, участвующих в запуске, и определении оборотов раскрутки турбокомпрессора стартером, а также при проведении расконсервации и консервации двигателя. Ложный запуск разрешается производить летчику или бортовому технику. Ложный запуск производится:

с открытым краном останова — при проведении расконсервации и консервации двигателя, а также при проверке работоспособности систем, участвующих в запуске;

с закрытым краном останова — при определении раскрутки ротора турбокомпрессора стартером, при проверке работы запальной свечи пускового воспламенителя, при продувке двигателя после расконсервации.

Для ложного запуска с открытым краном останова необходимо:

— выключить АЗС ЗАЖИГАНИЕ, расположенный на левой панели АЗС;

— установить переключатель АЭРОДР. ПИТАН. — АККУМУЛ. в положение, соответствующее роду питания, а выключатель СЕТЬ НА АККУМ. — в положение ВКЛ.;

— включить следующие АЗС и выключатели, необходимые для запуска двигателя: систем запуска и зажигания, приборов контроля работы двигателя, подкачивающих насосов топливных баков, пожарных кранов и противопожарной системы;

— открыть пожарный кран и кран останова;

— установить переключатель рода работ в положение ЗАПУСК, а переключатель ЛЕВ.—ПРАВ. — на ложно запускаемый двигатель;

— нажать пусковую кнопку на 2—3 с;

— проконтролировать продолжительность цикла работы пусковой панели (цикл должен продолжаться 40 с).

Минимально допустимые обороты ротора турбокомпрессора при ложном запуске должны составлять при температуре наружного воздуха от минус 40° С до плюс 40° С соответственно от 21 до 27%!

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После проведения ложного запуска с открытым краном останова перед нормальным запуском двигателя необходимо произвести холодную прокрутку (продувку) двигателя.

3.11.2. Ложный запуск с закрытым краном останова производится без отсоединения низковольтного провода от агрегата зажигания в том же порядке, что и с открытым краном останова.

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

4.1. Подготовка к рулению и руление	92
4.2. Висение	94
4.3. Перемещения и подлеты на малой высоте	96
4.4. Взлет	—
4.5. Набор высоты	99
4.6. Горизонтальный полет	100
4.7. Переходные режимы полета	101
4.8. Снижение	103
4.9. Снижение на режиме самовращения несущего винта	104
4.10. Посадка	105
4.11. Уход на второй круг	108
4.12. Полет и посадка с одним работающим двигателем в учебных целях	—
4.13. Полет с автопилотом	111
4.14. Окончание полета	113
4.15. Полет на поиск потерпевших бедствие	114
4.16. Полет (висение) над безориентирной местностью с использованием измерителя путевой скорости ДИВ-1	116
4.17. Полет ночью в простых метеорологических усло- виях	117
4.18. Полет в сложных метеорологических условиях днем и ночью	118
4.19. Заход и расчет на посадку по большой коробочке	123
4.20. Заход и расчет на посадку с прямой отворотом на расчетный угол	127
4.21. Заход и расчет на посадку с помощью автомати- ческого радиопеленгатора	129
4.22. Полеты в условиях обледенения	134
4.23. Полеты в горах	137

4.24. Особенности эксплуатации вертолета на площадках со снежным (пыльным) покрытием . . .	144
4.25. Вертолетовождение	146
4.26. Выполнение пилотажа	161
4.27. Полеты в условиях атмосферной турбулентности (болтанки)	167

4.1. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ

4.1.1. Произвести запуск двигателей в соответствии с указаниями подраздела 3.5.

4.1.2. Бортовому технику перед выруливанием убедиться в том, что:

- отсоединены жгуты аэродромного источника электроэнергии;

- уложен в гнездо трос заземления;

- убрана бортовая стремянка в вертолет и закрыты двери грузовой кабины;

- включен выключатель ОБОГРЕВ Н. ГАЗА при выполнении полета на боевое задание;

- включены насосы ЭЦН-75 (по положению выключателей и световому табло) и доложить командиру экипажа «К выруливанию готов, топливные насосы включены».

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

- следить за показаниями приборов, контролирующих работу силовой установки;

- следить за правильностью распределения нагрузки между генераторами и при необходимости производить подрегулировку их;

- следить за работой гидравлической системы;

- включать обогрев или вентиляцию кабин по команде командира экипажа;

- 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.

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

4.1.5. Получив доклад от членов экипажа о готовности к выруливанию, командир экипажа должен убедиться, что

показания всех приборов нормальные и на пути руления нет препятствий, после чего:

- рукоятку коррекции газа перевести в крайнее правое положение; обороты несущего винта должны быть в пределах $95 \pm 2\%$;

- связаться по радио с командным пунктом и получить разрешение на выруливание;

- растормозить основные колеса;

- проверить готовность экипажа к рулению по контрольной карте (приложение 1).

Плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет на поступательное движение.

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

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

4.1.7. Руление выполнять при скорости ветра не более 15 м/с. При рулении с боковым ветром вертолет имеет тенденцию к развороту против ветра. Разворот парировать соответствующим отклонением педалей, а крене — 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.

4.1.8. 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 резко на себя).

На вертолетах, оборудованных переменным гидроупором, темп перемещения ручки управления в продольном отношении ограничен. При отклонении тарелки автомата перекося назад на угол более 2° нагрузка на ручке управления резко возрастает.

4.1.9. 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, 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.

4.2. ВИСЕНИЕ

4.2.1. Висение у земли выполнять в следующих 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. Для выполнения висения необходимо:

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

- убедиться, что показания приборов нормальные;

- установить коррекцию газа в крайнее правое положение, при этом обороты несущего винта должны установиться в пределах $95 \pm 2\%$;

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

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

- запросить по радио разрешение на выполнение висения;

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

4.2.3. Увеличение общего шага несущего винта при отделении вертолета от земли должно быть плавным; установление номинальной мощности двигателям при нормальном взлетном весе вертолета должно производиться не менее чем за 10 с, а при максимальном взлетном весе — не менее чем за 15 с, что обеспечивает сохранение оборотов несущего винта в пределах 92—97%.

Получение взлетной мощности двигателей летчик определяет по уменьшению оборотов несущего винта (при взятии рычага «шаг-газ» вверх) с 95 ± 2 до 92—93% и по оборотам турбокомпрессоров двигателей, соответствующим взлетному режиму при данной температуре наружного воздуха.

Увеличение общего шага от минимального значения до взлетного режима с темпом менее 10 с или дальнейшее его увеличение после получения взлетного режима может привести к перетяжелению несущего винта, потере его оборотов ниже 89% и просадке вертолета вплоть до приземления.

Достигнув высоты висения, произвести проверку совместной работы двигателей, при этом убедиться, что:

— отсутствуют колебания стрелок указателей числа оборотов турбокомпрессоров относительно друг друга на установившемся режиме более 1%, а температура газов не выходит за пределы максимально допустимой для данного режима;

— на всех установившихся рабочих режимах от крейсерского и выше разница оборотов турбокомпрессоров левого и правого двигателей не превышает 2%, а при срабатывании регулятора температуры газа перед турбиной на взлетном режиме — не более 4%. На неустановившихся режимах, а также на установившихся режимах ниже крейсерского разница в оборотах турбокомпрессоров двигателей не регламентируется.

4.2.4. 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 частых коротких нажатий на кнопку снятия усилий ЭМТ-2.

4.2.5. Примерное отклонение ручки управления от нейтрального положения на висении составляет:

— на себя — $1/4$ полного хода ручки при предельно задней и нормальной центровках и $1/2$ полного хода ручки при предельно передней центровке;

— вправо — на $1/4$ полного хода ручки независимо от центровки.

4.2.6. Развороты на висении разрешается выполнять с угловой скоростью не более $12^\circ/\text{с}$.

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

4.2.7. Развороты на 360° на висении у земли разрешается выполнять при скорости ветра до 5 м/с. При скорости ветра от 5 до 10 м/с развороты выполнять не более чем на 90° относительно направления ветра. При скорости ветра более 10 м/с висение выполнять только против ветра.

4.2.8. Висение на вертолете разрешается выполнять на высотах, указанных в табл. 2.2, в зависимости от полетного веса.

Выше высот, указанных в табл. 2.2, разрешается висение при транспортировке грузов на внешней подвеске или по тактическим соображениям.

Примечания: 1. Висение в диапазоне высот от указанных в табл. 2.2 до 200 м без особой необходимости не выполнять, так как в этом диапазоне высот висения не обеспечена полная безопасность выполнения посадки в случае отказа двигателя (двигателей) из-за возможной потери оборотов несущего винта.

2. При неустойчивом висении вертолета возможно мигание табло ОСТАЛОСЬ ТОПЛИВА 300 Л.

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

4.3.3. Подлеты и перемещения вперед на высотах до 10 м производить со скоростью не более 20 км/ч, ориентируясь по земле, а также используя для контроля прибор ДИВ-1; 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 графика на 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 сильнопересеченной 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);
- по-самолетному с разбегом на носовом колесе.

Для выполнения взлетов и посадок минимальные размеры рабочей площадки должны быть следующие:

— для взлетов и посадок по-вертолетному вне зоны влияния воздушной подушки — 50×50 м;

— для взлетов и посадок по-вертолетному в зоне влияния воздушной подушки — 50×150 м;

— для взлетов и посадок по-самолетному — 40×250 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.

При попутном ветре 5 м/с взлет разрешается производить, если вертолет может висеть на высоте не менее 4 м.

4.4.3. Для взлета установить вертолет по возможности против ветра, отделить его от земли и выполнить контрольное висение. Убедившись, что показания приборов нормальные, а высота висения достаточная для взлета по-вертолетному, снизиться до высоты 0,5—1,0 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—93%. 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.

4.4.6. Для взлета установить вертолет по возможности против ветра, отделить его от земли и строго вертикально набрать высоту, обеспечивающую безопасный проход над препятствиями с превышением 5—10 м. В процессе увеличения общего шага следить за величиной оборотов несущего винта, не допуская уменьшения их ниже 92—93%.

Плавным отклонением ручки управления от себя перевести вертолет в разгон до скорости 30—40 км/ч, после чего перейти в набор высоты с одновременным увеличением скорости до 120 км/ч.

Взлет по-самолетному

4.4.7. Если контрольное висение показало, что вертолет на взлетном режиме работы двигателей не может висеть на высоте 3 м над землей, необходимо приземлить вертолет и взлет производить по-самолетному. При выполнении взлета по-самолетному должны быть включены только каналы крена и тангажа автопилота.

4.4.8. Убедившись, что показания приборов нормальные и коррекция введена полностью вправо, отклонением ручки управления от себя и плавным увеличением общего шага перевести вертолет в режим разбега до скорости 30—40 км/ч. Дальнейшим увеличением общего шага несущего винта (при необходимости до взлетного режима) отделить вертолет от земли.

При разбеге вертолет имеет тенденцию к отрыву сначала с основных колес, затем с носового колеса. Эту тенденцию 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.

4.5. НАБОР ВЫСОТЫ

4.5.1. Наивыгоднейшая скорость набора высоты на высотах от земли до 4000 м — 120 км/ч, выше 4000 м — 110—105 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.

4.5.2. Взлетный режим работы двигателей достигается при оборотах несущего винта 92—93% (при полностью введенной правой коррекции), при этом обороты турбокомпрессоров в зависимости от температуры наружного воздуха у земли должны иметь значения, указанные на графике рис. 2.2.

С подъемом на высоту (при наборе на взлетном режиме) обороты турбокомпрессоров могут расти до 101%, в дальнейшем ограничиваются регулятором максимальных оборотов. Если обороты турбокомпрессоров будут возрастать более 101%, то рычагом «шаг-газ» уменьшить мощность двигателей.

4.5.3. Номинальный режим работы двигателей устанавливается летчиком по оборотам турбокомпрессоров.

Обороты турбокомпрессоров определяются по графику на рис. 2.2 и в зависимости от температуры наружного воздуха перед вылетом и при наборе высоты должны поддерживаться летчиком постоянными. При этом обороты несущего винта поддерживаются автоматически в пределах $95 \pm 2\%$. Для вертолетов, оборудованных КТА-5, номинальный и крейсерский режимы работы двигателей в полете при барометрическом давлении 755 мм рт. ст. и ниже определяются по измерителю ИТК-5. При барометрическом давлении выше 755 мм рт. ст. режим работы двигателей определяется на земле по графику на рис. 2.2 и сохраняется летчиком до набора высоты, на которой барометрическое давление становится 755 мм рт. ст. и ниже.

4.5.4. В полете на всех режимах рукоятка коррекции газа должна находиться в крайнем правом положении; в этом случае работает система автоматического поддержания оборотов несущего винта постоянными.

4.5.5. При наборе высоты в зависимости от атмосферных условий может произойти снижение оборотов турбокомпрессоров двигателей и даже появление «вилки» в показаниях оборотов турбокомпрессоров двигателей.

В случае синхронного снижения оборотов двух двигателей ниже значения, определяющего номинальный режим при фактических атмосферных условиях в точке взлета, необходимо перемещением рычага «шаг-газ» установить обороты несущего винта не менее 93%. Если в результате несинхронного снижения оборотов турбокомпрессоров двух двигателей возникшая «вилка» будет более допустимой (2%), небольшим перемещением рычага «шаг-газ» вниз уменьшить режим работы двигателей до значения, при котором «вилка» будет находиться в пределах допуска (не более 2%).

В процессе установившегося набора высоты систематически проверять показания приборов контроля работы силовой установки, трансмиссии и других систем и агрегатов вертолета.

4.5.6. Набрав заданную высоту полета, перевести вертолет в горизонтальный полет, для чего ручкой управления установить заданную скорость, а затем рычагом «шаг-газ» плавно установить режим работы двигателей, соответствующий заданной скорости полета. Обороты несущего винта при этом автоматически поддерживаются в пределах $95 \pm 2\%$.

4.6. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

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

4.6.2. Длительные полеты по маршруту выполнять на скоростях:

а) с нормальным взлетным весом (11 100 кгс):

— на высотах до 1000 м — 220 км/ч;

— на высотах свыше 1000 до 2000 м — 195 км/ч;

б) с максимальным взлетным весом (12 000 кгс):

— на высотах до 1000 м — 200 км/ч;

— на высотах свыше 1000 до 2000 м — 180 км/ч.

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 настоящей Инструкции.

4.6.5. Развороты и виражи разрешается выполнять с кренами, указанными в табл. 2.6.

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:

- уточнить расчетные данные;
- вести наблюдение за пилотажно-навигационными приборами;
- вести визуальную ориентировку, быстро и точно производить навигационные расчеты;
- перестраивать радиосредства для решения задач выхода в заданный район, захода и расчета на посадку;
- периодически, через каждые 10—15 мин полета, проверять расход и оставшийся запас топлива; после проверки переключатель топливомера ставить в положение РАСХ;
- всегда знать продолжительность полета до посадки;
- уметь восстанавливать ориентировку;
- руководствоваться указаниями командира 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, тенденцию 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 тенденция 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 тенденция поднимать нос с разворотом влево.

Ручкой управления необходимо своевременно удерживать вертолет от кренов и заваливаний на хвост, 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 следующем темпе перемещения рычага «шаг-газ»:

вверх — не быстрее 10 с от значения общего шага 1—3° до шага, соответствующего взлетному режиму работы двигателей;

вниз — не быстрее 1 °/с при любом исходном значении общего шага.

При более быстром перемещении рычага «шаг-газ» вверх может произойти уменьшение оборотов несущего винта ниже минимально допустимых (89%), вниз — раскрутка оборотов выше максимально допустимых (103—105%).

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 °/с и одновременное увеличение угла тангажа с темпом 1 °/с и выше запрещается из-за возможного заброса оборотов несущего винта за пределы допустимых значений (более 105%).

2. На вертолетах с двигателями, оборудованными системой защиты турбины винта, при достижении оборотов несущего винта $126 \pm 3\%$ с агрегатами РО-40М и $117 \pm 3\%$ с агрегатами РО-40ВА, по сигналу СЗТВ происходит выключение двигателей.

3. Для предупреждения сближения лопастей несущего винта с хвостовой балкой при выполнении переходных режимов полета энергичное уменьшение общего шага несущего винта с одновременной резкой отдачей и последующим взятием ручки управления на себя запрещается.

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

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

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

4.8. СНИЖЕНИЕ

4.8.1. Снижение с работающими двигателями в зависимости от высоты полета может быть осуществлено под различными углами к горизонту.

Вертикальное снижение с работающими двигателями

4.8.2. Вертикальное снижение разрешается выполнять с высоты 10 м до земли во всех случаях, а с высоты 200 м до высоты 10 м — только в случае невозможности планирования из-за препятствий или по тактическим соображениям. С динамического потолка до высоты 200 м снижение выполнять на режиме планирования с поступательной скоростью не менее, чем указано в табл. 2.4.

4.8.3. При вертикальном снижении с высоты 200 м до высоты 10 м скорость снижения не допускать более 3 м/с. В случае самопроизвольного увеличения скорости снижения необходимо уменьшить ее плавным увеличением общего шага, не допуская перетяжеления несущего винта. Если при этом запас мощности окажется недостаточным, перейти на полет с поступательной скоростью.

Вертикальное снижение с высоты 10 м до земли выполнять с постепенным уменьшением вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы к моменту приземления она была не более 0,2 м/с.

Вертикальное снижение в непосредственной близости от земли выполнять по возможности против ветра. Вертикальность снижения вертолета определять по земным ориентирам и показаниям ДИВ-1.

Планирование с работающими двигателями

4.8.4. На высотах более 1500 м для исключения возможности выхода оборотов несущего винта за максимальные пределы (103% на время не более 30 с, 105% на время не более 5 с) общий шаг на планировании должен быть не менее 3—4° по УШВ.

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 92—96%.

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. 2.4.

4.9. СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

4.9.1. Снижение на режиме самовращения несущего винта с работающими двигателями производить в случае экстренного снижения. Для перехода на режим самовращения необходимо:

- уменьшить общий шаг до минимального значения;
- убрать коррекцию газа двигателей полностью влево;
- после перехода на режим самовращения изменением положения рычага «шаг-газ» сохранять обороты несущего винта в допустимых пределах, не допуская их уменьшения менее 89% и увеличения более 98% (рекомендуемые 92—96%). Стремление вертолета развернуться вправо и опустить нос парировать соответствующими отклонениями органов управления.

4.9.2. При снижении на режиме самовращения несущего винта с работающими двигателями допускаются следующие скорости по прибору:

- на высоте 2000 м и более — 100—120 км/ч,
- на высоте менее 2000 м — 90—200 км/ч.

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

4.9.3. Вертикальная скорость снижения зависит от выбранной скорости планирования, высоты и полетного веса.

Наименьшая вертикальная скорость при снижении на режиме самовращения соответствует скорости по прибору 110—120 км/ч.

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

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

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

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

- на высотах менее 1500 м увеличение общего шага производить после перевода коррекции полностью вправо. Темп перемещения рычага «шаг-газ» вверх должен быть таким, чтобы обороты несущего винта не упали менее 89%.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В связи с повышенными нагрузками на муфту свободного хода при переводе коррекции в правое положение частое применение режима экстренного снижения не рекомендуется.

4.9.6. С остановленными двигателями снижение на режиме самовращения несущего винта производить в соответствии с подразделом «Отказ двух двигателей» разд. 6.

4.10. ПОСАДКА

4.10.1. На вертолете возможны следующие виды посадок:

- вертикальная посадка с работающими двигателями (по-вертолетному);

- посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью (по-самолетному);

- посадка с одним работающим двигателем;

- посадка с выключенными двигателями на режиме самовращения несущего винта.

4.10.2. Все посадки по возможности выполнять против ветра. Перед выполнением посадок с поступательной ско-

ростью, в том числе и на режиме самовращения несущего винта, каналы направления и высоты автопилота необходимо выключить.

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

Вертикальная посадка с работающими двигателями (по-вертолетному)

4.10.3. Планирование перед посадкой производить при 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 50—60 м скорость составляла 50—60 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 на грузки с органов управления необходимо снимать короткими нажатиями на кнопку снятия усилий.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В связи с повышенным временем приемистости турбовальных двигателей увеличение мощности двигателей для торможения вертолета начинать заблаговременно, режим работы двигателей рычагом «шаг-газ» увеличивать плавно, сохраняя обороты несущего винта в допустимых пределах. Запаздывание с увеличением мощности двигателей и резкое увеличение режима их работы непосредственно перед зависанием могут привести к перетяжелению несущего винта и грубой посадке.

4.10.4. 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.

1 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.

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

**Посадка с работающими двигателями
с поступательной скоростью (по-самолетному)**

4.10.6. Посадка с работающими двигателями с поступательной скоростью производится в случае невозможно-

сти выполнить зависание из-за недостатка располагаемой мощности двигателей (высокогорные аэродромы, высокие температуры наружного воздуха) и с учебными целями.

Посадка может производиться на аэродром или ровную проверенную площадку при наличии безопасного подхода.

4.10.7. Планирование после четвертого разворота производить со скоростью 120 км/ч. С высоты 60—50 м начать уменьшать скорость с таким расчетом, чтобы на высоте 30—20 м приборная скорость была 60—70 км/ч. Дальнейшее снижение следует осуществлять с постепенным уменьшением скорости полета и вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы на высоте 1—0,5 м скорость полета была 40—50 км/ч, а вертикальная скорость снижения 0,1—0,2 м/с.

4.10.8. Плавню 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.

4.10.9. 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.

4.10.10. Порядок выполнения посадки с укороченным пробегом следующий:

- 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 20—40 км/ч;

- на высоте 5—10 м отклонением ручки управления от себя придать вертолету посадочное положение, исключая возможность касания земли хвостовой опорой, но обеспечивающее дальнейшее уменьшение поступательной скорости до 5—30 км/ч к моменту приземления вертолета;

- уменьшение вертикальной скорости с высоты 5—10 м производить путем дальнейшего увеличения общего шага с темпом 2—4°/с и так, чтобы в момент приземления она не превышала 0,2 м/с;

— после приземления вертолета ручку управления установить на $1/3$ — $1/4$ хода вперед от нейтрального положения, уменьшить общий шаг до минимального значения, перевести рукоятку коррекции полностью влево и затормозить колеса шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. К выполнению посадок с укороченным пробегом на посадочные площадки ограниченных размеров допускаются летчики, освоившие эти посадки в учебно-тренировочных полетах.

2. При выполнении предпосадочного торможения особое внимание обращать на сохранение оборотов несущего винта в допустимом диапазоне 89—101%.

4.11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

4.11.1. При невозможности выполнения посадки на выбранную площадку или в случае, 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. ПОЛЕТ И ПОСАДКА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

4.12.1. Учебные и тренировочные полеты с одним работающим двигателем разрешается выполнять с полетным весом не более 9000 кгс.

4.12.2. Заход на посадку с одним работающим двигателем в учебных целях выполнять против ветра или с небольшим боковым ветром не более 4—6 м/с.

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

— командиру экипажа на высоте 200 м над аэродромом установить скорость горизонтального полета 180—200 км/ч и дать команду «Приготовиться к выключению левого (правого) двигателя». Летчику-штурману сосредоточить свое внимание на приборах, определяющих режим работы двигателей и несущего винта;

— перевести рычаг раздельного управления выключаемого двигателя вниз до упора, при этом второй двигатель

должен автоматически выйти на более высокий режим (при положении рычага раздельного управления этим двигателем в среднем положении на защелке); при необходимости полного использования взлетной мощности недросселированного двигателя рычаг раздельного управления этого двигателя перевести вверх до начала выворачивания коррекции влево;

- убедиться, что бортовой техник взялся за рычаг крана останова двигателя, переведенного на режим малого газа;

- через 1 мин дать команду бортовому технику выключить краном останова двигатель, переведенный на режим малого газа;

- плавным торможением установить скорость полета 120—130 км/ч, рычагом «шаг-газ» установить режим работающему двигателю, при котором вертолет летит без снижения;

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

Разбалансировка при выключении одного двигателя невелика и легко парируется органами управления.

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

- на высоте 300 м над аэродромом установить скорость 50—60 км/ч;

- перевести рычаг раздельного управления выключаемого двигателя вниз до упора и через 1 мин дать команду бортовому технику выключить краном останова двигателя, переведенный на режим малого газа;

- 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; для получения взлетной мощности рычаг раздельного управления работающего двигателя перевести вверх до начала выворачивания рукоятки коррекции влево;

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

4.12.5. Запуск двигателя с учебной целью в полете разрешается производить до высот не более 3000 м. Запуск производить в такой последовательности:

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

- убедиться в том, что компрессор запускаемого двигателя вращается (авторотирует) и обороты авторотации составляют не более 20%;

- установить скорость полета 120 км/ч;
- произвести запуск двигателя, для чего переключатель ЛЕВЫЙ — ПРАВЫЙ поставить на запускаемый двигатель, на 2—3 с нажать пусковую кнопку, после чего перевести рычаг крана останова запускаемого двигателя в положение ОТКРЫТО;
- установить рычаг раздельного управления запущенного двигателя в среднее положение на защелку;
- установить заданный режим полета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Запуск двигателя разрешается при оборотах авторотации ротора турбокомпрессора не более 20%. Если стрелка указателя оборотов запускаемого двигателя устанавливается на отметке 0, необходимо переключатель ЗАПУСК — ПРОКРУТКА установить в положение ПРОКРУТКА и нажать на пусковую кнопку (на 2—3 с). Убедившись, что стрелка указателя оборотов турбокомпрессора стронулась с отметки 0, нажать на кнопку ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА. Установить переключатель ЗАПУСК — ПРОКРУТКА в положение ЗАПУСК и произвести запуск двигателя. Если стрелка указателя оборотов турбокомпрессора не срагивается с отметки 0 в течение 5 с с момента нажатия на пусковую кнопку, необходимо нажать на кнопку ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА, охладить двигатель в течение 2 мин и повторить прокрутку двигателя. Если при повторной холодной прокрутке двигателя стрелка указателя оборотов турбокомпрессора не стронулась с отметки 0, запуск двигателя **запрещается**.

2. Непрерывный полет на одном двигателе, работающем на режиме выше номинального, не должен превышать 6 мин.

Общий налет вертолета с одним работающим двигателем за время эксплуатации с данным установленным главным редуктором не должен превышать 10% ресурса этого главного редуктора (по 5% от каждого двигателя).

3. В учебных полетах в случае снижения температуры масла выключенного двигателя ниже плюс 30° С необходимо после запуска прогреть его до температуры масла плюс 30° С, после чего рычаг раздельного управления установить в среднее положение на защелку.

4.12.6. Посадку вертолета с учебной целью после выключения одного двигателя производить в такой последовательности:

— на высоте 200 м после четвертого разворота установить скорость 120 км/ч и после уточнения расчета на посадку выключить двигатель;

— для предотвращения падения оборотов несущего винта менее 92% уменьшить общий шаг на 1—3°;

— ручкой управления затормозить вертолет до скорости 60 км/ч;

— на скорости 60 км/ч произвести снижение до высоты 40 м с вертикальной скоростью 2—3 м/с;

— с высоты 40 м произвести дальнейшее торможение поступательной скорости вертолета с таким расчетом, чтобы при подходе к высоте 4—6 м вертикальная скорость была 2—3 м/с при работе двигателя на взлетном режиме;

— с высоты 4—6 м произвести гашение вертикальной скорости до момента приземления путем увеличения общего шага с темпом 2—4 °/с. При увеличении общего шага плавной дачей правой педали парировать разворот вертолета влево и ручкой управления придать вертолету посадочный угол тангажа;

— после приземления без задержки плавно опустить рычаг «шаг-газ» вниз до упора с одновременной отдачей ручки управления от себя на 1/3—1/4 хода для исключения удара лопастями несущего винта по балке;

— после опускания носового колеса применить торможение колес.

При таком методе посадки вертолет снижается по крутой глиссаде (30—60°) и приземляется на скорости 10—20 км/ч. Пробег после приземления составляет 5—20 м.

4.13. ПОЛЕТ С АВТОПИЛОТОМ

4.13.1. Пилотирование вертолета Ми-8Т с включенным автопилотом является основным видом полетов, и все полеты от взлета 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 на лампы-кнопки соответствующих каналов, при взлете по-вертолетному необходимо включать каналы КРЕН — ТАНГАЖ и НАПРАВЛЕНИЕ, при взлете по-самолетному — в соответствии со ст. 4.13.10. Включение контролировать по загоранию зеленых ламп включенных каналов.

4.13.4. Выполнение взлета с включенным автопилотом проще, чем без автопилота, и не требует двойных движений для удержания вертолета на постоянном месте висения. Ноги необходимо держать на педалях и выдерживать курс отклонением педалей.

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», «Т» и «Н» индикатора около нейтрального положения.

Примечания: 1. Стрелка «Н» индикатора должна колебаться только при освобожденных педалях. Если ноги летчика стоят на педалях и надпедальники 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 нейтрально ручкой центровки «Т» или «К» на пульте автопилота.

4.13.6. На установившихся режимах горизонтального полета, набора высоты или снижения вертолет при полете с полностью освобожденным управлением сохраняет свое пространственное положение, уходя с заданной скоростью, так как автопилот стабилизирует не скорость полета, а угол тангажа. Поэтому при выполнении длительного полета с освобожденным управлением необходимо периодически восстанавливать заданный режим полета отклонением ручки управления и педалей. Освобождать управление при полете на высоте менее 50 м не рекомендуется.

4.13.7. Развороты необходимо выполнять только при поставленных на педали ногах и нажатых надпедальниках.

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 ниже 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 на кнопку ВЫКЛ. АП.

4.13.10. При обнаружении в полете ненормальностей в работе автопилота или при полном его отказе автопилот выключить нажатием на кнопку ВЫКЛ. АП. Полет продолжать, пилотируя вертолет без автопилота, при этом отклонения органов управления должны быть более плавными и мелкими, особенно при посадке.

Примечания: 1. При выполнении взлета по-самолетному, посадки по-самолетному с одним и двумя работающими двигателями, а также посадки на самовращении несущего винта канал высоты и направления следует выключать.

2. На вертолетах выпуска до 1976 г. 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.

4.14. ОКОНЧАНИЕ ПОЛЕТА

4.14.1. После заруливания на стоянку поставить вертолет на стояночный тормоз и выключить 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 выключить двигатели в соответствии с указаниями ст. 3.7.9.

4.14.4. При выполнении полетов вне основного аэродрома или при перелетах с посадками на других аэродромах бортовой техник обязан своевременно менять и сдавать на обработку пленки САРПП-12 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 включить автомат защиты сети АРК-У2 на верхнем пульте летчиков и выключатель на пульте управления радиокompасом АРК-У2, а также установить на пульте управления командной УКВ радиостанции и на радиоприемнике Р-852 частоту работы аварийной радиостанции.

Переключатель КОМПАС — АНТЕННА на левой боковой панели установить в положение АНТЕННА.

4.15.2. Вывести вертолет в район поиска; при этом необходимо учитывать, что дальность обнаружения работы аварийной радиостанции с увеличением высоты полета увеличивается (на высоте 1000 м дальность действия около 40 км по обнаружению и 15 по приводу).

4.15.3. После обнаружения и опознания радиостанции произвести поиск и определить ее местонахождение, для чего переключатель КОМПАС — АНТЕННА установить в положение КОМПАС. С помощью переключателя РАМКА Л — П отвести стрелку указателя курса влево или вправо от положения пеленга и убедиться, что стрелка возвращается в прежнее положение.

4.15.4. Осуществить выход вертолета на потерпевших бедствие, развернув вертолет так, чтобы стрелка указателя курса установилась в положение 0, и в дальнейшем пилотировать по нулевому положению стрелки (показания стрелки сначала будут «вялые», выдаются со значительной ошибкой; при подлете к аварийной радиостанции ошибка в показаниях уменьшается). При пролете аварийной радиостанции показания указателя изменяются на 180°.

Выход в район поиска на аварийную радиостанцию с использованием АРК-У2 на вертолете с установленной системой внешней подвески выполнять с выпущенной фермой внешней подвески, так как в убранном положении ферма внешней подвески экранирует антенну АРК-У2, что приводит к хаотическим колебаниям стрелки указателя (до $\pm 60^\circ$).

4.15.5. На вертолетах, оборудованных радиокompасом АРК-УД, для выполнения 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 радиосвязей 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 необходимо 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. После обнаружения и опознания маяка (радиостанции) произвести поиск и определить его местонахождение, для чего установить переключатель режимов работы в положение, соответствующее горющей лампе-сигнализатору (УП, ШП). Если горит лампа-сигнализатор УП, установить переключатель режимов работы в положение УП;

— с помощью кнопок АНТ. Л (или П) отвести стрелку указателя влево или вправо от положения пеленга и убедиться, что при отпущенной кнопке стрелка возвращается в прежнее положение;

— развернуть вертолет так, чтобы стрелка указателя курса установилась в положение 0, и пилотировать в дальнейшем по нулевому положению стрелки. На больших удалениях начинать привод в режиме «УП», по мере увеличения громкости сигнала в телефонах перейти в режим «ШП», так как надежность работы АРК-УД в этом режиме выше.

При пролете аварийной радиостанции показания указателя курса изменяются на 180°.

Примечания: 1. При больших удалениях вертолета от потерпевших бедствие переключатель Б — М на пульте управления АРК-УД должен быть установлен в положение Б (большая чувствительность). Для уменьшения колебаний стрелки указателя курса на близких удалениях вертолета от потерпевших бедствие указанный переключатель установить в положение М (малая чувствительность).

2. При работе на передачу радиостанции Р-860 возможно влияние на работу АРК-УД, в этом случае необходимо выключатель БЛОКИРОВКА — АРК-УД установить в положение ВКЛ.

В инструкцию экипажу вертолета Ми-8Т четвертого издания, книга 1, внести следующие дополнения:

1. На стр. 115 в конце раздела «Полет на поиск потерпевших бедствие» после примечания внести новый текст:

На вертолетах, оборудованных радиостанцией „Эвкалипт-М24“, сопряженной с радиокompасом АРК-У2, для

связи и выхода на наземную радиостанцию (типа Р-111, Р-123М или Р-137) необходимо:

- включить автомат защиты сети АРК-У2 на верхнем электропульте летчиков и выключатель питания на пульте управления АРК-У2;

- переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ установить в положение КР;

- переключатель ЭВКАЛИПТ — АРК-У2 ЭВКАЛИПТ, расположенный справа на рабочем месте летчика-штурмана, установить в положение ЭВКАЛИПТ;

- включить питание радиостанции выключателем ЭВКАЛИПТ;

- установить на пульте управления радиостанцией „Эвкалипт” рабочий канал связи, выключатель ПШ в положение ВЫКЛ.;

- кратковременно нажать кнопку АСУ на пульте управления радиостанцией; при исправной радиостанции сигнальная лампа НАСТР. на пульте управления через 1—5 с после нажатия кнопки должна погаснуть, а в телефонах должны появиться шумы.

При выполнении полета вывести вертолет в район работы наземной радиостанции.

При установлении связи с наземной радиостанцией дать команду «Дайте сигнал» и, услышав требуемый сигнал, перевести переключатель ЭВКАЛИПТ — АРК-У2 ЭВКАЛИПТ в положение АРК-У2 ЭВКАЛИПТ. Вывести вертолет на наземную радиостанцию по нулевым показаниям стрелки указателя БСУП-2. При пролете наземной радиостанции показания указателя изменяются на 180°.

4.16. ПОЛЕТ (ВИСЕНИЕ) НАД БЕЗОРИЕНТИРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИЗМЕРИТЕЛЯ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ ДИВ-1

4.16.1. Прибор ДИВ-1 осуществляет индикацию скоростей полета относительно земли на высотах 0—100 м в диапазоне скоростей: вперед 0—50 км/ч; влево и вправо — 0—25 км/ч, назад — 0—10 км/ч.

Отсчет скорости производится подвижными вертикальными и горизонтальными визирами относительно неподвижной шкалы.

По вертикальному визиру производится отсчет скорости бокового перемещения влево и вправо, по горизонтальному визиру — при перемещениях вперед и назад.

4.16.2. Перед взлетом включить АЗС ДИВ-1 на верхнем электропульте и выключатель ДИВ-1 ВКЛЮЧЕН на верхнем пульте левого летчика.

4.16.3. Висение следует выполнять, ориентируясь по показаниям подвижных стрелок относительно неподвижной шкалы. Ручку управления необходимо отклонять в сторону, противоположную отклонению стрелки, стремясь удерживать стрелки в центре на перекрестии шкалы.

4.16.4. После взлета и набора скорости 50 км/ч ДИВ-1 следует выключить, а перед заходом на посадку включить на скорости 70—80 км/ч.

Примечания: 1. Правильные показания индикатора измерителя ДИВ-1 обеспечиваются до высоты полета не более 110 м.

2. При вращении вертолета на висении без смещения его относительно земли прибор ДИВ-1 показывает поперечную составляющую скорости (боковое перемещение). Поэтому для осуществления точного висения над безориентирной местностью необходимо одновременно использовать как показания ДИВ-1, так и показания курсовой системы.

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 включить выключатели ОСВЕЩЕНИЕ, МИГАЛКА на верхнем боковом пульте левого летчика и выключатели красного подсвета пультов и приборных досок и установить левую фару в положение РУЛЕЖНАЯ. Луч фары направить несколько вперед, чтобы видеть сигналы, подаваемые наблюдающим за пуском двигателей.

4.17.2. После запуска двигателей и отключения аэродромного источника электропитания выключить плафоны белого света, переключатель яркости свечения световой сигнализации (табло) на правом щитке поставить в положение НОЧЬ и проверить, включен ли выключатель МИГАЛКА, включить строевые и контурные огни. Переключатели аэронавигационных и строевых огней установить в зависимости от полетного задания в положение ЯРКО или ТУСКЛО.

Руление выполнять с включенной левой фарой в положение РУЛЕЖНАЯ. Правую фару включить при необходимости для более тщательного просмотра переднего пространства, а также перед разворотами.

4.17.3. Взлет производить с включенными фарами в положение ПОСАДОЧНАЯ, направление лучей фар необходимо уточнить на висении на высоте 3—5 м с помощью переключателей, расположенных на рычагах «шаг-газ». Взлет ночью практически не отличается от взлета днем, однако ночью при отделении вертолета от земли следует обращать 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 противобледенительную систему лопастей несущего и хвостового винтов, передних стекол кабины экипажа и трубок ПВД; доложить руководителю полетов и принять меры к выходу из зоны обледенения.

4.17.6. Построение маневра и заход на посадку выполнять так же, как и днем. На высоте 50—70 м включить фары в положение **ПОСАДОЧНАЯ**. 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.

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 включенными фарами в положение **РУЛЕЖНАЯ**.

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 автоматы защиты (АЗС) и выключатели, убедиться в нормальной работе автопилота, авиагоризонтов, указателя поворота, радиокомпасов (АРК-9 и АРК-У2), курсовой системы, радиовысотомера, стеклоочистителей, проверить часы (заведены ли и правильно ли установлено время). Давление на барометрическом высотомере при установленных на нуль стрелках должно соответствовать фактическому давлению на уровне аэродрома (разность не должна превышать 1,5 мм рт. ст.).

Примечание. Гироскопические приборы должны быть включены не позднее чем за 3—5 мин до взлета.

4.18.3. При температуре наружного воздуха плюс 5°С и ниже обогрев ПВД включать перед выруливанием и выключать после заруливания вертолета на стоянку независимо от того, имеются условия обледенения или нет.

Порядок пользования ПОС в полете указан в подразделе 4.22.

При наличии снежного покрова, а также при полетах в сложных метеословиях (при температуре наружного воздуха плюс 5°С 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.

4.18.4. После выруливания к месту взлета согласовать курсовую систему и установить курсозадатчик УГР-4УК на магнитный курс взлета, а также убедиться в том, что:

- радиовысотомер включен и переключатель сигнализиремой высоты установлен на заданную опасную высоту;

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

- радиокompас АРК-9 правильно показывает направление на приводную радиостанцию.

4.18.5. Летчику-штурману проверить пилотажно-навигационное оборудование в указанном выше объеме.

4.18.6. При выполнении полетов в сложных метеорологических условиях и ночью летчику-штурману 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, сообщать командиру экипажа время начала разворота при

выполнении маневра захода на посадку; быть готовым в любой момент к пилотированию вертолета.

4.18.7. После оценки воздушной обстановки по радиобмену и осмотра каждым летчиком своего участка воздушного пространства командиру экипажа запросить у руководителя полетов разрешение на взлет; получив разрешение, произвести взлет. Висение у земли выполнять при визуальном наблюдении за землей. Видимость земли должна быть под углом не менее 30° от вертикали при любой высоте облачности.

4.18.8. После взлета до входа в облака установить скорость набора высоты 150 км/ч по прибору, вертикальную скорость 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 УЭП-53 проверяется при установлении заданного режима набора высоты путем сопоставления их показаний с фактическим положением вертолета относительно естественного горизонта, правильность показаний указателя курсовой системы и радиокompаса — путем сопоставления с фактическим положением вертолета относительно оси взлетно-посадочной полосы и приводной радиостанции.

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.

4.18.9. 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° .

4.18.10. При полете по приборам в болтанку курс не-

обходимо исправлять координированными отклонениями ручки управления и педалей. Исправление курса только отклонением педалей может привести к раскачиванию вертолета по курсу.

Пилотирование вертолета в облаках осуществлять по авиагоризонту и указателю курсовой системы с периодическим контролем по указателю скорости, вариометру, высотемеру 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 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.

4.18.11. Распределение внимания летчика при полете по приборам должно быть примерно таким:

а) в наборе высоты: авиагоризонт — вариометр, авиагоризонт — указатель курсовой системы — высотемер, авиагоризонт — указатель скорости и далее в том же порядке;

б) в горизонтальном полете: авиагоризонт — вариометр, авиагоризонт — указатель курсовой системы — высотемер, авиагоризонт — указатель скорости и далее в том же порядке; периодически наблюдать за режимом работы двигателей;

в) при выполнении виражей и разворотов: авиагоризонт (силуэт самолета — шарик) — вариометр, авиагоризонт — указатель скорости, авиагоризонт — указатель курсовой системы — вариометр и далее в том же порядке;

г) на планировании при заходе на посадку после четвертого разворота: авиагоризонт — указатель курсовой системы — вариометр, авиагоризонт — указатель курсовой системы — высотомер — указатель скорости и далее в том же порядке;

д) по дублирующим приборам (отказ авиагоризонта): указатель поворота и скольжения — указатель курсовой системы, указатель поворота и скольжения — вариометр, указатель поворота и скольжения — указатель скорости — высотомер.

4.19. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ

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 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 160 км/ч, крены при разворотах выдерживать 10°. Схема захода на посадку по большой коробочке показана на рис. 4.1.

4.19.2. После взлета установить заданный 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 КУР = $240^\circ \pm \text{УС}$ ($120^\circ \pm \text{УС}$ — при правой коробочке) или на расчетном МПР.

Третий разворот выполнять при КУР = $240^\circ \pm \text{УС}$ ($120^\circ \pm \text{УС}$ — при правой коробочке) или на расчетном МПР. После третьего разворота перевести вертолет в режим снижения с вертикальной скоростью 2—3 м/с и установить поступательную скорость 155 км/ч. Снижение производить до высоты 200 м.

Четвертый разворот выполнять в режиме горизонтального полета на высоте не ниже 200 м на скорости 150 км/ч. Ввод в разворот при $KУР = 285^\circ \pm УС (75^\circ \pm УС)$ — при правой коробочке) или на расчетном МПР.

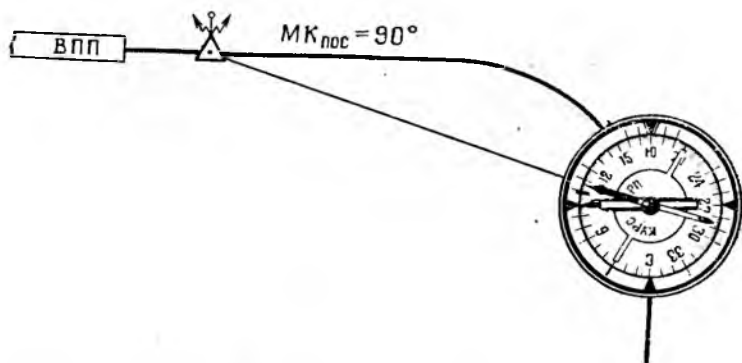


Рис. 4.2. Показания УГР-4УК за 90° до выхода на посадочный курс при правильном выполнении разворота

4.19.3. Начало всех разворотов и траверза контролировать по заранее рассчитанному полетному времени и докладывать руководителю полетов. В момент ввода в четвертый разворот острый конец стрелки радиоконуса подойдет к верхнему обрезу планки курсозадатчика, и 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

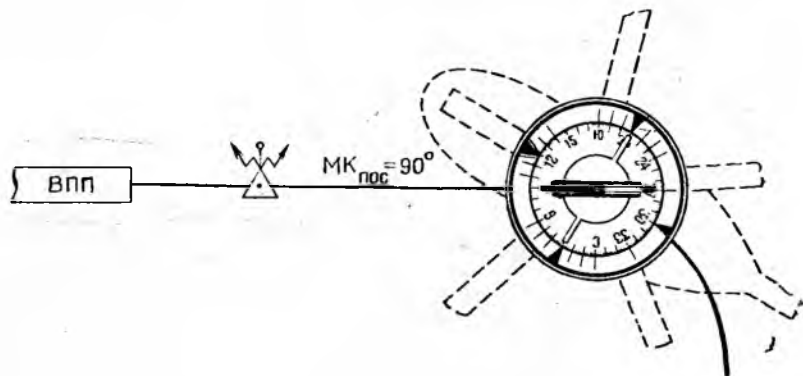


Рис. 4.3. Показания УГР-4УК за 30° до выхода на посадочный курс при правильном выполнении разворота

стрелкой радиокompаса и курсозадатчиком остается неизменным или даже увеличивается, крен необходимо уменьшать. Если же после совмещения стрелка радиокompаса начнет отставать от курсозадатчика, крен необходимо увеличивать, но не более чем до 15° . Вывод из разворота при отсутствии сноса выполнять так, чтобы совмещенные стрелки радиокompаса и курсозадатчика установились под отсчетным индексом УГР-4УК. При наличии сноса совмещенные стрелки установить с учетом угла сноса, выдерживая курс с упреждением на снос.

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 100—140 км/ч. Если снижение на высоту 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.

При полетах днем после выхода из облаков визуально уточнить расчет на посадку по земным ориентирам и стартовым знакам. В ночных полетах момент выхода из обла-

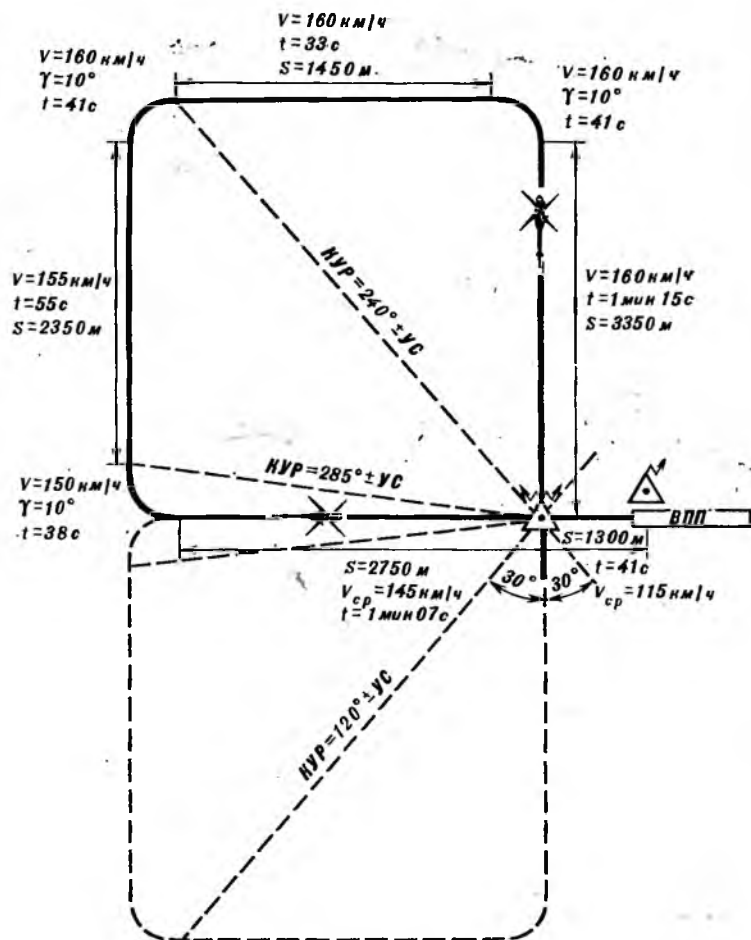


Рис. 4.4. Схема захода на посадку по малой коробочке

ков после пролета ПРС определить только по появлению видимости стартовых огней.

4.19.6. При заходе на посадку по большой коробочке 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 выполнить полет по коробочке.

Построение маневра для захода на посадку по большой коробочке 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 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 (меньше посадочного при левом круге и больше посадочного при правом). 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 расчета на посадку совпадает с элементами большой коробочки. Полет по малой коробочке выполнять с соблюдением ранее изложенных рекомендаций.

4.20. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ ОТВОРОТОМ НА РАСЧЕТНЫЙ УГОЛ

4.20.1. В случае когда выход на БПРС производится с магнитным курсом, обратным посадочному, или с разницей не более 60° , заход на посадку следует выполнять отворотом на расчетный угол, предварительно получив разрешение у руководителя полетов.

При подготовке к полету по известному ветру необходимо рассчитать магнитные курсы (МК) и путевое время для каждого участка маневра, а также величину расчетного угла отворота (РУ).

Расчетный угол определяется по формуле

$$\text{tg } \text{РУ} = \frac{2R}{W_{г.п} t_{г.п}},$$

где R — радиус разворота на посадочный курс, м;

$W_{г.п}$ — путевая скорость горизонтального полета до разворота на посадочный курс, м/с;

$t_{г.п}$ — время полета от ПРС до точки начала разворота, с.

Расчетный угол отворота при постоянных значениях скорости горизонтального полета и угла крена на развороте зависит от времени горизонтального полета и рассчитывается по формуле

$$t_{г.п} = \frac{(H - 100) W_{сн.ср}}{W_{г.п} V_B} + 30.$$

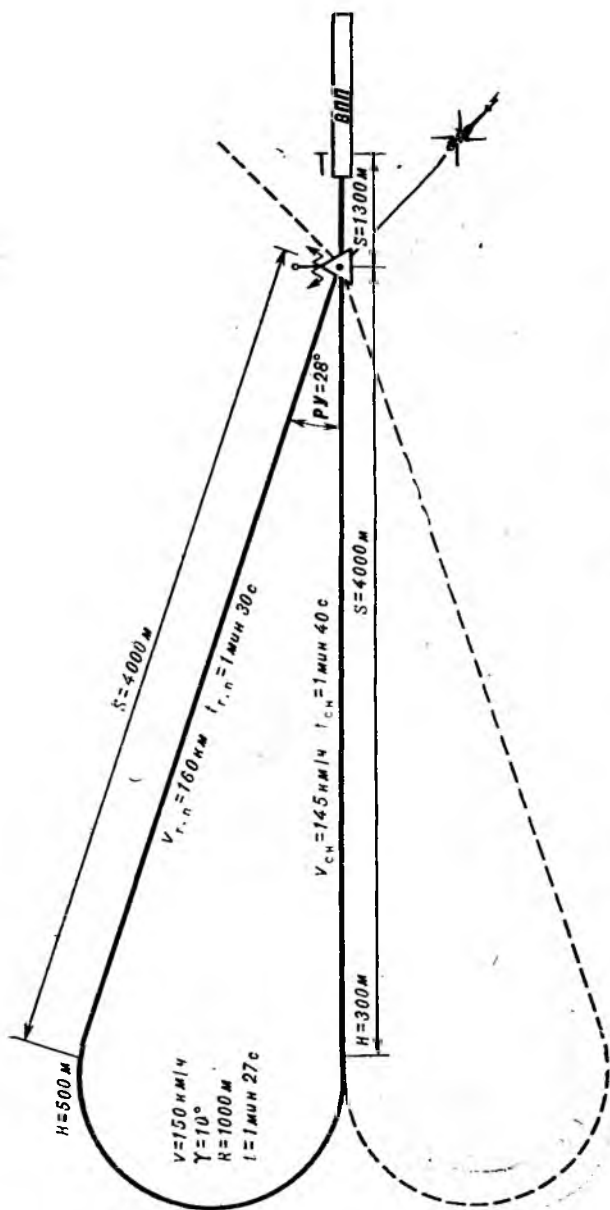


Рис. 4.5. Схема захода на посадку с прямой отворотом на расчетный угол

где H — высота вывода вертолета на посадочный курс, м;
 $W_{\text{сн. ср}}$ — средняя путевая скорость при снижении на посадочном курсе, км/ч;

V_v — вертикальная скорость снижения, м/с;

$W_{\text{г. п}}$ — путевая скорость горизонтального полета, км/ч.

Значения времени $t_{\text{г. п}}$ и РУ для различных высот вывода вертолета из разворота на посадочный курс рассчитываются заранее и сводятся в таблицы или графики (например, такие, как табл. 4.1).

Таблица 4.1

H , м	300	400	500	600	700	800	900	1000
РУ градусов	28	19	14	12	10	8	7	6
$t_{\text{г. п}}$ мин. с	1.30	2.15	3.00	3.45	4.30	5.15	6.00	6.45

Примечание. При расчете таблицы приняты штилевые условия: $V_{\text{г. п}} = 160$ км/ч; $V_v = 2-3$ м/с; $V_{\text{сн. ср}} = 150$ км/ч; $\gamma = 10^\circ$.

4.20.2. При заходе на посадку с прямой отворотом на расчетный угол (рис. 4.5) вывести вертолет на заданной высоте на БПРС. После прохода БПРС по команде летчика-штурмана выполнить отворот вправо или влево на расчетный угол с учетом угла сноса и продолжать полет с этим курсом до разворота в расчетной точке. По истечении расчетного времени $t_{\text{г. п}}$ перевести вертолет на снижение со скоростью 150 км/ч и вертикальной скоростью 2—3 м/с, выполнить разворот на посадочный курс с креном 10° и потерей высоты 200 м. При снижении на посадочном курсе учитывать угол сноса, выдерживать заданный режим, не допускать полета со скольжением.

Достигнув высоты 100 м, перевести вертолет в горизонтальный полет, БПРС пройти на высоте 100 м и скорости 100—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 иствор 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 наземно-

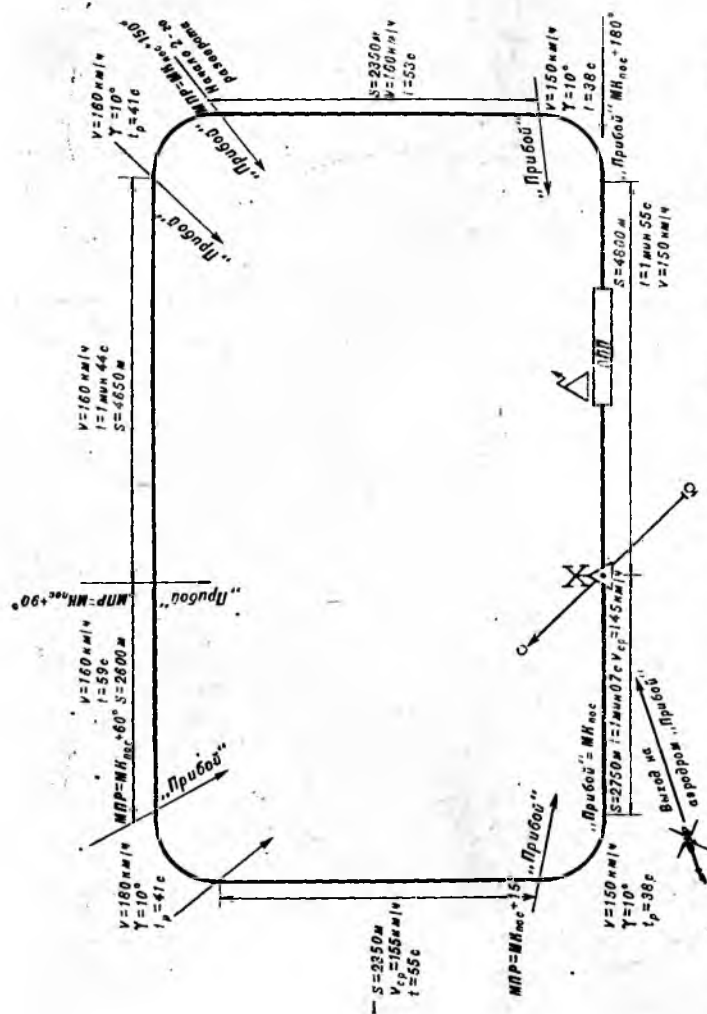


Рис. 4.6. Схема захода на посадку по большому коробке с использованием радиопеленгатора

го УКВ радиопеленгатора АРП-6 (АРП-5) выполняются в случае отказа радиокompаса или приводной радиостанции, а также в учебных целях. Радиопеленгатор должен быть установлен в створе ВПП в непосредственной близости от ближней приводной радиостанции.

Для обеспечения захода на посадку по УКВ радиопеленгатору необходима устойчивая двусторонняя радиосвязь между летчиком и руководителем полетов, а также знание радиопеленгов применительно к методу выполнения маневра в районе данного аэродрома или площадки.

Построение маневра на снижение, заход и расчет на посадку выполнять методом большой коробочки или с прямой отворотом на расчетный угол.

4.21.2. При заходе и расчете на посадку по большой коробочке следует по запросу «Дайте прибой» 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 разворота летчику-штурману включить секундомер и контролировать время до начала второго разворота. Запросить «Прибой» и при получении значения «Прибой» — начала второго разворота — выполнить разворот.

Третий и четвертый развороты выполнять согласно полученным пеленгам и контролировать по времени. После третьего разворота перевести вертолет в режим снижения с вертикальной скоростью 2—3 м/с и установить скорость 155 км/ч.

Четвертый разворот выполнять без снижения. Ввод вертолета в этот разворот производить в момент, когда радиопеленг будет на $15\text{—}20^\circ$ больше посадочного курса (левая коробочка). При выполнении четвертого разворота периодически запрашивать «Прибой» и при необходимости вводить поправки в величину крена вертолета (крен не более 15°) для точного выхода на посадочный курс с учетом угла сноса.

После выполнения четвертого разворота и выхода на посадочный курс вертолет перевести в режим снижения с вертикальной скоростью 2—3 м/с и уменьшить скорость полета с таким расчетом, чтобы пройти радиопеленгатор на высоте 100 м со скоростью полета 100—145 км/ч. Если снижение на высоту 100 м выполнено до подхода к радиопеленгатору, перевести вертолет в горизонтальный полет.

После пролета радиопеленгатора выдерживать посадочный курс и, выйдя из облаков, произвести расчет и посадку визуально.

Ошибки выхода на посадочный курс исправлять по сле-

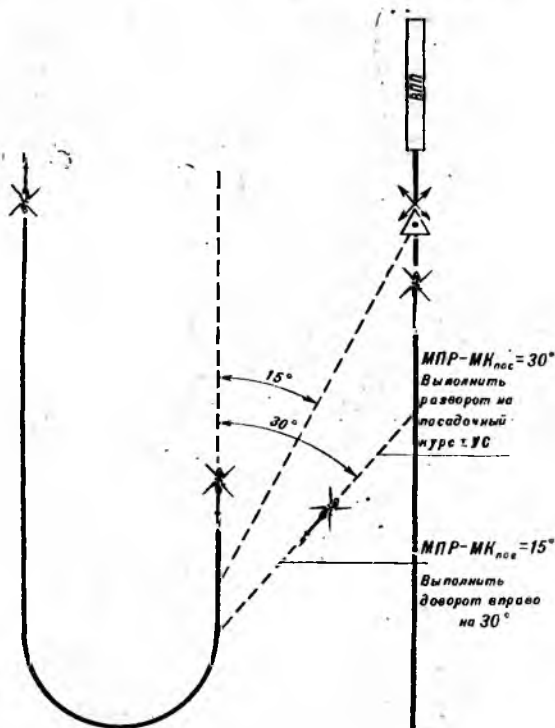


Рис. 4.7. Схема исправления ошибки в заходе на посадку с использованием радиопеленгатора

дующей методике. В процессе снижения сравнивать полученный радиопеленг с посадочным курсом. При наличии разницы в 5° и более ввести поправку для выхода на посадочный курс, для чего полученную разность удвоить и на полученную величину изменить курс полета: в сторону увеличения, когда значение радиопеленга было больше посадочного курса, и в сторону уменьшения, когда оно меньше посадочного курса. С новым курсом следовать до тех пор, пока расхождение очередного радиопеленга с посадочным курсом будет не более $2-3^\circ$ (рис. 4.7). После этого выполнить доворот на курс посадки с учетом угла сноса.

4.21.3. При заходе на посадку по радиопеленгатору с прямой отворотом на расчетный угол (рис. 4.8) выход на

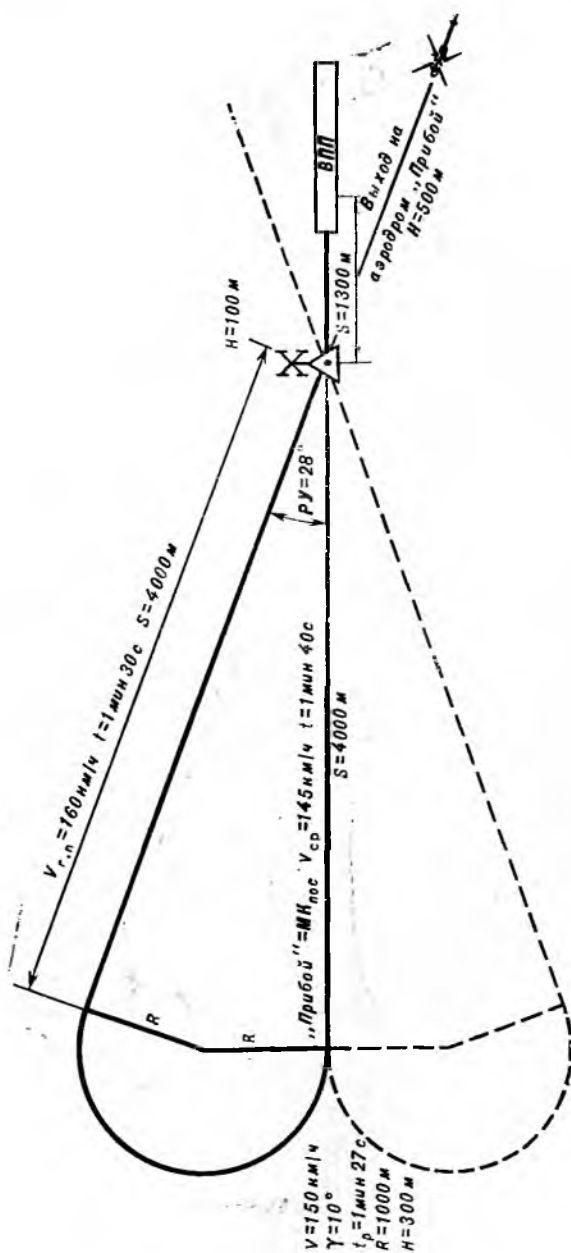


Рис. 4.8. Схема захода на посадку по радиопеленгатору с прямой отворотом на расчетный угол

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. При полете от радиопеленгатора периодически запрашивать радиопеленги и при необходимости вносить соответствующие поправки в курс, чтобы удерживать вертолет на линии заданного радиопеленга. По истечении расчетного времени горизонтального полета $t_{г.п}$ выполнить разворот на посадочный курс и снижаться с заданной вертикальной скоростью. Значения $t_{г.п}$ и расчетного угла для различных высот вывода на посадочный курс рассчитываются заранее на земле и сводятся в таблицы или графики. При выполнении разворота периодически запрашивать «Прибой» и при необходимости вводить поправки в величину крена вертолета (крен не более 15°) для точного выхода на посадочный курс с учетом угла сноса. При снижении на посадочном курсе через 5—10 с запрашивать «Прибой» и сравнивать его с магнитным курсом посадки. Ошибки выхода на посадочный курс исправлять по методике, изложенной в ст. 4.21.2. По достижении высоты 100 м вертолет перевести в режим горизонтального полета. Радиопеленгатор пройти на высоте 100 м и скорости по прибору 100—145 км/ч.

После выхода из облаков произвести расчет и визуальный заход на посадку.

4.21.4. При выполнении захода на посадку с помощью наземного радиопеленгатора методом большой коробочки или с прямой отворотом на расчетный угол летчик-штурман обязан:

— перед полетом на земле по известному ветру рассчитать время полета на прямолинейных участках между разворотами, магнитные курсы и углы сноса, а также определить радиопеленги («Прибой»), необходимые для построения маневра захода на посадку в зависимости от магнитного курса посадки;

— в полете следить за выдерживанием заданного режима, по радио прослушать передаваемые с земли радиопеленги («Прибой»), сравнивая их с расчетными, и по истечении расчетного времени на секундомере подавать команды на выполнение разворотов.

4.22. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

4.22.1. Преднамеренные полеты в условиях обледенения при температуре наружного воздуха ниже минус 12°C запрещаются.

4.22.2. При температуре наружного воздуха плюс 5°C и ниже все полеты выполнять только с включенным обо-

гревом ПВД и с включенной вручную противообледенительной системой двигателей и их воздухозаборников. При указанной температуре наружного воздуха обогрев ПВД, ПОС двигателей и их воздухозаборников включать на земле после запуска двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При позднем включении ПОС двигателей и воздухозаборников не исключена возможность останова двигателей из-за сброса в двигатель льда, образовавшегося на его входных устройствах.

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

Если на земле ПОС двигателей вручную не включалась, то включение ее (также вручную) произвести в полете при достижении температуры наружного воздуха плюс 5°С и ниже. Изменение температуры наружного воздуха контролировать по указателю температуры, расположенному в кабине экипажа.

На вертолетах с доработанной ПОС включение ПОС двигателей в полете вручную производить поочередно (вначале правого, а затем левого двигателя) для исключения возможности одновременного останова обоих двигателей из-за сброса льда в их входные устройства. После включения ПОС правого двигателя необходимо убедиться в его устойчивой работе, а затем включить ПОС левого двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если при включении противообледенительной системы правого двигателя этот двигатель остановился, то ПОС левого не включать, выйти из зоны обледенения, выключить ПОС остановившегося двигателя и произвести его запуск. В случае незапуска двигателя с первой попытки разрешается выполнить его повторный запуск.

2. ПОС левого двигателя включается только вручную.

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.

4.22.3. При наличии обледенения на земле (изморозь, туман, мокрый снег) при температуре наружного воздуха плюс 5°С и ниже ПОС несущего, рулевого винтов и стекло кабины экипажа включить вручную перед вырубиванием, убедившись в работоспособности генератора переменного тока.

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, стойки, коки и входные направляющие аппараты и удалить лед (при его образовании), руководствуясь указаниями, изложенными в Инструкции по технической эксплуатации вертолета Ми-8.

4.22.4. При попадании вертолета в зону обледенения должно загореться табло **ВКЛЮЧИ ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМУ**. Если при этом переключатели **ПОС РУЧНОЙ—АВТОМАТ** находятся в положении **АВТОМАТ**, то включение в работу **ПОС** происходит автоматически по сигналу от **РИО-3** (кроме левого двигателя) и загорается табло **ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА**.

Если при появлении льда на остеклении кабины экипажа, боковых блистерах и визуальном указателе обледенения табло **ВКЛЮЧИ ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМУ** не загорелось, то **ПОС** несущего, рулевого винтов и обогрева датчика **РИО-3** включить вручную (сорвав жонтовку с переключателя **РИО-3**), при этом также должно загореться табло **ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА**.

4.22.5. Снижение вертолета при выполнении полета в условиях обледенения производить на режиме работы двигателей не ниже 85% оборотов турбокомпрессоров.

4.22.6. Контроль работы **ПОС** осуществлять по потребляемому току с помощью амперметра, по сигнальным табло и по повышению температуры газов перед турбинами компрессоров.

4.22.7. Вывести вертолет из зоны обледенения и доложить руководителю полетов в случаях:

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

2 — загорания табло **РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В**, что свидетельствует об отказе генератора переменного тока;

3 — выхода токов, потребляемых **ПОС** несущего и рулевого винтов, за допустимые пределы (для лопастей несущего винта потребляемый ток должен быть в пределах 110—130 А, для лопастей рулевого винта при наличии амперметра **АФ1-150** — в пределах 120—140 А, а при **АФ1-200** — в пределах 160—190 А);

4 — понижения температуры наружного воздуха до минус 12° С и ниже.

Примечание. При полетах в условиях обледенения возможно самопроизвольное выключение КО-50 вследствие обледенения его воздухозаборника.

4.22.8. Включение и выключение ПОС производит бортовой техник по команде командира экипажа. Последовательность включения и выключения ПОС, а также контроль за ее работой указаны в подразделе 7.1 настоящей Инструкции.

4.22.9. При температуре наружного воздуха плюс 5° С и выше 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; 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. Выполнение полетов в горах требует от экипажа тщательного изучения метеорологической обстановки района полета и систематического наблюдения за ее изменением в полете. Особое внимание необходимо уделять определению направления и скорости ветра, а также наличию облачности и характеру ее развития. Наиболее благоприятные условия для выполнения полетов в горах бывают в утренние и вечерние часы.

4.23.2. Взлеты и посадки на вертолете в горах разрешается выполнять на площадках, расположенных на высотах до 4000 м относительно уровня моря.

4.23.3. Вследствие нестабильной работы системы запуска двигателей вертолета на больших высотах над уровнем моря выключение двигателей после посадки на площадках, расположенных выше 1500 м (на которых нет аэродромных источников электропитания для запуска), временно, до устранения указанного недостатка, не производить.

4.23.4. На вертолетах, оборудованных вспомогательными газотурбинными двигателями АИ-8, граница запуска

двигателей ТВ2—117 и АИ-8 по высоте полета указана в разд. 7 настоящей Инструкции.

После выполнения посадки на высокогорную площадку перед выключением двигателей произвести контрольный запуск АИ-8 и убедиться в его уверенном запуске. Если двигатель АИ-8 не запустился, основные двигатели в этом случае выключать **запрещается**.

4.23.5. К транспортировке груза на вертолете в горной местности с площадок ограниченных размеров можно допускать только летчиков, прошедших специальную тренировку в выполнении посадок на горные площадки.

4.23.6. Вследствие ограниченного количества площадок, пригодных для посадки в горах, отыскание и обследование их целесообразно выполнить заранее. Вес вертолета при этом должен обеспечивать возможность зависания вне зоны влияния воздушной подушки.

Перед каждой посадкой на горную площадку необходимо определять направление и скорость ветра путем сбрасывания дымовых шашек в контрольном проходе над площадкой, а перед каждым взлетом с такой площадки необходимо обязательно уточнять направление и скорость ветра.

4.23.7. Подготовку к маршрутному полету с посадкой в горах на незнакомой площадке проводить в соответствии с руководством по самолетовождению. Навигационные элементы (путевую скорость, угол сноса) определять через каждые 15 мин полета, а при необходимости и чаще.

Для ведения визуальной ориентировки использовать горные долины, хребты, характерные вершины гор, горные реки и населенные пункты.

4.23.8. Выполнение полетов в непосредственной близости от горных хребтов при наличии ветра или облачности с вертикальными формами развития усложняется вследствие энергичной болтанки вертолета и некоторого ухудшения его управляемости, особенно с грузом на внешней подвеске.

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 возрастает. При наличии сильных нисходящих потоков и недостаточном запасе высоты над вершиной хребта выполнение полета может оказаться небезопасным.

Горные хребты рекомендуется пересекать с превышением не менее 600 м. Для обеспечения быстрого отворота при потере высоты от нисходящих потоков пересекать хребты целесообразно под острым углом.

4.23.9. При полете в ущелье следует придерживаться

одной из его сторон, желательнее более освещенной. В этом случае будет обеспечена возможность разворота и выхода из ущелья в обратном направлении при появлении препятствий или закрытия ущелья облачностью, не позволяющей дальнейшее выполнение полета. При полетах в горах входить в облака запрещается.

4.23.10. Радиовысотомер при полете над горным рельефом дает неустойчивые показания. Пользоваться им можно только при полете над пологими ровными склонами и при висении над площадками.

4.23.11. Применение радиокompаса при полетах в горах затруднено из-за наличия горного эффекта. Радиокompас дает показания с ошибками до $\pm 30^\circ$, а в отдельных случаях и более. Величина ошибок зависит от высоты гор, расстояния до них, длины волны пеленгуемой радиостанции, истинной высоты полета и взаимного расположения гор, вертолета и приводной радиостанции.

При неустойчивых показаниях радиокompаса навигационные элементы с его помощью не определять.

4.23.12. Связь по УКВ радиостанции при полетах в горах неустойчива, а временами совсем отсутствует. В случаях необходимости связь следует осуществлять по коротковолновой радиостанции.

4.23.13. На висении с использованием взлетного режима работы двигателей при повышенных температурах наружного воздуха вертолет может самопроизвольно совершать колебания по высоте при неизменном положении рычага «шаг-газ». Одновременно отмечается колебание стрелок указателей давления топлива, оборотов турбокомпрессоров двигателей и оборотов несущего винта. Это объясняется особенностями работы системы ограничения температуры газов перед турбиной компрессора.

Величина колебаний вертолета по высоте зависит от того, как идет срезка мощности для ограничения температуры у одного или одновременно у двух двигателей. В случае достижения величины колебаний 2—3 м контрольное висение перед взлетом необходимо выполнять на режиме работы двигателей несколько ниже взлетного, при котором система ограничения температуры еще не вступила в работу и вертолет висит устойчиво без колебаний по высоте. Если вертолет устойчиво висит на высоте ниже 3 м, необходимо уменьшить взлетный вес вертолета настолько, чтобы висение было устойчивым на высоте не ниже 3 м.

4.23.14. На высокогорных площадках при выполнении висений с использованием взлетного режима работы двигателей и определенном сочетании температуры наружного воздуха и атмосферного давления (барометрической высо-

ты площадки) правая педаль может полностью стать на упор. Выполнять висение с использованием взлетного режима работы двигателей в этом случае нельзя. Чтобы иметь запас хода правой педали, обеспечивающий маневр и пилотирование вертолета, выполнять висение необходимо на более низком режиме работы двигателей, а для этого следует уменьшить полетный вес вертолета. Эта особенность учтена в номограммах для определения предельного полетного веса вертолета.

Особенности выполнения взлета с горной площадки и посадки на нее

4.23.15. Для выполнения взлетов и посадок минимальные размеры рабочей горной площадки должны быть не менее указанных в ст. 4.4.1.

4.23.16. Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки применять в тех случаях, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, а взлетный вес вертолета позволяет висение вне зоны влияния воздушной подушки. Предельный полетный вес для взлета вне зоны влияния воздушной подушки определяется по номограмме на рис. 1.1. Взлет производить в порядке, указанном в ст. 4.4.5 и 4.4.6.

4.23.17. Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния воздушной подушки применять в тех случаях, когда вес вертолета позволяет выполнить разгон без касания колес шасси о грунт, а размер площадки позволяет выполнить разгон в зоне влияния воздушной подушки. На площадках, расположенных на высотах до 3000 м относительно уровня моря, контрольное висение перед взлетом выполнять на высоте не ниже 3 м, а на площадках, расположенных выше 3000 м, — не ниже 4 м. Предельный вес вертолета для взлета в зоне влияния воздушной подушки определяется с помощью номограммы на рис. 1.2.

Взлет производится в порядке, указанном в ст. 4.4.2 — 4.4.4.

4.23.18. Взлет по-самолетному применять в тех случаях, когда вес вертолета не позволяет выполнить разгон в зоне влияния воздушной подушки без касания колесами шасси о грунт, а поверхность и состояние грунта площадки обеспечивают безопасный разбег вертолета на расстояние не менее 150 м.

Предельный вес для взлета по-самолетному определять в зависимости от высоты расположения рабочей площадки, указанной в ст. 1.6.10.

Перед взлетом по-самолетному выполнить контрольное висение вертолета против ветра. Взлет выполнить в порядке, указанном в ст. 4.4.7—4.4.10.

4.23.19. При выполнении посадок на горные площадки необходимо учитывать следующие особенности:

— с увеличением высоты площадки над уровнем моря у вертолета увеличиваются просадка и угол тангажа при отклонении ручки управления на себя при торможении перед посадкой; это может привести к преждевременному приземлению вертолета или касанию хвостовой опорой о грунт, поэтому отклонения ручки управления на себя производить особенно плавно и с небольшими расходами;

— торможение вертолета перед приземлением происходит вяло; для точного расчета на посадку уменьшение скорости полета необходимо начинать раньше, чем на площадках, расположенных на высоте, близкой к уровню моря; во всех случаях, когда позволяют условия подхода, посадку производить с подходом на небольшой высоте и с малой поступательной скоростью.

4.23.20. Посадку по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки применять на ограниченные площадки с полетным весом, позволяющим висение вне зоны влияния воздушной подушки.

Перед посадкой выполнить контрольный проход над площадкой с превышением 20—30 м на скорости 90—100 км/ч.

При проходе уточнить барометрическую высоту расположения площадки. За 10—15 с до прохода центра площадки бортовому технику зажечь дымовую шашку и по команде командира экипажа сбросить ее через приоткрытую дверь грузовой кабины.

Маневр захода на посадку строить с учетом направления ветра, определяемого по дыму шашки.

Посадку выполнять в таком порядке:

— заход на посадку производить на скорости 90—100 км/ч с превышением над площадкой 40—50 м;

— после выхода на посадочную прямую перевести вертолет на снижение с вертикальной скоростью 2—3 м/с;

— уменьшение скорости планирования по прибору производить с таким расчетом, чтобы на высоте 25—30 м скорость была 50—60 км/ч и чтобы зависание над площадкой выполнить выше препятствий на 8—10 м;

— после уверенного зависания определить место, наиболее пригодное для приземления вертолета, и произвести плавное перемещение к нему;

— выполнить вертикальное снижение до касания вертолетом колесами о грунт;

— уменьшение общего шага производить плавно и при полной уверенности, что вертолет устойчиво стоит на земле и удерживается от кренов и перемещений органами управления и тормозами колес.

Во время снижения и посадки всем членам экипажа осматривать пространство вокруг вертолета и в случае опасного сближения с препятствиями докладывать об этом командиру экипажа.

4.23.21. Посадку по-вертолетному с зависанием в зоне влияния воздушной подушки применять в тех случаях, когда размеры площадки и подходы к ней, а также вес вертолета позволяют выполнять торможение и зависание в зоне влияния воздушной подушки.

Порядок захода на посадку аналогичен заходу и расчету на посадку способом, указанным в ст. 4.10.3—4.10.5.

Уменьшение поступательной скорости и вертикальной скорости снижения выполнять с таким расчетом, чтобы обеспечить зависание в зоне влияния воздушной подушки на высоте 2—2,5 м.

Уменьшением общего шага выполнить снижение и приземление вертолета. В процессе приземления всем членам экипажа наблюдать за поверхностью площадки и докладывать командиру экипажа о положении колес на грунте.

4.23.22. При торможении перед посадкой по-вертолетному не допускать резких движений рычагом «шаг-газ», имея в виду большое время приемистости двигателей и возможность потери оборотов несущего винта ниже минимально допустимых (89%).

4.23.23. Посадку по-самолетному применять в тех случаях, когда состояние грунта и размеры площадки позволяют выполнить посадку с пробегом. Заход на посадку выполнять обычным способом, как и при посадке по-вертолетному.

Предпосадочное снижение осуществлять с таким расчетом, чтобы к моменту приземления двигатели были выведены на режим, близкий к взлетному, при котором обеспечивается посадка на скорости 20—30 км/ч на основные колеса.

После приземления опустить переднее колесо и применить торможение колес. Пробег при этом составляет 30—40 м.

Посадка на площадку с уклоном и взлет с нее

4.23.24. Площадки, расположенные в горах, почти всегда имеют уклоны различной величины. При выполнении вертикальной посадки без выключения двигателей после выполнения посадки и вертикального взлета максимальные значения уклонов не должны превышать следующих величин:

- носом на уклон 7°, под уклон 5°;
- левым бортом на уклон 7°, под уклон 2°30'.

При выполнении вертикальной посадки с выключением двигателей максимальные значения уклонов не должны превышать следующих величин:

- носом на уклон и пол уклон 3°;
- левым бортом на уклон 3°, под уклон 2°30'.

Площадки должны иметь твердую поверхность.

4.23.25. Вертикальные взлеты и посадки на площадках с уклонами при ветре скоростью до 5 м/с рекомендуется выполнять носом или левым бортом на уклон, при ветре более 5 м/с — против ветра с учетом максимальной величины допустимых уклонов.

4.23.26. При выполнении заходов на незнакомую площадку необходимо учитывать, что с воздуха определить действительную величину уклона трудно. Поэтому при приземлении на площадку, имеющую уклоны, общий шаг несущего винта уменьшать постепенно. Вертолет при этом удерживать от крена и перемещений по уклону отклонением органов управления и тормозами колес. Если в процессе уменьшения общего шага ручка управления или педаль будет приближаться к упору, дальнейшее уменьшение общего шага прекратить и, отделив вертолет от земли, произвести подлет к месту приземления с меньшими уклонами площадки.

Если с воздуха величину уклонов определить не удалось, произвести зависание вертолета до касания колесами шасси о грунт. Бортовому технику по команде летчика выйти на землю через входную дверь грузовой кабины и определить место приземления. После высадки бортового техника произвести зависание на безопасной высоте и, наблюдая за бортовым техником, действовать по его сигналам.

4.23.27. Развороты и длительные руления на уклонах не рекомендуются. При необходимости перемещения по площадке целесообразно выполнить подлет в нужном направлении.

4.23.28. При взлете с площадки с уклонами отрыв вертолета от земли выполнять строго вертикально, не допуская боковых перемещений.

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

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.

4.24.2. 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.

4.24.3. 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.

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

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

4.24.6. 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.

4.24.7. 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**.

4.24.8. 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 85—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.

4.24.9. 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.

4.24.10. 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. 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.).

4.24.11. При взлете по-самолетному отрыв вертолета (увеличение мощности двигателей до взлетной) выполнять после прохождения снежного 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.

4.24.12. 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 и боковые блистеры.

При потере ориентира привязки немедленно уйти на второй круг с набором высоты и скорости, не допуская кренов вертолета. Поиск ориентира привязки путем перемещений у земли при отсутствии горизонтальной и вертикальной видимости ориентира запрещается.

4.24.13. 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 сле-

дует немедленно увеличить скорость полета и уйти на второй круг. При вторичном заходе скорость приземления должна быть несколько больше, чем в предыдущем заходе. После приземления уменьшить общий шаг до минимального значения, убрать коррекцию и применить тормоза колес.

Необходимо учитывать, что при торможении на заснеженном грунте возможно проскальзывание заторможенных колес и возникновение юза.

Примечание. Полеты с песчаных и пыльных площадок приводят к преждевременному износу двигателей, отдельных агрегатов и деталей вертолета. Поэтому необходимо (если имеется возможность) избегать эксплуатации вертолетов на песчаной (пыльной) площадке без предварительной ее поливки водой.

4.24.14. На вертолетах, оборудованных пылезащитным устройством (ПЗУ), опробование двигателей и проверку силовой установки, руление, висение, взлет и посадку выполнять с включенным ПЗУ.

Особенности эксплуатации ПЗУ указаны в разд. 7 настоящей Инструкции.

4.25. ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

4.25.1. Подготовка к полету по маршруту

Для подготовки к маршрутному полету использовать учебник по вертолетовождению, руководство по самолетовождению и методическое пособие по технике пилотирования вертолета Ми-8.

В ходе предварительной штурманской подготовки к выполнению полета 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 действий;

- уточнить свои действия 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 масштаба 1:500 000 или 1:1 000 000.

4.25.2. Прокладка маршрута

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 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.

В ходе штурманской подготовки экипажу необходимо твердо уяснить порядок своей работы в воздухе от взлета до посадки и составить штурманский план полета.

4.25.3. Штурманский план полета

В штурманском плане 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.

4.25.4. Предполетная подготовка

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.

4.25.5. Выход на исходный пункт маршрута (ИПМ)

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, по курсу и времени, рассчитанным по известному ветру, средств РТО полетов и данных командного пункта.

В момент прохода ИПМ по УГР-4УК курсовой системы установить вертолет на курс следования для полета по линии заданного пути в район посадочной площадки (цели) или поворотный пункт маршрута (ППМ), включить 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 выполнять перед выруливанием и повторном на ВПП перед взлетом.

При перелетах курсовую систему рекомендуется использовать в режиме «ГПК».

4.25.6. Выход на линию заданного пути

Выход на линию заданного пути (ЛЗП) может осуществляться:

- по курсу, рассчитанному по известному ветру на земле;

- подбором курса по створу двух-трех ориентиров;
- по боковому отклонению у контрольного ориентира;
- по приводной радиостанции (ПРС) или радиопеленгатору, находящемуся на ЛЗП (в створе с ней).

Для выхода на ЛЗП с курсом, рассчитанным по шаропилотному ветру, необходимо за 2—3 км до ИПМ установить вертолет на курс, рассчитанный до вылета по известному ветру для первого этапа маршрута. Этот способ является основным.

При выходе на ЛЗП по створу ориентиров на линии пути должны быть 2—3 характерных контрольных ориентира (КО), образующих створ с ИПМ.

Для выхода на ЛЗП по створу ориентиров необходимо вывести вертолет с рассчитанным МК на линию створа, не доходя 3—4 км до ИПМ, и наметить на передней части фонаря кабины визирную точку, через которую видны одновременно два ориентира (ИПМ и КО).

Выдерживая магнитный курс (МК) и наблюдая за створом ориентиров, определить отклонение вертолета от ЛЗП.

Если створ ориентиров уходит от визирной точки вправо, значит, вертолет сносит влево. В этом случае необходимо повернуть вертолет вправо. Величина доворота будет определяться интенсивностью ухода створа ориентиров от визирной точки. Сделав первый доворот, выйти на ЛЗП, т. е. в створ ориентиров, после чего произвести доворот в обратную сторону на величину, равную половине угла первого доворота. При необходимости повторить этот маневр несколько раз до полного подбора курса.

При выходе на ЛЗП по боковому отклонению на расстоянии 15—20 км от ИПМ на линии пути наметить характерный ориентир. Проход ИПМ произвести с МК = ЗМПУ, который выдерживать до намеченного контрольного ориентира. При подходе к контрольному ориентиру (КО) глазомерно определить боковое отклонение (в километрах или в градусах) по отметке места вертолета (МВ) и ввести поправку в МК на величину бокового отклонения и дополнительной поправки 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°.

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

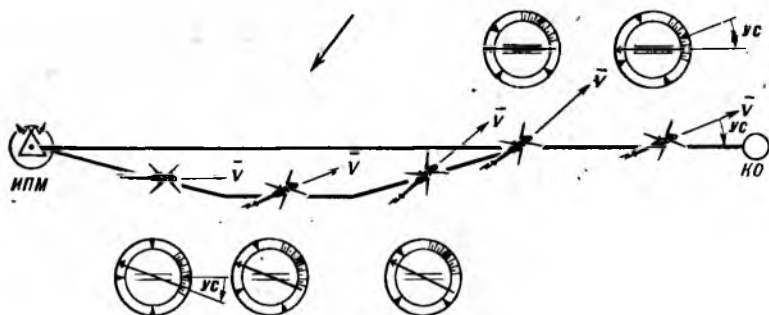


Рис. 4.9. Подбор курса следования по УГР-4УК при полете от радиостанции

и курсозадатчика остаются совмещенными.

Если стрелка радиокompаса будет отклоняться от стрелки курсозадатчика влево или вправо (что произойдет вследствие появления сноса вертолета), необходимо развернуть вертолет в сторону, противоположную отклонению обратного конца стрелки радиокompаса. При этом разворот продолжать до тех пор, пока стрелка курсозадатчика не окажется посередине между треугольным индексом УГР-4УК и обратным концом стрелки радиокompаса. Затем, следуя по прямой, по мере уменьшения угла между обратным концом стрелки радиокompаса и стрелкой курсозадатчика плавно доворачивать вертолет на обратный конец стрелки радиокompаса до полного их совмещения. После этого на УГР-4УК против треугольного индекса заметить магнитный курс и выдерживать его, сохраняя стрелки радиокompаса и курсозадатчика совмещенными.

При полете от радиопеленгатора (рис. 4.10) установить вертолет на курс, равный заданному путевому углу, и отметить время 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 ($МК_2 = МК_1 - (\pm 2УС)$).

С этим курсом вертолет выйдет на ЛЗП через тот же промежуток времени, что и после прохода радиопеленгатора.

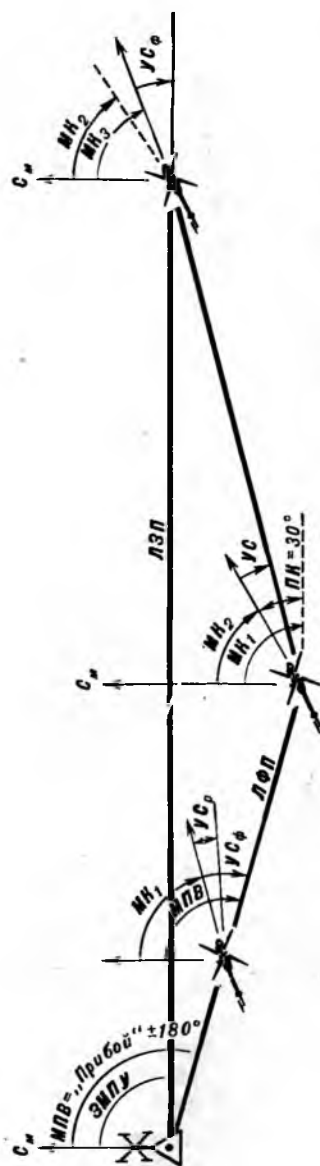


Рис. 4.10. Схема исправления курса следования при полете от радиопеленгатора

ра к моменту исправления курса (3—5 мин). По истечении этого времени запросить радиопеленг и убедиться в выходе на линию заданного пути.

После выхода на линию заданного пути необходимо установить вертолет на новый курс (МК₃) с учетом сноса для полета по линии заданного пути.

4.25.7. Полет по маршруту

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 визуально или с помощью радиотехнических средств.

При визуальном контроле пути в первую очередь необходимо использовать характерные естественные и искусственные наземные ориентиры. В полете над малоориентированной местностью для ориентировки использовать не только крупные, но и мелкие ориентиры: отдельные строения, возвышенности и тригонометрические пункты, овраги, балки, дороги, тропы, кустарники и очертания лесных массивов.

При определении места вертолета с помощью радиотехнических средств целесообразно использовать в комплексе радиостанции, расположенные в стороне от линии пути под углом к ней в пределах 60—120°, и радиопеленгатор аэродрома вылета или приводные радиостанции, расположенные ближе к продольной оси 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.

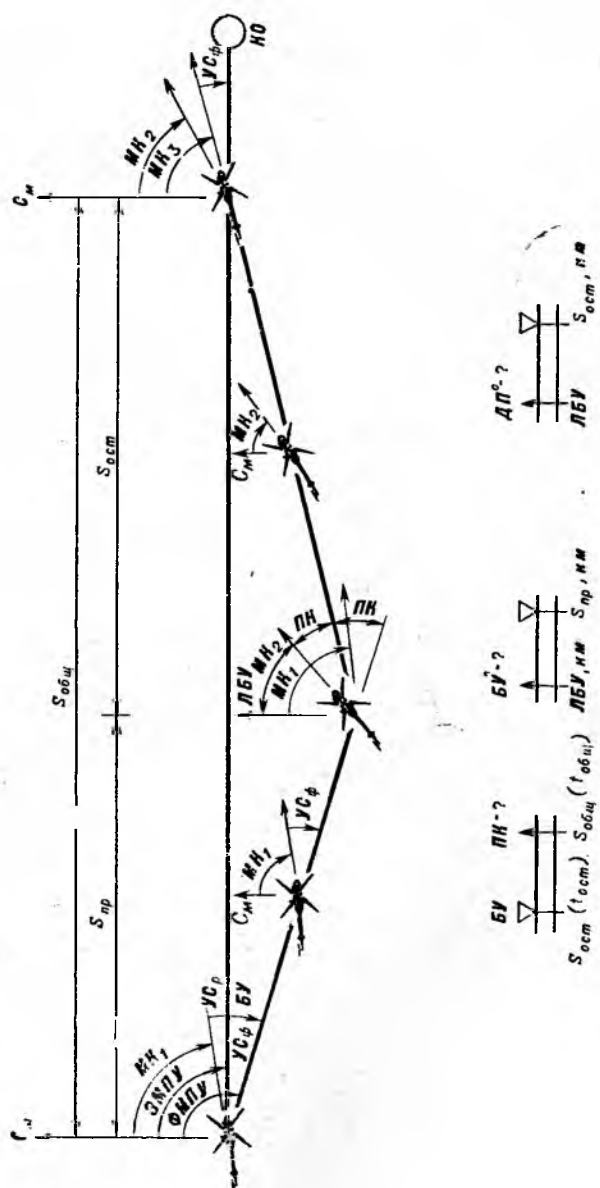


Рис. 4.11. Схема исправления курса следования по боковому уклонению

Таблица 4.2

Пройденное (оставшееся) расстояние, км	Поправка в курс, градусов, 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	5	6	6	7	

Для облегчения определения величины поправки в курс у контрольных ориентиров на карту целесообразно нанести специальную разметку боковых уклонов.

Поправку в курс можно рассчитать с помощью НЛ-10 следующим образом.

Если экипажу известен фактический магнитный путевой угол, необходимо с помощью транспорта замерить величину бокового уклона как разность между фактической и заданной линиями пути. Затем по значениям бокового уклона, общего $S_{\text{общ}}$ и пройденного $S_{\text{пр}}$ пути на НЛ-10 рассчитать поправку в курс (ПК). Для этого на шкале тангенсов против оставшегося $S_{\text{ост}}$ и $S_{\text{общ}}$ пути поставить величину БУ, а против $S_{\text{общ}}$ отсчитать ПК (рис. 4.11).

Если известно линейное боковое отклонение (ЛБУ), то поправку в курс можно рассчитать как сумму БУ в градусах и дополнительной поправки (ДП). Порядок определения БУ и ДП на НЛ-10 показан на рис. 4.11.

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

По пройденному пути и времени полета на контрольном этапе (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 пеленга на очередном участке маршрута и время полета на участке, а также время выхода на площадку (цель).

В том случае, когда в данный момент нет возможности определить место вертолета визуально или с помощью РТС, контроль пути может осуществляться раздельно по направлению и по дальности.

Для ликвидации ошибки во времени выхода на площад-

ку (цель) в заданное время применять один из следующих способов:

- изменение длины маршрута;
- изменение скорости полета;
- отворот от маршрута на 60° ;
- построение петли.

4.25.8. Выход на цель (площадку)

Вывод вертолета на цель (площадку) в зависимости от обстановки может осуществляться следующими способами:

— визуально от исходного ориентира по курсу и времени;

- с помощью наземных РЛС;
- с помощью двух РНТ, одна из которых расположена на ЛЗП, а вторая — в стороне от нее.

Вывод 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.

Вывод 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.

Вывод 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 чем на 100—120 км от площадки (цели) и угол пересечения МПР с линией пути в точке начала снижения находился в пределах $60\text{—}120^\circ$.

Если на площадке имеется командная радиостанция, для выхода на нее может быть использован АРК-У2 в качестве дублирующего средства.

4.25.9. Выход на КПМ

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 кур-

созадатчика УГР-4УК установить на ЗМПУ (МПР) и выдерживать магнитный курс с учетом расчетного угла сноса ($МК = ЗМПУ - (\pm УС)$).

При соответствии расчетного угла сноса фактическому вертолет будет следовать точно по линии заданного пути и стрелки радиокompаса и курсозадатчика останутся совмещенными. При отклонении вертолета в сторону от линии заданного пути появится угол между стрелкой АРК и курсозадатчиком. В этом случае вертолет необходимо повернуть в сторону линии заданного пути на такой угол, чтобы стрелка АРК-9 стала между треугольным индексом и курсозадатчиком, и следовать с этим курсом до совмещения стрелок (до 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 из него осуществляется по курсовой системе путем периодического исправления курса соответственно радиопеленгам, полученным от него (рис. 4.12).

Радиопеленг запрашивать каждые 5—6 мин, а при подходе к нему — через 1—2 мин.

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

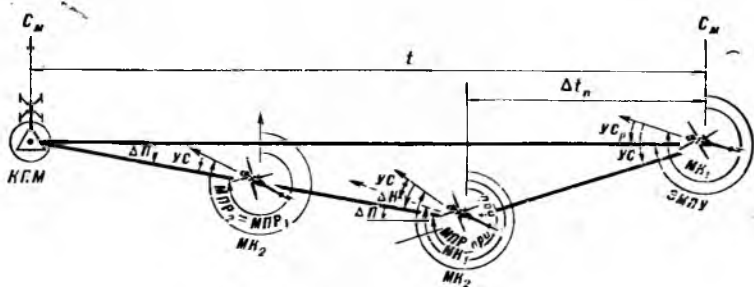


Рис. 4.12. Схема исправления курса следования по УГР-4УК при полете на радиопеленгатор

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.

4.25.10. Особенности вертолетовождения на предельно малых высотах

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 характерные ориентиры.

Контрольные ориентиры необходимо выбирать на удалении 15—20 км.

Для сокращения в полете расчетов на полетную карту наносится дополнительная разметка боковых уклонов и поправок в курс у контрольных ориентиров на каждом этапе маршрута.

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. В условиях ограниченной видимости для контроля пути необходимо использовать радионавигационные точки (приводные радиостанции или радиопеленгаторы), установленные в ИПМ.

Для повышения точности вертолетовождения и безо-

пасности полета необходимы постоянное наблюдение за земной поверхностью, счисление пути и непрерывное ведение визуальной ориентировки, точное выдерживание режима полета и комплексное использование радиотехнических средств.

Визуальная ориентировка ведется от ориентира к ориентиру с ожиданием появления их (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 уклонениях вертолета от маршрута очередной ориентир может оказаться неопознанным или вне поля зрения, что затрудняет вертолетовождение, а в отдельных случаях может привести к потере ориентировки.

В процессе подготовки к выполнению маршрутного полета необходимо проработать способы восстановления ориентировки на отрезках маршрута, не имеющих характерных ориентиров.

Если в расчетное время ожидаемый ориентир не появляется, необходимо увеличить высоту полета до 100—150 м для лучшего обзора местности.

Выдерживание высоты полета днем в простых метеорологических условиях и при ограниченной горизонтальной видимости целесообразно осуществлять визуально с периодическим контролем по радиовысотомеру, а при полете по приборам — по барометрическому высотомеру с контролем по радиовысотомеру.

4.25.11. Особенности вертолетовождения ночью

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 уменьшаются дальность действия радиотехнических средств и точность навигационных опре-

делений с помощью радиокompаса. Кроме того, затрудняются определение навигационных элементов с помощью общих средств и наблюдение за изменением погоды.

Методика применения радиотехнических средств в ночном полете в основном не отличается от применения их днем. Однако при использовании радиокompаса необходимо учитывать влияние ночного эффекта, при котором ошибка в отсчете может достигать $10-15^\circ$. Знак и величина ошибки постоянно изменяются, и заранее определить их невозможно.

Радиопеленгаторы не подвержены влиянию ночного эффекта. Поэтому при полетах ночью их целесообразно использовать для контроля пути и вывода вертолета на аэродром посадки.

В ночном полете экипажу вертолета рекомендуется как можно больше времени уделять ведению визуальной ориентировки и как можно реже прибегать к счетно-измерительным инструментам.

Успешность выполнения полетного задания во многом зависит от умения экипажа быстро и точно вести численные пути-в уме и выполнять глазомерное определение.

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 освещения 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.

4.25.12. Особенности вертолетовождения в сложных метеорологических условиях

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 площадный 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 $МК_{\phi}$ будет равна УС.

Для каждого этапа маршрута намечаются радиотехнические средства (основные и запасные), которые используются для контроля пути как по направлению, так и по дальности.

Тщательно изучить данные работы РТС запасных аэродромов, а также схемы снижения и захода на посадку на них.

Расчет полета производится по известному на земле ветру или ветру, определенному разведчиком погоды. Данные расчетов ($МК$, W и t полета) по этапам маршрута записывать в бортовой журнал. На контрольном этапе эти дан-

ные обязательно уточнить, обращая внимание при расчете полета на общую продолжительность полета и остаток го-
рячего.

4.26. ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА

4.26.1. Общие указания

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. 2.6.

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. 2.6.

Величину крена контролировать по показаниям АГБ.

4.26.2. Выполнение виражей, разворотов и спиралей

Перед выполнением виража (разворота) необходимо:

- проверить, свободно ли воздушное пространство в направлении выполнения виража;
- сбалансировать вертолет в горизонтальном полете на заданной скорости и снять усилия с ручки управления нажатием на кнопку 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, которые 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° разрешается выполнять как при постоянном значении общего шага винта, так и с изменением его положения в процессе разворота.

При скоростях ввода менее 200 км/ч форсированный разворот выполнять при постоянном значении общего шага винта, а на скоростях 200—250 км/ч — как при постоянном значении общего шага, так и с уменьшением его на 2—5° по УШВ.

При энергичном вводе в форсированный вираж или разворот при постоянном значении общего шага винта происходит увеличение оборотов несущего винта на 2—2,5%.

При вводе в форсированный вираж или разворот с уменьшением общего шага происходит более энергичный заброс оборотов несущего винта, поэтому темп и величина уменьшения общего шага винта и отклонение ручки управления на себя на вираже и развороте должны быть такими, чтобы обороты несущего винта не выходили за допустимые пределы.

При выполнении форсированного виража (разворота) выдерживание заданной высоты полета в процессе разворота производить изменением темпа торможения скорости или уменьшением угла крена.

По достижении скорости 100 км/ч плавным отклонением ручки управления от себя прекратить дальнейшее уменьшение скорости, а для сохранения высоты увеличить режим

работы двигателей. Вывод из виража (разворота) начинать за 15—20° до намеченного ориентира (курса).

Установившиеся восходящие и нисходящие спирали выполнять с углами крена, указанными в табл. 2.6.

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.

4.26.3. Пикирование

Перед вводом в пикирование необходимо:

- осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание в сторону пикирования;
- установить заданную скорость и соответствующий ей режим работы двигателей;
- снять усилия с ручки управления;
- установить задатчик высоты радиовысотомера на высоту начала вывода из пикирования.

Пикирование в зависимости от высоты и исходной скорости горизонтального полета выполнять с изменением углов тангажа (от исходного, соответствующего горизонтальному полету на заданной скорости), не превышающих значений, указанных в табл. 4.3.

Таблица 4.3

Высота полета, м	Максимальное изменение угла тангажа на пикирование от исходного, градусов, при скорости ввода в пикирование, км/ч			
	150 и менее	180	200	220
До 500	20	20	15	10
500—1000	20	20	15	—
1000—2000	20	10	—	—

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 пикирование по величине не более углов пикирования, указанных в табл. 4.3 в графе для скорости 150 км/ч и менее.

Ввод в пикирование с горизонтального полета с изменением углов тангажа до 20° выполнять за время не менее 5—6 с отклонением ручки управления от себя при постоянном значении общего шага винта, удерживая вертолет от кренов и разворотов.

При вводе в пикирование наблюдается уменьшение оборотов несущего винта на 1—2%.

Для ввода в пикирование с разворота с креном до 30° необходимо плавным отклонением ручки управления от себя создать заданный угол пикирования с одновременным выводом из крена.

Пикирование выполнять при постоянном значении общего шага винта.

Тенденцию вертолета к уменьшению угла пикирования по мере нарастания скорости парировать своевременным и плавным отклонением ручки управления от себя.

Величину угла пикирования, отсутствие крена и скольжения контролировать визуально и по показаниям АГБ.

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

При достижении заданной скорости пикирования или высоты начала вывода из пикирования с учетом просадки на выводе энергичным 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%.

Таблица 4.4

Высота полета, м	Максимальные скорости начала вывода, км/ч, в зависимости от изменения угла тангажа на пикировании, градусов	
	10	20
До 1000	285	270
1000—2000	235	220

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 переве-

Таблица 4.5

Скорость начала вывода из пикирования, км/ч	Потеря высоты (пробсдка), м, в зависимости от изменения угла тангажа на пикировании, градусов	
	10	20
180	60	90
200	70	120
220	85	150
260	100	180
240	115	200
280	130	220

сти вертолет в горизонтальный полет, не допуская уменьшения оборотов несущего винта менее 89%, и установить режим работы двигателей, соответствующий очередному режиму полета или маневру.

Переход из пикирования в горку с углами тангажа до 20° разрешается производить на скоростях начала вывода из пикирования, указанных в табл. 4.4.

4.26.4. Горка

Перед вводом в горку необходимо:

- осмотреть воздушное пространство в направлении выполнения горки;
- установить заданную скорость и соответствующий ей режим работы двигателей;
- снять усилия с ручки управления.

Ввод в горку производить с горизонтального полета отклонением ручки управления на себя на скоростях, не превышающих максимально допустимых значений, указанных в табл. 4.5. Рекомендуемая скорость ввода в горку не менее 150 км/ч.

Темп и величина отклонения ручки управления на себя должны быть такими, чтобы вертолет достигал изменения угла тангажа на 20° за время не менее 6—7 с. Ввод и вывод из горки производить при постоянном значении общего шага винта.

При достижении заданного угла кабрирования незначительным отклонением ручки управления от себя зафиксировать этот угол. Тенденцию 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.

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, указанной в табл. 2.1.

После вывода вертолета из горки в горизонтальный по-

Таблица 4.6

Изменение угла тангажа, градусов	Набор высоты за горку, м, для $V_{вв.}$ км/ч		Время выполнения горки, с, для $V_{вв.}$ км/ч	
	180	200	180	200
10	130	200	22	30
20	100	150	14	17

лет 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.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Ввод в пикирование и вывод из горки за время менее 5 — 6 с с темпом более 3°/с запрещается.

2. Изменять общий шаг несущего винта при выполнении горок и пикирований запрещается.

4.26.5. Разворот на горке

Разворот на горке применяется для быстрого разворота на 180° (90°) после набора высоты на горке. Техника выполнения первой половины разворота на горке не отличается от техники выполнения горки. Рекомендуемые скорости ввода в горку 180—220 км/ч (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°.

После достижения заданного крена плавным отклонением ручки управления от себя уменьшить угол тангажа вертолета, удерживая вертолет в координированном развороте и не допуская уменьшения скорости меньше 70 км/ч.

При выполнении левого разворота на горке вертолет имеет тенденцию к увеличению крена, при правом — к уменьшению. Стремление вертолета изменить крен париро-

вать 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 педалью вывести вертолет из разворота в горизонтальный полет на скорости не менее 70 км/ч.

4.27. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ (БОЛТАНКИ)

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, выполнение продолжительных полетов не рекомендуется.

При попадании в сильную болтанку необходимо изменить высоту полета, чтобы выйти из зоны сильной болтанки или прекратить выполнение задания, произведя посадку на аэродром вылета или запасной аэродром.

В случае крайней необходимости продолжения полета выполнять его следует на скоростях по прибору 160—190 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 включенным каналом высоты.

Раздел 5

ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
5.1. Перевозка людей и грузов внутри грузовой кабины	169
5.2. Полеты с грузом на внешней подвеске	171
5.3. Подцепка груза после посадки вертолета	176
5.4. Подцепка груза на режиме висения	179
5.5. Особенности выполнения полетов с грузом на внешней подвеске ночью	180
5.6. Подъем человека (груза) на борт вертолета на ре- жиме висения с помощью бортового грузоподъ- емного устройства с лебедкой ЛПГ-150 М	181
5.7. Особенности эксплуатации бортового грузоподъ- емного устройства с лебедкой ЛПГ-2	183
5.8. Выполнение учебно-тренировочных парашютных прыжков из грузовой кабины вертолета	184
5.9. Перевозка опасных грузов	190

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.

Загрузка вертолета

5.1.5. 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-2. Электропитание лебедки ЛПГ-2

осуществляется от аэродромного источника, а при работающих двигателях — от бортовой электросети. Можно пользоваться также ручным приводом электролебедки.

Управление лебедкой ЛПГ-2 осуществляется бортовым техником.

5.1.7. Погрузку колесной техники (груза на тележке), вес которой не превышает 750 кгс, необходимо производить лебедкой ЛПГ-2 без системы полиспаста, 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 3000 кгс, — лебедкой с четырехкратной системой полиспаста.

Погрузка самоходной техники производится как своим ходом, так и с помощью лебедки ЛПГ-2.

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 (12000 кгс) вес груза не должен превышать 3000 кгс. Дальнейшее увеличение веса перевозимого груза (но не более 4000 кгс) возможно только за счет соответствующего уменьшения заправляемого топлива.

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

Разгрузка вертолета

5.1.13. Выгрузка боевой техники из вертолета производится в порядке, обратном порядку погрузки. Штучные лег-

кие грузы выгружаются вручную. Самоходная техника выгружается как своим ходом, так и с помощью лебедки ЛПГ-2.

Перевозка людей

5.1.14. Максимальное количество перевозимых одним вертолетом десантников не должно превышать 24 человек (при среднем весе одного десантника с вооружением и снаряжением 100 кгс). Десантники должны размещаться только на сиденьях. При перевозке десантников менее 24 человек они должны размещаться в порядке нумерации сидений.

Передвижение десантников в грузовой кабине во время полета запрещается.

Перевозка раненых

5.1.15. На вертолете возможна транспортировка 12 носилочных раненых. Если раненых меньше 12 человек, то первые размещаются на трех носилках сзади вдоль правого борта вертолета, затем — на трех носилках впереди вдоль левого борта, далее — на трех носилках сзади вдоль левого борта и последние — на трех носилках спереди вдоль правого борта (рис. 5.1).

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

5.2. ПОЛЕТЫ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

5.2.1. К полетам с грузами на внешней подвеске допускаются экипажи, имеющие опыт полетов на вертолете с максимальным взлетным весом.

При обучении экипажей транспортировке грузов на внешней подвеске на аэродроме разбивается специальный старт и назначается руководитель полетов.

Успешное выполнение полетов с грузами на внешней подвеске в значительной степени зависит от четкого взаимодействия летчика с руководителем полетов, а также от сработанности летчика и бортового оператора (бортового техника)*.

5.2.2. 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. Пос-

* Далее по тексту — бортовой оператор.

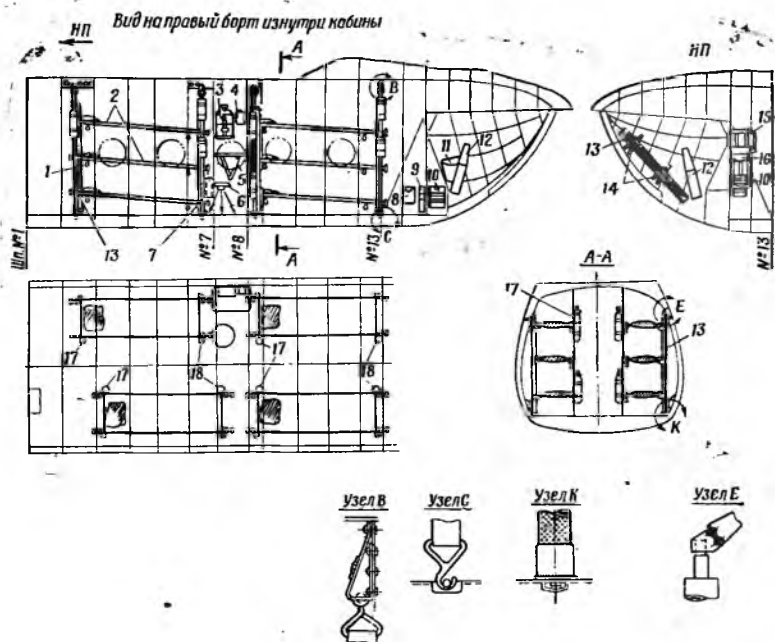


Рис. 5.1. Схема расположения санитарного оборудования:

1 — лямка крепления санитарных носилок; 2 — санитарные носилки; 3 — санитарная сумка; 4 — коробка для поильников; 5 — столик медработника; 6 — сиденье медработника; 7 — дополнительное место установки санитарной сумки медработника; 8 — сумка для утки; 9 — сумка для средств дезинфекции; 10 — сливное ведро умывальника; 11 — сумка для судна; 12 — контейнеры переносных кислородных баллонов; 13 — стоечные стойки; 14 — ложементы для стоек; 15 — бак для умывальника; 16 — раковина умывальника; 17 — кислородный баллон; 18 — термос однолитровый

ле того как груз окажется в поле зрения оператора, дальнейшее точное наведение вертолета на груз осуществляется по командам бортового оператора. Руководитель полетов при этом сообщает только высоту висения вертолета над грузом.

5.2.3. 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.

5.2.4. Обучение и тренировку экипажей полетам с грузами на внешней подвеске необходимо начинать с грузами весом 1000 кгс и постепенно по мере накопления опыта уве-

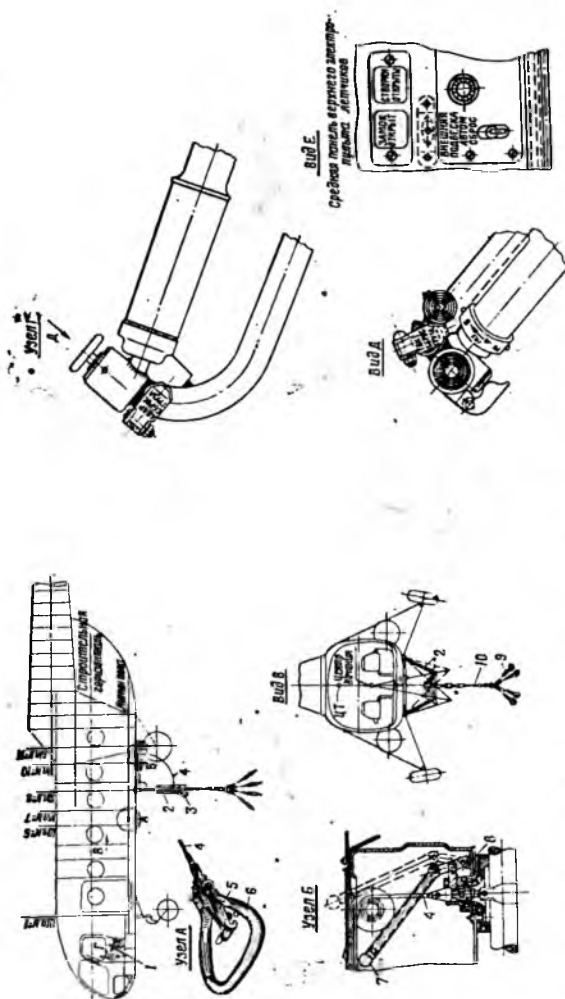
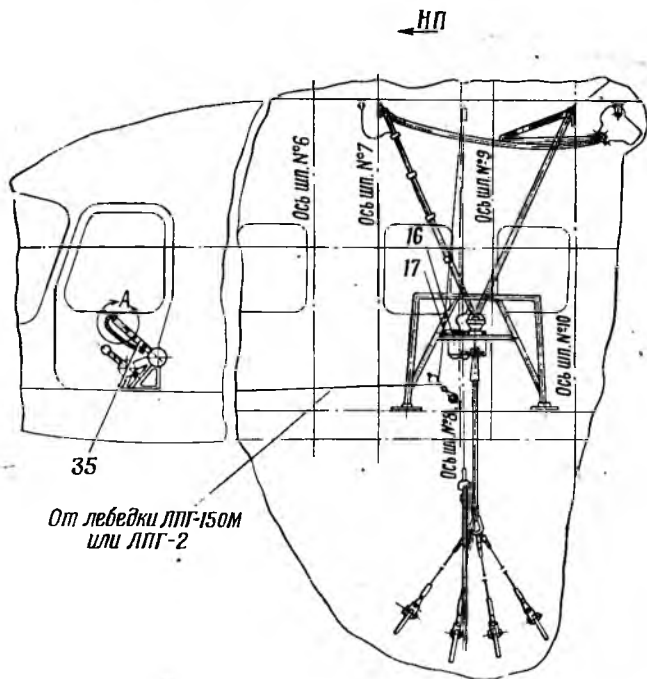
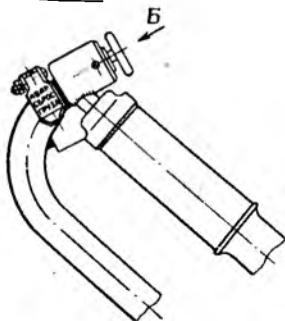


Рис. 5.2. Схема установки устройства для внешней подвески грузов:
 1 — ручка «шаг-газ» с кнопками тактического сброса грузов; 2 — шарнирно-маятниковый механизм; 3 — замок ДГ-64; 4 — трос для выпуска подвески в рабочее положение; 5 — крючок; 6 — ручка управления защелкой; 7 — рукоятка управления защелкой; 8 — защелка; 9 — стропы; 10 — удлинитель



Узел А



Вид Б

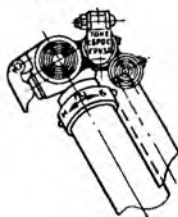
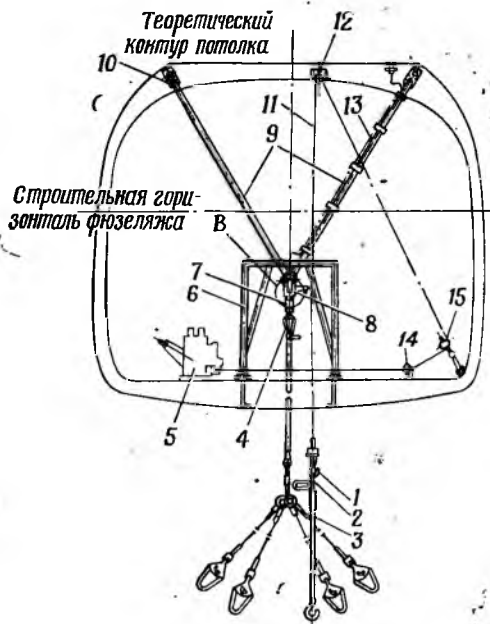
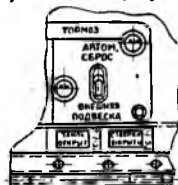


Рис. 5.3. Схема тросовой наружной

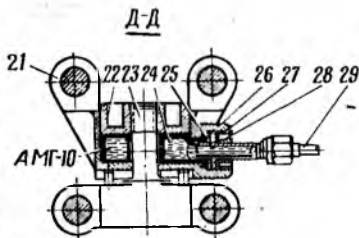
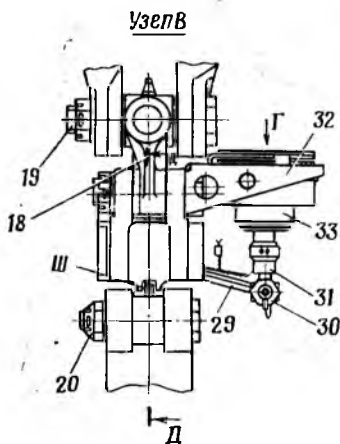
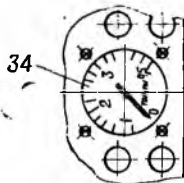
1 — крюк троса лебедки ЛОГ-150М (ЛОГ-2); 2 — скоба для зацепления грузовых трос с грузовыми стропами; 4 — скоба для зацепления удлинительного троса с гру- ДГ-64М; 8 — весоизмерительное устройство; 9 — стропы подвески; 10 — узел крепле- 13 — электропроводка управления замком ДГ-64М; 14 — кронштейн с роликом из сации ручки механического управления замком ДГ-64М; 17 — ручка механического Лейня весоизмерительного устройства к шарнирному узлу; 20 — болт крепления зам гайка; 23 — траверса; 24 — гидрокамера; 25 — штуцер; 26 — уплотнительное кольцо; штуцера; 31 — тройник; 32 — кронштейн; 33 — манометр ИТМ-400; 34 —



Боковая левая панель
верхнего электропульты



Вид Г



подвески с весонизмерительным устройством:

строп к крюку троса лебедки ЛОГ-150М (ЛОГ-2) для подтяга; 3 — удлинительный зойный стропами; 5 — электролебедка ЛПГ-150М (ЛПГ-2); 6 — ограждение; 7 — замок ния подвески; 11 — трос лебедки ЛПГ-150М (ЛПГ-2); 12 — кронштейн с роликом; комплекта оборудования бортовой стрелы; 15 — крюк с блоком; 16 — шпилька фик- управления замком ДГ-64М; 18 — шарнирный узел строп подвески; 19 — болт креп- ка ДГ-64М к весонизмерительному устройству; 21 — кронштейн-цилиндр; 22 — поршень- 27 — контршайба; 28 — гайка; 29 — соединительная трубка; 30 — заглушка зарядного шкала; 35 — ручка «шаг-газ» с кнопками тактического и аварийного сброса груза

личивать вес транспортируемого груза до максимального значения. Максимальный вес груза, который разрешается перевозить на внешней подвеске, должен быть не более 2500 кгс для шарнирно-маятниковой подвески и не более 3000 кгс для тросовой внешней подвески; при этом максимальный взлетный вес вертолета (включая груз на внешней подвеске) не должен превышать 11000 кгс.

5.2.5. 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.

5.2.6. 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).

5.3. ПОДЦЕПКА ГРУЗА ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА

5.3.1. Произвести посадку вертолета вблизи груза, подрулить к грузу с таким расчетом, чтобы он находился на расстоянии 1—2 м от основного колеса, и перевести двигатель 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.

5.3.2. Наземному оператору присоединить удлинительный трос к замку внешней подвески (при шарнирно-маятниковой внешней подвеске) и отойти в безопасное место.

5.3.3. 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 по СПУ бортовому оператору выпустить ферму внешней подвески, надеть страховочный пояс и открыть входную дверь грузовой кабины.

На вертолете с тросовой внешней подвеской дать команду выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для подтягивания грузовых строп и постановки их на замок ДГ-64.

5.3.4. Наземному оператору соединить замок удлинителя с верхним кольцом подвесной системы внешней подвески, крюки-карабины которой предварительно должны быть

присоединены к силовым узлам груза. На вертолете с тросовой внешней подвеской наземному оператору после касания земли крюком, закрепленным на тросе бортовой лебедки, присоединить его за скобу удлинительного троса и отойти в безопасное место.

5.3.5. Командиру экипажа после доклада бортового оператора о подцепке груза с небольшим набором высоты выполнить перемещение вертолета в сторону груза с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до груза было не менее 1—2 м.

В процессе перемещения и зависания вертолета над грузом бортовой оператор, наблюдая за грузом через входную дверь (на вертолете с тросовой внешней подвеской — 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.).

5.3.6. 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 оператора).

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.

5.3.7. 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.

5.3.8. 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 оператору в полете через блистеры грузовой кабины следить за поведением груза.

5.3.9. Снижение при полетах с грузом на внешней подвеске **рекомендуется производить** по более пологой траектории с плавным постепенным уменьшением высоты и скорости полета. Снижение до начала торможения следует выполнять с вертикальной скоростью не более 2—3 м/с, выдерживая скорость планирования (в зависимости от поведения груза) 100—110 км/ч.

Торможение вертолета необходимо выполнять постепенно с плавным увеличением мощности двигателей, не допуская значительного изменения угла тангажа. Вследствие этого торможение получается более продолжительным по времени, чем при обычных посадках по-вертолетному, и сопровождается повышенными вибрациями вертолета (от скорости 70 км/ч до полного зависания).

5.3.10. 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.

5.3.11. 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.

5.3.12. Убедившись по световому табло, что замок открыт, и по докладу бортового оператора, что груз отцеплен, увеличить высоту висения на 1—2 м, отойти от груза в выбранную сторону и дать команду бортовому оператору «Убрать внешнюю подвеску». Получив доклад о том, что внешняя подвеска убрана, произвести посадку.

На вертолете с тросовой подвеской после увеличения высоты на 1—2 м отойти 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 самопроизвольного открытия замка и сброса груза пользование автоматическим сбросом при грузе весом менее 200 кгс запрещается.

5.4. ПОДЦЕПКА ГРУЗА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

5.4.1. Произвести зависание в непосредственной близости от груза с таким расчетом, чтобы расстояние от основных колес до земли составляло 1,5—2 м.

5.4.2. Дать команду бортовому оператору выпустить ферму внешней подвески и трос бортовой стрелы для заземления вертолета.

На вертолете с тросовой внешней подвеской выпустить трос бортовой лебедки через люк в полу грузовой кабины для заземления и подтягивания грузовых строп и постановки их на замок ДГ-64.

5.4.3. Наземному оператору соединить замок внешней подвески с кольцом удлинительного троса (подвесная система внешней подвески с удлинительным тросом должна быть предварительно присоединена к силовым узлам груза).

На вертолете с тросовой внешней подвеской 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.

5.4.4. Бортовому оператору после подцепки груза убрать трос бортовой стрелы.

На вертолете с тросовой внешней подвеской бортооператору подтянуть бортовой лебедкой грузовые стропы и с помощью соединительной скобы закрепить их на замке ДГ-64, отсоединить крюк лебедки от скобы удлинительного троса и доложить командиру экипажа о готовности к подъему груза.

5.4.5. После доклада бортового оператора о том, что груз подцеплен, а трос бортовой стрелы убран, 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 ЛПГ-2 не коснется грунта.

2. Во избежание возможного травмирования рук наземному персоналу **запрещается** подправлять крюки подвесной системы при натягивании тросов внешней подвески на висении вертолета.

3. Бортовому оператору **запрещается** работать без страховочного пояса.

4. На вертолете с тросовой внешней подвеской без установленного ограждения люка в полу грузовой кабины бортовому оператору **запрещается** работать.

Примечание. 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 свежавывающий снег укатать.

5.5. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ НОЧЬЮ

5.5.1. 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 наземными источниками 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.

5.5.2. 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.

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

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

5.6.2. Бортовому оператору:

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

— 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.

5.6.3. 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 бортовому оператору команду «Выпустить трос бортовой стрелы».

5.6.4. Бортовому оператору 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.

Примечания: 1. Чтобы крюком троса не травмировать поднимаемого 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.

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

5.6.6. Бортовому оператору, 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 чело-

века (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 с одним двигателем лебедки;

— в конце подъема после окончания уборки троса помочь человеку залезть в кабину через входную дверь или втащить поднимаемый груз в кабину (в конце подъема при касании вертлюгом 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 оператор обязан работать с надетым страховочным поясом, при этом фиксатор-шпилька должен быть вставлен в замок пояса.

5.7. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОГО ГРУЗОПОДЪЕМНОГО УСТРОЙСТВА С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-2

5.7.1. Бортовую стрелу с лебедкой ЛПГ-2 с учебной целью разрешается использовать только при подъеме груза.

Грузоподъемное устройство с лебедкой ЛПГ-2 для подъема на борт вертолета людей разрешается применять только при спасении терпящих бедствие.

Последовательность действий экипажа при подъеме людей или грузов с помощью лебедки ЛПГ-2 такая же, как и с помощью лебедки ЛПГ-150М.

5.7.2. При использовании грузоподъемного устройства, оборудованного лебедкой ЛПГ-2, необходимо учитывать следующие особенности:

- при выпуске троса бортовой стрелы до касания земли тросиком заземления (для исключения воздействия статического электричества на наземный персонал) основной трос должен оставаться в натянутом состоянии, что обеспечивается пружом 3 кгс, предусмотренным конструкцией;
- в случае ослабления троса во избежание его обрыва по причине спутывания (закусывания) бортовому оператору немедленно остановить лебедку и доложить командиру экипажа.

5.7.3. Для дальнейшего проведения работ по подъему человека или груза произвести проверку работоспособности лебедки, для чего необходимо увеличить высоту висения на 5—7 м и переместить вертолет в сторону от поднимаемого человека (груза).

Бортовому оператору по команде командира экипажа «Проверить лебедку» необходимо:

- выпустить трос на 3—4 м, не допуская его ослабления;
- проверить состояние троса;
- убрать трос и доложить командиру экипажа о результатах проверки.

По результатам проверки командиру экипажа принять решение о возможности выполнения работ по подъему человека (груза).

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

Допустимые условия летной эксплуатации при выполнении парашютных прыжков

5.8.1. По конструктивным особенностям. Парашютные прыжки через проем входной двери грузовой кабины или через проем грузового люка при снятых створках с принудительным раскрытием ранца и стягиванием чехла с купола парашюта типа Д-1-5 вытяжным фалом, а также прыжки только через проем грузового люка с парашютами, указанными в табл. 5.2, разрешается выполнять после проведения следующих доработок:

- установки над проемом входной двери грузовой кабины троса ПРП (приспособления раскрытия парашюта) и доработки узлов его крепления под нагрузку 1200 кгс вместо имеющихся узлов крепления и троса под нагрузку 480 кгс;

— установки по правому и левому бортам грузовой кабины тросов ПРП со съёмными ограничителями и однометровыми удлинителями, а также установки ограждения проема грузового люка при снятых створках, препятствующего случайному выпаданию парашютистов;

— установки в грузовой кабине над проемами входной двери и грузового люка световой и звуковой сигнализации на десантирование;

— установки защитного колпака на штуцер заправки амортизатора левой стойки шасси в целях исключения возможности зацепления чехла купола парашюта типа Д-1-5 за штуцер.

Парашютные прыжки через проем входной двери грузовой кабины, указанные в табл. 5.1, пп. 1 и 2, разрешается выполнять без указанных доработок.

Таблица 5.1

Тип парашюта	Способ раскрытия парашюта	Скорость горизонтального полета, км/ч	Высота полета, м
1. Спортивно-тренировочные и спасательные	Ручное раскрытие с задержкой не менее 2 с	80—250	600—4000
2. Спортивно-тренировочные	Раскрытие ранца вытяжным фалом и стягивание чехла с купола вытяжным парашютом	140—250	400—4000
3. Типа Д-1-5	Раскрытие ранца и стягивание чехла с купола вытяжным фалом	80—100	400—4000

Таблица 5.2

Тип парашюта	Способ раскрытия парашюта	Скорость горизонтального полета, км/ч	Высота полета, м
1. Спортивно-тренировочные и спасательные	Ручное раскрытие ранца при включении парашютного прибора ППК-У вытяжным фалом	80—200	600—4000
2. Типа Д-1-5	Раскрытие ранца и стягивание чехла с купола вытяжным фалом	90—160	400—4000
3. Типа Д-5	Со стабилизацией не менее 5 с	160—200	600—4000

5.8.2. По скорости, высоте полета и способу раскрытия парашюта. Допустимые условия выполнения парашютных прыжков через проем входной двери грузовой кабины ука-

заны в табл. 5.1, через проем грузового люка со снятыми створками — в табл. 5.2.

5.8.3. По количеству парашютистов, размещаемых в кабине вертолета. Максимальное количество парашютистов, размещаемых на сиденьях в грузовой кабине вертолета, не должно превышать 20 человек. 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 обреза 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 человек.

5.8.4. Прыжки с парашютом через проем входной двери или грузового люка разрешается выполнять как одиночно, так и группой.

Количество парашютистов в группе, выполняющей прыжки в одном заходе, определяется длиной тросов ПРП.

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.

5.8.5. Размеры площадки приземления при выполнении парашютных прыжков определены в РПС и ДП-71. При сбрасывании парашютистов с нескольких вертолетов Ми-8Т, 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.

5.8.6. Проверку готовности вертолета к полету на выполнение парашютных прыжков выполнять в следующем порядке:

1. Бортовому технику необходимо:

- проверить наличие и исправность в вертолете десантного оборудования;

- проверить отбортовку проема входной двери вс избежание перерезания вытяжного фала парашюта;

- убедиться, снята ли внешняя подвеска (при выполнении прыжков через проем входной двери с принудительным раскрытием ранца и стягиванием чехла с купола парашюта типа Д-1-5 вытяжным фалом), снята ли антенна КВ радиостанции с хвостовой балки вертолета (перед прыжками через проем грузового люка);

- проверить состояние защитного ограждения проема грузового люка и надежность его закрытия;

- проверить наличие ограничителей перемещения карабинов вытяжных фалов на тросах ПРП в плоскости 11-го шпангоута (при выполнении прыжков через проем грузового люка с принудительным раскрытием ранца и стягиванием чехла с купола парашюта типа Д-1-5 вытяжным фалом);

- проверить наличие серийных удлинителей длиной 1 м на тросах ПРП по количеству парашютистов (при выполнении прыжков через проем грузового люка с парашютами типа Д-5 (ПТЛ-72);

- убедиться в наличии двух флажков белого и красного цвета размером 32×22 см, прикрепленных к древкам длиной 40 см и предназначенных для дублирования сигналов при выброске парашютистов.

Доложить командиру экипажа о готовности десантного оборудования.

2. Легчику-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.

3. Выпускающему, убедившись в готовности парашютистов и правильности их размещения в вертолете, доложить командиру экипажа.

4. Бортовому технику после размещения парашютистов на сиденьях грузовой кабины закрыть входную дверь, за-

щитное ограждение проема люка и доложить командиру о готовности парашютистов к вылету.

Обязанности экипажа при выполнении полета на парашютное десантирование

5.8.7. 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 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 и направлении 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;

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

5.8.8. 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».

5.8.9. Бортовой техник обязан:

- передавать выпускающему все указания командира экипажа, а 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 надетом парашюте и страховочном поясе.

5.8.10. 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, выпускающий убирает вытяжные фалы с чехлами в кабину вертолета и закрывает 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.

5.8.11. В случае зацепления чехлов за элементы конструкции 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 ($H = 5 \div 7$ м) быстро убирает чехлы в вертолет в целях недопущения попадания чехлов в лопасти несущего винта.

5.8.12. 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 выполнять задание и, не допуская резких маневров вертолета, перейти в режим снижения. Плавное 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.

5.8.13. При выполнении полета на выброску парашютистов все члены экипажа должны быть с надетыми спасательными парашютами.

5.9. ПЕРЕВОЗКА ОПАСНЫХ ГРУЗОВ

При перевозке опасных грузов (взрывоопасные, ядовитые вещества и др.) командиру экипажа руководствоваться Правилами перевозки опасных грузов воздушным транспортом (часть 1, Воениздат, 1975).

5.8.16. В случае зацепления чехлов за элементы конструкции вертолета при выполнении прыжков через проем входной двери и невозможности уборки их в грузовую кабину выпускающему доложить об этом командиру экипажа. Командиру экипажа прекратить выброску парашютистов и произвести посадку вертолета, при этом выпускающему, прикрепившись в грузовой кабине страховочным поясом, удерживать вытяжные фалы с чехлами и в случае их освобождения вблизи земли ($H = 5-7$ м) быстро убрать чехлы в вертолет в целях предотвращения попадания их в лопасти несущего винта.

5.8.17. В случае зависания парашютиста за вертолетом выпускающему прекратить выброску парашютистов и доложить об этом командиру экипажа. Командиру экипажа после получения доклада от выпускающего о зависании парашютиста прекратить выполнение задания, уменьшить скорость горизонтального полета до минимально допустимой. Перевести вертолет в режим снижения, не допуская резких маневров. На $H = 20$ м плавно затормозить вертолет и произвести зависание. Выполнить плавное снижение до касания парашютистом земли. Произвести дальнейшее снижение с одновременным перемещением вправо, не допуская попадания чехла с куполом в лопасти несущего винта.

5.8.18. При выполнении полета на выброску парашютистов все члены экипажа должны быть с надетыми спасательными парашютами.

5.9. ПЕРЕВОЗКА ОПАСНЫХ ГРУЗОВ

При перевозке опасных грузов (взрывоопасные, ядовитые вещества и др.) командиру экипажа руководствоваться Правилами перевозки опасных грузов воздушным транспортом (часть 1, Воениздат, 1975).

5.10. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВКИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М, Р-4С, БОЧЕК НА ПОДДОНЕ
ПА-5, 6 С ТОПЛИВОМ, ПУСТЫХ РЕЗЕРВУАРОВ
РА-2М, Р-4С, Р-6, Р-8 И БОЧЕК НА ПОДДОНЕ ПА-5, 6

5.10.1. Командир экипажа при выполнении задания на транспортировку резервуаров и бочек с топливом должен потребовать от грузоотправителя опись с заключением на соответствие груза требованиям Правил перевозки опас-

ных грузов воздушным транспортом. Опись должна быть подписана отправителем и заверена гербовой печатью.

5.10.2. Для транспортировки резервуаров и бочек на поддоне ПА-5, 6 применять штатную внешнюю подвеску вертолета.

Подцепку к грузодержателям внешней подвески осуществлять:

- заполненных резервуаров РА-2М, Р-4С с помощью специальных проушин за четыре грузовые скобы;

- поддона ПА-5, 6 с бочками через переходное звено, установленное на поддоне;

- пустых резервуаров Р-4С, Р-6, Р-8 с помощью специальных проушин за две грузовые скобы, расположенные симметрично продольной оси резервуара.

5.10.3. На вертолете возможна транспортировка резервуаров РА-2М, Р-4С и бочек на поддоне ПА-5, 6 с топливом на внешней подвеске при длине удлинительного троса 1, 5 и 10 м. Перевозка пустых резервуаров и бочек на поддоне ПА-5, 6 разрешается при длине удлинительного троса 1 м.

5.10.4. Подцепка резервуаров на внешнюю подвеску обеспечивается с помощью двух наземных операторов, которые в процессе подцепки находятся непосредственно у резервуара, следят за положением грузодержателей и тросов «паука» внешней подвески и один из них подает необходимые команды бортовому технику.

5.10.5. На поддоне ПА-5, 6 обеспечивается транспортировка 10 двухсотлитровых бочек, которые размещаются по всей площади поддона, устанавливаются в вертикальном положении и швартуются с помощью сеток, входящих в комплект поддона.

5.10.6. В исключительных случаях разрешается выполнение полетов на транспортировку резервуаров и бочек на внешней подвеске без руководителя полетов на месте подцепки груза.

5.10.7. Сборку и монтаж подвесной системы производить в следующем порядке:

- а) на заполненные резервуары Р-4С, Р-6, Р-8, РА-2М:

- установить проушины на четыре грузовые скобы резервуаров;

- со стороны резервуара завести (надеть) скобы грузодержателей в проушины и закрыть скобы на защелку;

- б) на незаполненные резервуары Р-4С, Р-6, Р-8:

- установить проушины на две грузовые скобы резер-

вуара, которые расположены симметрично продольной оси резервуара;

— со стороны резервуара завести (надеть) по две грузовые скобы грузодержателей в проушины и закрыть скобы на защелку.

После подсоединения грузодержателей «паука» внешней подвески к резервуару уложить тросы «паука» таким образом, чтобы они располагались в направлении от резервуара к вертолету.

5.10.8. При подсчете веса резервуара или бочки учитывать удельный вес и количество заправленного в них топлива.

Веса пустых резервуаров и их вместимости 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;

бочка — 50 кгс, 200 л.

5.10.9. Для транспортировки резервуаров и установленных на поддоне ПА-5, 6 бочек оптимальной является внешняя подвеска с длиной удлинительного троса 1 м. При этом обеспечивается максимальное использование грузоподъемности вертолета, удобство подцепки и отцепки резервуаров и поддона с бочками, а также более устойчивое поведение их в полете.

5.10.10. Подцепка резервуаров и бочек на поддоне с длиной удлинительного троса внешней подвески 5 и 10 м возможна как с режима висения, так и с посадкой вертолета около груза; подцепка с удлинительным тросом 1 м возможна только с режима висения.

5.10.11. Высота висения вертолета над грузом при подцепке резервуаров и бочек на поддоне должна быть 2—3 м.

5.10.12. В процессе подцепки резервуара на внешнюю подвеску не исключена возможность защемления грузодержателей «паука» внешней подвески, поэтому в процессе подцепки резервуаров на внешнюю подвеску наземным операторам необходимо следить за положением грузодержателей на проушине и при необходимости через тросы «паука» устанавливать их в рабочее положение.

5.10.13. Горизонтальный полет при транспортировке на внешней подвеске заполненных резервуаров РА-2М, Р-4С и бочек на поддоне в зависимости от длины удлинительного троса выполнять в диапазоне приборных скоростей:

— для резервуара РА-2М с длиной удлинительного троса 1, 5 и 10 м — 60—220 км/ч;

— для резервуара Р-4С:

с длиной удлинительного троса 1 м — 60—160 км/ч;

с длиной удлинительного троса 5 м — 60—120 км/ч;

с длиной удлинительного троса 10 м — 60—100 км/ч;

— для поддона ПА-5,6 с бочками:

с длиной удлинительного троса 1 м — 60—160 км/ч;

с длиной удлинительного троса 5 и 10 м — 60—140 км/ч.

При этом необходимо соблюдать ограничения максимальной скорости по высотам, приведенные в табл. 2. 1.

5.10.14. Транспортировку пустых резервуаров и бочек на поддоне разрешается производить с длиной удлинительного троса 1 м в диапазоне приборных скоростей:

для резервуара РА-2М и бочек на поддоне ПА-5, 6 — 60—140 км/ч;

для резервуаров Р-4С, Р-6 и Р-8 — 60—100 км/ч.

Примечания: 1. Наибольшие скорости этих диапазонов являются максимально допустимыми, превышение которых приводит к появлению нештатных ситуаций в поведении груза (раскачке, вращению) и усложнению пилотирования вертолета.

2. В случае интенсивной раскачки груза, приводящей к усложнению пилотирования вертолета, уменьшить скорость полета вертолета на 20—30 км/ч. Если после этого раскачка не уменьшается, перевести вертолет на кратковременное снижение с вертикальной скоростью 2—3 м/с.

5.10.15. Развороты при транспортировке резервуаров и поддона с бочками выполнять с креном не более 15°.

5.10.16. Набор высоты и снижение с заправленными топливом резервуарами и бочками рекомендуется выполнять на приборных скоростях 100—110 км/ч, с незаполненными резервуарами — 90—100 км/ч при вертикальных скоростях набора и снижения 2—3 м/с.

5.10.17. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета вертолета с резервуаром или с бочками на внешней подвеске выполнять согласно подразд. 1.7 Инструкции экипажу.

Увеличение километрового расхода топлива при транспортировке на внешней подвеске резервуаров по сравнению с километровым расходом топлива при полете вертолета без груза на внешней подвеске приведено в табл. 5.2 в %.

Киловатный и часовй расходоы топлива в зависимости от веса вертолета без груза на внешней подвеске на приборной скорости полета 100 км/ч приведены в табл. 5.3.

Таблица 5.2

Тип резервуара	Увеличение расхода топлива, %, при наличии груза для $V_{пр}$, км/ч												
	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220
РА-2М	2,5	3,5	5,0	6,5	8,0	10,0	12,0	15,0	17,5	20,5	24	26	28
Р-4С	4,0	8,0	11,0	13,0	15,0	17,0	19,0	—	—	—	—	—	—
Р-6	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Р-8	8,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Бочки на поддоне	4,0	9,0	12,0	14,0	16,0	18,0	20,0	—	—	—	—	—	—
ПА-5, 6													

Таблица 5.3

Скорость, км/ч		Километровый и часовой расходы топлива при среднем полетном весе, кгс							
приборная	воздушная	8000		1000		10 000		11 000	
		Километ- ровый, кгс/км	Часовой, кгс/ч	Километ- ровый, кгс/км	Часовой, кгс/ч	Километ- ровый, кгс/км	Часовой, кгс/ч	Километ- ровый, кгс/км	Часовой, кгс/ч

Высота полета 100 м

100	108	4,30	460	4,50	480	4,61	495	4,81	515
-----	-----	------	-----	------	-----	------	-----	------	-----

Высота полета 500 м

100	110	4,0	440	4,15	455	4,46	430	4,60	505
-----	-----	-----	-----	------	-----	------	-----	------	-----

Высота полета 1000 м

100	112	3,74	420	3,87	435	4,06	455	4,28	480
-----	-----	------	-----	------	-----	------	-----	------	-----

Раздел 6

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
6.1. Отказ одного двигателя	192
6.2. Отказ двух двигателей. Посадка на режиме само- вращения несущего винта	196
6.3. Пожар на вертолете	198
6.4. Неисправности редукторов	200
6.5. Неисправности системы автоматического регули- рования параметров силовой установки	201
6.6. Отказ топливной системы (подкачивающих и перекачивающих насосов)	202
6.7. Загорание светового табло ОСТАЛОСЬ ТОПЛИ- ВА 300 Л	203
6.8. Отказ путевого управления	204
6.9. Отказ гидросистемы	205
6.10. Земной резонанс	—
6.11. Непреднамеренное превышение максимально до- пустимой скорости полета	206
6.12. Непреднамеренное уменьшение скорости полета ниже минимально допустимой	—
6.13. Появление низкочастотных колебаний в полете	207
6.14. Отказ генераторов	208
6.15. Отказ автопилота	209
6.16. Отказ левого авиагоризонта	210
6.17. Отказ курсовой системы	211
6.18. Отказ барометрического высотомера	—
6.19. Отказ указателя скорости	212
6.20. Отказ МВ радиостанции Р-860	—
6.21. Отказ радиокompаса АРК-9	213
6.22. Потеря радиосвязи	—
6.23. Действия экипажа при потере ориентировки	214
6.24. Вынужденное покидание вертолета	215
6.25. Правила вынужденного покидания вертолета на земле	218
6.26. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПИЛОТ- ННАВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА.	191

Во всех случаях при отказе авиационной техники в полете командир экипажа обязан сообщить по радио руководителю полетов о случившемся и в зависимости от характера отказа, условий полета и времени, которым располагает экипаж, действовать, руководствуясь указаниями настоящего раздела и руководителя полетов.

6.1. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

6.1.1. Признаки:

- разбалансировка вертолета, проявляющаяся как рывок вправо; величина разбалансировки зависит от режима работы двигателей в момент отказа и скорости полета (чем выше режим работы и меньше скорость, тем значительнее разбалансировка вертолета);
- падение оборотов турбокомпрессора и температуры газов остановившегося двигателя;
- увеличение оборотов турбокомпрессора и температуры газов работающего двигателя;
- падение оборотов несущего винта.

6.1.2. Действия экипажа при высоте выше 100 м и скорости более 120 км/ч:

- перейти на торможение поступательной скорости с интенсивностью, обеспечивающей выход в горизонтальный полет, без потери высоты или с набором;
- уменьшить общий шаг несущего винта на 1—3°, чтобы не допустить падения оборотов несущего винта в конце торможения ниже 92%;
- определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал, и выключить его закрытием соответствующего крана останова;
- дать команду бортовому технику закрыть пожарный кран остановившегося двигателя;
- рычаг раздельного управления работающего двигателя перевести вверх до упора;
- по достижении скорости 100—120 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет путем уменьшения угла тангажа, после чего рычагом «шаг-газ» установить работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения. На этой скорости в зависимости от обстановки

или продолжить полет на аэродром, или выбрать площадку и произвести посадку.

Для выполнения посадки на выбранную площадку необходимо:

- продолжить торможение вертолета до скорости 60 км/ч;

- на скорости 60 км/ч произвести снижение до высоты 40 м;

- с высоты 40 м начать плавное торможение вертолета ручкой управления до достижения вертикальной скорости 3—4 м/с при работе двигателя на взлетном режиме и при этом режиме полета продолжить снижение;

- с высоты 4—6 м произвести уменьшение вертикальной скорости путем увеличения общего шага с темпом 2—4°/с; при увеличении шага плавным отклонением правой педали парировать разворот вертолета влево и ручкой управления придать вертолету посадочный угол тангажа;

- после приземления плавно опустить рычаг «шаг-газ» вниз до упора с одновременной отдачей ручки управления от себя на $1/4$ — $1/3$ хода;

- после опускания носового колеса применить тормоза колес.

Примечание. При отказе одного из двигателей допускается кратковременное (не более 5 с) падение оборотов несущего винта до 86%.

6.1.3. Действия экипажа при высоте выше 100 м и скорости менее 80 км/ч:

- уменьшить общий шаг несущего винта на 1—3° для предотвращения падения оборотов ниже 92%;

- определить, какой из двигателей отказал, закрыть его кран останова и пожарный кран;

- перейти на энергичный разгон скорости путем отдачи ручки управления от себя;

- рычаг раздельного управления работающего двигателя перевести вверх до начала выворачивания рукоятки коррекции влево;

- при достижении скорости 100—120 км/ч вывести вертолет в горизонтальный полет.

Если вертолет при разгоне до высоты 20—30 м не достиг скорости, достаточной для выхода в горизонтальный полет, перейти на интенсивное торможение поступательной скорости и произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.4. Действия экипажа при высоте ниже 100 м и скорости более 120 км/ч:

- перейти на энергичное торможение вертолета с набором высоты путем увеличения угла тангажа до 10—15°;

— уменьшить общий шаг несущего винта на $1-3^\circ$, чтобы не допустить падения оборотов несущего винта в конце торможения ниже 92%;

— определить, какой из двигателей отказал, выключить его закрытием крана останова и дать команду бортовому технику закрыть пожарный кран остановленного двигателя;

— при достижении скорости 100—120 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет путем уменьшения угла тангажа, после чего рычагом «шаг-газ» установить работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;

— продолжить полет на этом режиме, а при необходимости произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.5. Действия экипажа при высоте ниже 100 м и скорости менее 80 км/ч (вертолет с одним работающим двигателем летит со снижением):

— уменьшить общий шаг на $1-3^\circ$ для исключения падения оборотов несущего винта ниже 92%;

— изменением скорости полета установить вертикальную скорость снижения не более 3—4 м/с;

— закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;

— продолжить снижение на этом режиме на выбранную площадку;

— с высоты 4—6 м произвести гашение вертикальной скорости к моменту приземления путем увеличения общего шага несущего винта с темпом $2-4^\circ/\text{с}$; при увеличении общего шага плавным отклонением правой педали парировать разворот вертолета влево;

— после приземления плавно перевести рычаг «шаг-газ» вниз до упора с одновременной отдачей ручки управления от себя на $1/3-1/4$ хода и применить торможение колес.

6.1.6. В случае внезапного отказа одного из двигателей на режиме висения необходимо:

— при отказе на высоте 5—10 м в процессе снижения после достижения высоты 2—5 м увеличением общего шага с темпом $2-4^\circ/\text{с}$ погасить вертикальную скорость снижения к моменту приземления;

— при отказе на высоте 10—20 м немедленно уменьшить общий шаг на $1-3^\circ$ для исключения падения оборотов несущего винта и после достижения высоты 5—7 м быстрым увеличением общего шага с темпом $5-7^\circ/\text{с}$ погасить вертикальную скорость снижения к моменту приземления;

— при отказе на высоте более 20 м немедленно уменьшить общий шаг на $1-3^\circ$ с одновременным переходом вер-

толета в разгон до скорости 20—30 км/ч; в процессе разгона установить обороты несущего винта не ниже 92% (при взлетном режиме работы второго двигателя); при достижении высоты 5—7 м быстрым увеличением общего шага погасить вертикальную скорость снижения к моменту приземления.

Во всех случаях посадок при увеличении общего шага плавным отклонением правой педали парировать разворот вертолета влево.

6.1.7. На высоте до 1000 м на вертолете с полетным весом 10 000 кгс с одним работающим двигателем на номинальном режиме возможен горизонтальный полет в стандартных условиях на скоростях по прибору 100—130 км/ч.

При работе одного из двигателей на взлетном режиме горизонтальный полет возможен на вертолете с полетным весом, определенным по номограмме на рис. 9.14; с включенной ПОС вертолета полетный вес должен быть на 500 кгс меньше, чем по номограмме.

6.1.8. Во всех случаях отказа одного из двигателей в полете при невозможности выполнения горизонтального полета с одним двигателем, работающим на номинальном режиме (полетный вес вертолета более 10 000 кгс, высокая температура наружного воздуха и др.), необходимо выбрать площадку и произвести посадку. При этом вплоть до выполнения посадки использовать взлетный режим работы двигателя без учета ограничений по времени.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запуск в полете отказавшего двигателя **запрещается**, кроме случаев самовыключения двигателя (двигателей) при полете вертолета в условиях обледенения, сильного снегопада или дождя. В этих случаях (если самовыключение двигателя сопровождалось легким хлопком в районе силовой установки без повышения температуры газов перед турбиной выше допустимой и без постороннего металлического звука) разрешается произвести запуск двигателя в полете на высотах менее 5000 м. Обороты авторотации перед запуском не должны быть более 20%. При отсутствии видимой (по указателю оборотов) авторотации турбокомпрессора необходимо произвести холодную прокрутку двигателя. При этом, если при нажатии пусковой кнопки в течение 3 с страгивания стрелки указателя оборотов турбокомпрессора не произошло, нажать кнопку

ПРЕКРАЩ. ЗАПУСК, охладить двигатель в течение 2-х мин и повторить его прокрутку.

Перед запуском двигателя (в случае, предусмотренном предупреждением) необходимо определить по приборам, какой из двигателей остановился, закрыть кран останова этого двигателя и перевести его рычаг раздельного управления на нижний упор, после чего произвести запуск двигателя, как указано в ст. 4.12.5.

6.2. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

6.2.1. Признаки:

— резкая разбалансировка вертолета, проявляющаяся как резкий рывок вертолета вправо; величина разбалансировки зависит от режима работы двигателей в момент отказа и от скорости полета (чем выше режим работы двигателей и меньше скорость полета, тем резче проявляется разбалансировка);

- изменение звука от работающих двигателей;
- быстрое падение оборотов несущего винта;
- падение оборотов и температуры газов обоих двигателей.

6.2.2. Действия экипажа.

При отказе двух двигателей на высотах более 100 м:

— немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до минимального;

— одновременно соответствующими отклонениями ручки управления и педалей удерживать вертолет от кренов и разворотов;

— перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение, дать команду бортовому технику «Закреть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;

— разгоном или торможением установить приборную скорость планирования 100—120 км/ч;

— обороты несущего винта выдерживать наибольшими в пределах 90—100% по указателю путем соответствующего отклонения рычага общего шага, не допуская забросов выше 110% и падения ниже 89%;

— произвести сброс внешних подвесок с целью уменьшения полетного веса;

— сбалансировать вертолет триммерами, создав незначительный пикирующий момент, а поперечным триммером полностью снять усилия от кренящего момента;

— выбрать площадку и выполнить заход на посадку по возможности против ветра;

— при наличии достаточной высоты расчет на посадку можно уточнять отклонением рычага общего шага, не допуская выхода оборотов за допустимые пределы;

— на высоте 100—70 м небольшими плавными отклонениями ручки управления установить и выдерживать приборную скорость 100 км/ч для посадки с пробегом или 70 км/ч для посадки без пробега;

— с высоты 70—50 м перевести взгляд на землю для визуального определения высоты вертолета, при этом ручкой управления сохранять установившийся угол тангажа. Для определения момента «подрыва» несущего винта бортовому технику, начиная с высоты 50 м, производить отсчет высоты по радиовысотомеру, сообщая по СПУ: «Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать»;

— с высоты 15—10 м при выполнении посадки с пробегом и 20—15 м при посадке без пробега увеличить общий шаг (произвести «подрыв» несущего винта за время не менее 1 с) до 7—8° и выдержать его в течение 0,5—1 с. Если этого окажется недостаточно для уменьшения вертикальной скорости, увеличить общий шаг до 12° (за время 1—1,5 с) соразмерно окончательному уменьшению вертикальной скорости;

— в процессе подрыва несущего винта с темпом 10°/с увеличить угол тангажа вертолета до 5—6° для уменьшения поступательной скорости при выполнении посадки с пробегом и до 8—10° — без пробега, удерживая вертолет на этом угле незначительным отклонением ручки управления от себя;

— после приземления установить общий шаг винта 7—8° и выдерживать его постоянным до полной остановки вертолета на пробеге;

— отклонением ручки управления на себя выдерживать достигнутый угол тангажа при приземлении до момента, когда вертолет начнет самопроизвольно опускаться на носовое колесо. После этого ручку управления плавно отклонить от себя на 1/3—1/4 хода и применить тормоза колес.

6.2.3. Если выбранная для посадки площадка находится в стороне от направления полета или возникла необходимость изменить направление посадки по условиям направления ветра (при наличии достаточной высоты полета), следует выполнить необходимый маневр. Для выполнения посадки на режиме самовращения несущего винта с

разворотом на угол до 180° (с креном 15°) высота должна быть не менее 650 м.

6.2.4. Действия экипажа.

При отказе двигателей на высоте 100 м и менее:

— если скорость в момент отказа двигателей близка к 70 км/ч, немедленно уменьшить общий шаг несущего винта до величины, обеспечивающей обороты несущего винта в пределах 90—100%. Перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение, установить скорость ускорившегося планирования 70 км/ч для посадки с коротким пробегом или без пробега в соответствии с рекомендациями по выполнению «подрыва» несущего винта, торможения вертолета и выполнению приземления, приведенными для случая отказа двигателей на высотах более 100 м. После останова на пробеге дать команду бортовому технику «Закрывать пожарные краны и выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;

— если скорость в момент отказа двигателей окажется больше 120 км/ч, немедленно уменьшить общий шаг для обеспечения оборотов несущего винта не менее 89% с одновременным переходом на интенсивное торможение путем придания вертолету угла тангажа до 20° в зависимости от скорости и высоты полета (чем больше скорость и меньше высота, тем больше угол).

Если обороты несущего винта интенсивно возрастают, то увеличением общего шага не допустить их превышения более 110%.

Перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение, отклонением рычагов управления устранять возникающие крен и разворот.

Если высота позволяет своевременно затормозить вертолет до скорости 70 км/ч, необходимо сбалансировать вертолет на этой скорости и дальше действовать в соответствии с рекомендациями, указанными в тексте предыдущего дефиса. Если высота окажется недостаточной, необходимо сохранять достигнутый угол тангажа до момента подрыва несущего винта на высоте 20—15 м.

При необходимости дальнейшего гашения скорости планирования выполнить посадку с углом тангажа, при котором выполнялось торможение.

6.2.5. На висении при отказе обоих двигателей действия экипажа такие же, как и при отказе одного двигателя (ст. 6.1.6), но при этом следует учитывать, что разбалансировка вертолета в путевом отношении, уменьшение оборотов несущего винта и переход вертолета на снижение имеют более резко выраженный характер.

6.2а. ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

6.2а.1. Признаки: загорание красного табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ или уровень вибраций по указателю УК-68В составляет 70 мм/с и более.

6.2а.2. Действия командира экипажа:

- уменьшить режим работы двигателей рычагом общего шага и дать команду бортовому технику о замере уровня вибраций;

- если красное табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ не гаснет, выключить двигатель, на котором возникла недопустимая вибрация, и действовать в соответствии с указаниями подраздела 6.1 «Отказ одного двигателя»;

- если красное табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ погасло, выполнение задания прекратить, установить скорость 130—140 км/ч и следовать до ближайшего аэродрома. Посадку произвести по-самолетному.

6.2а.3. Действия бортового техника:

- убедиться в исправности виброаппаратуры;
- доложить командиру экипажа об исправности (неисправности) виброаппаратуры и значении уровня вибраций;
- усилить контроль за параметрами работы двигателей.

6.3. ПОЖАР НА ВЕРТОЛТЕТЕ

6.3.1. Признаки:

- загорание красного сигнального табло на средней панели верхнего пульта летчиков (на щитке противопожарной системы);

- РИ-65 информирует: «Пожар в ... отсеке вертолета»;

- появление дыма, пламени или запаха гари в кабине;

- резкий рост температуры газов перед турбиной выше допустимой.

При обнаружении признаков пожара установить место возникновения пожара по табло сигнализации, звуковой информации РИ-65 или визуально.

6.3.2. При возникновении пожара в отсеках левого или правого двигателей на средней панели верхнего пульта летчиков должно загореться красное табло ПОЖАР В ОТСЕКЕ ЛЕВОГО ДВИГАТ. или ПОЖАР В ОТСЕКЕ ПРАВОГО ДВИГАТ. Одновременно автоматически включается подача огнегасительного состава из двух баллонов в систему пожаротушения горящего двигателя.

В подтверждение срабатывания автоматической очереди должны загореться желтые табло КРАН ОТКРЫТ и СРАБОТ. БАЛЛОНЫ АВТОМАТ. ОЧЕРЕДИ.

6.3.3. Действия экипажа. После загорания табло на щитке противопожарной системы ПОЖАР В ОТСЕКЕ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТ. командир экипажа обязан:

— выключить краном останова двигатель, в отсеке которого возник пожар;

— дать бортовому технику команду «Заккрыть пожарный кран левого (правого) двигателя»;

— перейти на однодвигательный полет в последовательности, указанной в ст. 6.1.1.—6.1.6.

6.3.4. Если у экипажа нет уверенности в том, что очаг пожара ликвидирован огнегасительным составом из баллонов автоматической очереди, командир экипажа или по его команде бортовой техник обязан включить противопожарные баллоны ручной очереди, для чего необходимо нажать кнопку, расположенную над табло СРАБОТ. БАЛЛОНЫ РУЧНОЙ ОЧЕРЕДИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После ликвидации очага пожара запускать двигатель, в отсеке которого был пожар, запрещается.

6.3.5. При возникновении пожара в редукторном отсеке на щитке противопожарной системы загорается красное табло ПОЖАР В РЕДУК. ОТСЕКЕ, одновременно включается автоматическая очередь пожаротушения, о чем свидетельствует загорание желтых табло КРАН ОТКРЫТ и СРАБОТ. БАЛЛОНЫ АВТОМАТ. ОЧЕРЕДИ.

Если нет уверенности в том, что очаг пожара ликвидирован огнегасительным составом из баллонов автоматической очереди, необходимо нажать кнопку над табло СРАБОТ. БАЛЛОНЫ РУЧНОЙ ОЧЕРЕДИ для включения баллонов ручной очереди.

6.3.6. При возникновении пожара в отсеке обогревателя КО-50 загорается красное табло ПОЖАР В ОТСЕКЕ ОБОГРЕВ. и включается автоматическая очередь системы пожаротушения.

При возникновении пожара в отсеке двигателя АИ-8 загорается красное табло ПОЖАР В ОТСЕКЕ АИ-8.

Загорание остальных табло и работа экипажа с противопожарной системой должны быть аналогичны изложенным в ст. 6.3.5.

6.3.7. Если экипаж по каким-либо признакам обнаружил пожар в одном из защищаемых отсеков, а автоматика включения системы пожаротушения не сработала, необхо-

димо нажать одну из кнопок, расположенных над табло **ПОЖАР В ОТСЕКЕ ЛЕВОГО ДВИГАТ., ПОЖАР В ОТСЕКЕ ПРАВОГО ДВИГАТ., ПОЖАР В РЕДУК. ОТСЕКЕ** или **ПОЖАР В ОТСЕКЕ ОБОГРЕВ.** (в зависимости от того, в каком отсеке возник пожар). При этом должны сработать баллоны автоматической очереди, что будет видно по загоранию желтых табло **КРАН ОТКРЫТ** и **СРАБОТ. БАЛЛОНЫ АВТОМАТ. ОЧЕРЕДИ.** В дальнейшем при необходимости включения баллонов ручного срабатывания нажать кнопку над табло **СРАБОТ. БАЛЛОНЫ РУЧНОЙ ОЧЕРЕДИ.**

6.3.8. После ликвидации пожара в одном из отсеков с помощью первой (автоматической) очереди баллонов для приведения противопожарной системы в готовность к ликвидации пожара, который может возникнуть в другом защищаемом отсеке, необходимо переключатель **ОГНЕТУШ. — КОНТР. ДАТЧИКОВ** кратковременно (на 1—2 с) перевести в положение **КОНТР. ДАТЧИКОВ**, после чего снова вернуть в положение **ОГНЕТУШ.** При этом для тушения пожара, возникшего в другом защищаемом отсеке (так как огнегасительный состав из баллонов автоматической очереди уже израсходован), командир экипажа или по его команде бортовой техник обязан включить в работу очередь ручного срабатывания нажатием на кнопку, расположенную над табло **СРАБОТ. БАЛЛОНЫ РУЧНОЙ ОЧЕРЕДИ.**

6.3.9. При возникновении пожара в грузовой кабине или в кабине экипажа его необходимо тушить с помощью ручного бортового огнетушителя. При загорании электропроводки отключить сеть, в которой возник пожар (если невозможно определить, в какой сети загорелась электропроводка, то обесточить весь вертолет).

6.3.10. После применения средств пожаротушения произвести проверку ликвидации очага пожара нажатием кнопки **ВЫКЛ. СИГН. ПОЖАР;** если пожар потушен, то табло, сигнализирующее о пожаре в каком-либо отсеке вертолета, должно погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. После ликвидации пожара в любом из отсеков дальнейшее выполнение задания прекратить и произвести посадку.

2. Если после использования всех средств пожаротушения пожар не прекратился, командиру экипажа принять решение о немедленном выполнении посадки или покидании вертолета экипажем (в зависимости от сложившейся обстановки).

6.3а. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. ИЛИ СТРУЖКА ПР. ДВИГ.

(для вертолетов, оборудованных сигнализатором
стружки СС-78 в маслосистеме двигателей)

6.3а.1. Признаки: Мигание или устойчивое горение желтого табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. или СТРУЖКА ПР. ДВИГ.

6.3а.2. Действия экипажа:

— проконтролировать значение температуры и давление масла в двигателе;

— если значения параметров двигателя нормальные, выполнение задания прекратить, усилить контроль за температурой и давлением масла и произвести посадку на ближайший аэродром (выбранную площадку);

— если значения температуры и давления масла выходят за допустимые пределы, выполнение задания прекратить, выключить двигатель и действовать в соответствии с указаниями подраздела 6.1.

6.4. НЕИСПРАВНОСТИ РЕДУКТОРОВ

6.4.1. Признаки: при неисправности редукторов (главного, промежуточного или хвостового) появляются неприличные шумы или вибрации вертолета, а также повышается температура масла или падает давление масла в главном редукторе. На вертолетах, оборудованных фильтром-сигнализатором стружки (ФСС-1), мигает или горит табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК., а на вертолетах, оборудованных сигнализацией падения давления масла в главном редукторе, горит красная лампа МАЛО Р МАСЛА ГЛ. РЕД.

6.4.2. Действия экипажа:

— при появлении непривычного шума, вибраций вертолета, а также повышении температуры или падении давления масла немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей на скорости 120—140 км/ч и произвести посадку на выбранную площадку;

— при загорании в полете (мигании или непрерывном горении) табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК., не сопровождающемся ростом температуры или уменьшением давления масла, выполнение задания прекратить и следовать до ближайшего аэродрома, повысив контроль за параметрами работы главного редуктора.

Если при загорании табло отмечается рост температуры или уменьшение давления масла по их указателям, немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей и произвести посадку на выбранную площадку;

— при загорании в полете сигнальной лампы МАЛО Р МАСЛА ГЛ. РЕД. проконтролировать давление масла в главном редукторе по указателю давления, при этом, если давление масла в редукторе упало ниже 3 кгс/см^2 на рабочих режимах или ниже $2,5 \text{ кгс/см}^2$ при полетах со скольжением, немедленно перейти на снижение с уменьшением режима работы двигателей, установить $V_{\text{пр}} = 120\text{—}140 \text{ км/ч}$, подобрать площадку и произвести посадку. Посадку по возможности выполнять по-самолетному.

6.5. НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

6.5.1. В случае появления ненормальностей в работе системы автоматического поддержания оборотов несущего винта (резкое увеличение оборотов несущего винта выше 97%, появление разницы в оборотах турбокомпрессоров левого и правого двигателей на установившихся режимах более 2%, колебание оборотов турбокомпрессора и др.) дачей коррекции влево установить обороты несущего винта 92—93%, а разницу оборотов турбокомпрессоров двигателей — не более 2% и поддерживать их в этих пределах системой «шаг-газ». Прекратить выполнение задания и возвратиться на аэродром.

6.5.2. При самопроизвольном снижении оборотов несущего винта в полете ниже 92% следует уменьшить общий шаг до значения, соответствующего числу оборотов несущего винта 92—93%, и дальнейшее выполнение задания прекратить.

6.5.3. В случае отказа в работе автомата поддержания оборотов турбокомпрессора двигателя при низких температурах наружного воздуха, вызывающего самопроизвольное увеличение оборотов турбокомпрессора на взлетном режиме выше максимально допустимых значений (в соответствии с графиком на рис. 2.1), необходимо:

— определить по указателю оборотов, на каком двигателе произошел отказ;

— установить рычагом отдельного управления этого двигателя обороты турбокомпрессора не более 96% при температуре от минус 20 до минус 40°С и не более 92% при температуре от минус 40 до минус 60°С;

— изменением общего шага установить необходимый режим, дальнейшее выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром.

6.8. ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

6.8.1. При разрушении в полете рулевого винта или трансмиссии к нему вертолет резко разворачивается влево и кренится вправо с опусканием носа.

Действия экипажа:

1. Немедленно уменьшить общий шаг несущего винта и при наличии достаточной высоты дать команду экипажу покинуть вертолет.

2. При отсутствии достаточной для покидания вертолета высоты необходимо:

— перейти на планирование на режиме самовращения несущего винта, при этом для сохранения направления создать крен в сторону, противоположную развороту;

— сбалансировать вертолет в полете скольжением, стремление вертолета к рысканию парировать поперечным управлением;

— выбрать подходящую площадку для посадки;

— выключить двигатели кранами останова;

— дать бортовому технику команду «Закрывать пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;

— произвести посадку на режиме самовращения несущего винта. Перед посадкой необходимо крен уменьшать с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был убран полностью.

6.8.2. В том случае, когда привод рулевого винта исправен, но повреждено управление им (вертолет не реагирует на отклонение педалей), необходимо установить скорость полета 120—130 км/ч по прибору, уменьшив шаг несущего винта до значения, соответствующего горизонтальному полету или полету с небольшим снижением, продолжить полет до выбора площадки, пригодной для безопасной посадки, сбалансировать вертолет скольжением и произвести посадку по-самолетному.

6.8.3. Если отказ путевого управления произошел на висении или при перемещениях на малой высоте, необходимо:

— немедленно, но плавно уменьшить общий шаг и произвести снижение вплоть до приземления вертолета;

— в процессе снижения отклонением правой педали и ручки управления вправо пытаться устранить левый разворот и снос влево, а отклонением ручки управления на себя парировать опускание носа;

— в момент касания основных колес земли немедленно и энергично уменьшить шаг несущего винта до минимального значения и выключить двигатели;

— в случае опрокидывания вертолета немедленно покинуть его через аварийные выходы.

6.9. ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ

6.9.1. Признаки: при отказе основной гидросистемы (при падении в ней давления ниже 30 кгс/см^2) гидроусилители автоматически переходят на питание от дублирующей гидросистемы, при этом загорается табло ДУБЛИР. ГИДРОСИС. ВКЛЮЧЕНА и быстро нарастает давление в дублирующей системе до $45 \pm 3 \div 65 \pm 8$ кгс/см^2 . РИ-65 информирует: «Отказала основная гидросистема». При отказе основной гидросистемы возможно мигание табло ДУБЛИР. ГИДРОСИС. ВКЛЮЧЕНА, сопровождающееся периодическим возрастанием и падением давления в дублирующей гидросистеме.

6.9.2. Действия экипажа: в случае отказа основной гидросистемы выключатель ОСНОВН. ГИДРОСИСТЕМА немедленно установить в положение ВЫКЛ., выполнение задания прекратить и произвести посадку.

Примечание. При переходе на дублирующую систему автопилот, система расстопоривания фрикциона рычага «шаг-газ» и гидроупор в системе продольного управления отключаются. В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага «шаг-газ», следует подобрать определенную затяжку фрикциона на рычаге «шаг-газ».

6.9.3. При отказе в полете основной и дублирующей гидросистем (сильное «вождение» ручки управления, падение давления в обеих системах) экипажу по команде командира покинуть вертолет.

6.9а. ПОРЫВ ДИАФРАГМЫ ОДНОГО ИЗ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

(для вертолетов с выполненной доработкой по разделению газовых полостей спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы)

6.9а.1. Признак: в 1,5—2 раза возрастает частота перемещения стрелки указателя манометра с 45 ± 3 до 65 ± 8 кгс/см^2 и обратно.

6.9а.2. Действия экипажа: продолжить выполнение задания. После посадки произвести проверку зарядки азотом обоих гидроаккумуляторов основной гидросистемы.

6.10. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС

6.10.1. Признаки: возникновение быстро нарастающих колебаний вертолета при опробовании двигателей, на рулении, на пробеге после посадки или при выполнении взлета.

6.10.2. Действия экипажа:

1. При возникновении быстро нарастающих колебаний вертолета в процессе опробования двигателей необходимо энергично переместить рычаг общего шага в нижнее положение и одновременно повернуть до упора влево рукоятку коррекции газа.

2. При возникновении усиливающихся колебаний на пробеге после посадки, при взлете и рулении поступательную скорость вертолета уменьшить отклонением ручки управления на себя (до положения, близкого к нейтральному) и использовать тормоза колес.

Если во всех указанных случаях колебания вертолета не прекращаются, выключить двигатели.

6.11. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПРЕВЫШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

6.11.1. Непреднамеренное превышение максимально допустимой скорости полета может привести к срыву воздушного потока с лопастей несущего винта, сопровождаемому увеличением тряски вертолета, ухудшением управляемости и раскачкой вертолета.

В этом случае необходимо плавно уменьшить общий шаг несущего винта и одновременно отклонением ручки управления на себя уменьшить скорость полета до заданной.

6.12. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НИЖЕ МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ

6.12.1. Признаки выхода вертолета на режим полета ниже минимально допустимых скоростей:

— появление тряски вертолета, аналогичной тряске, возникающей при выполнении предпосадочного торможения;

— разворот вертолета с одновременным опусканием носа;

— самопроизвольное снижение вертолета с различными вертикальными скоростями в зависимости от исходного

режима работы двигателей при неизменном положении рычага «шаг-газ»;

— неустойчивые показания прибора скорости (колебания стрелки по шкале в диапазоне 50—350 км/ч с выходом за значения 0 и 450);

— колебание стрелок прибора контроля оборотов двигателя в пределах $\pm 2\%$ при фиксированном положении рычага «шаг-газ».

6.12.2. Действия экипажа при выводе вертолета после непреднамеренного уменьшения скорости полета ниже минимально допустимых значений:

1. Если выход вертолета на скорость полета ниже минимально допустимой произошел при работе двигателей на режимах, соответствующих выполнению горизонтального полета или набора высоты, необходимо:

не изменяя режима работы двигателей, плавным отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа от минус 5 до минус 10° и начать увеличение скорости полета вертолета;

— по достижении поступательной скорости 80—100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную скорость.

2. С режима планирования необходимо:

— отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа $-5 \div -10^\circ$ с одновременным увеличением мощности вплоть до взлетной;

— по достижении скорости полета по прибору 80—100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную поступательную скорость.

6.12.3. Уменьшение оборотов турбокомпрессора ниже 85—88% на скорости полета, близкой к нулевому значению относительно воздушной массы даже при сохранении при этом оборотов несущего винта в допустимых пределах, приводит к переходу вертолета в режим вертикального снижения со скоростью до 20 м/с (режим «Вихревое кольцо»).

6.12.4. Для вывода вертолета из режима «Вихревое кольцо» необходимо:

— отклонением ручки управления от себя перевести вертолет на поступательную скорость с углом тангажа $-5 \div -10^\circ$;

— после достижения скорости полета по прибору 80—100 км/ч плавно увеличить общий шаг несущего винта и установить режим горизонтального полета.

Примечание. Потеря высоты при выводе вертолета из режима вертикального снижения в горизонтальный полет составляет около 50 м. Каких-либо особенностей в характеристиках управляемости в процессе вывода вертолета не отмечается.

6.13. ПОЯВЛЕНИЕ НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ В ПОЛЕТЕ

6.13.1. В случае возникновения низкочастотных колебаний вертолета в полете выключить автопилот.

Если через 3—5 с после выключения автопилота не произойдет заметного снижения уровня вибраций, кратковременно изменить режим полета уменьшением общего шага несущего винта на 2—3°.

После исчезновения колебаний установить необходимый режим, включить автопилот и продолжить полет в пределах требований настоящей Инструкции без дополнительных ограничений. Если после включения автопилота снова возникли колебания, выключить автопилот, при необходимости изменить режим полета и дальнейшее выполнение задания прекратить.

6.14. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ

Отказ одного генератора постоянного тока

6.14.1. Признаки:

— РИ-65 информирует: «Отказал левый (правый) генератор постоянного тока»;

— загорается табло ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ГЕНЕРАТОР на правой панели электропульты летчиков;

— стрелка амперметра отказавшего генератора отклоняется до нуля;

— стрелка вольтметра при положении переключателя на ГЕНЕРАТ. ШИНА будет устанавливаться на ноль при установке переключателя контроля напряжения на отказавший генератор.

6.14.2. Действия экипажа:

— установить выключатель отказавшего генератора ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) в положение ВЫКЛ.;

— продолжить выполнение задания.

Отказ двух генераторов постоянного тока

6.14.3. Признаки:

— РИ-65 информирует: «Отказал левый генератор постоянного тока», «Отказал правый генератор постоянного тока»;

— загораются табло ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТОР, ОТКАЗАЛ ПРАВЫЙ ГЕНЕРАТОР на правой панели электропульты летчиков;

— стрелки амперметров обоих генераторов отклоняются до нуля;

— стрелка вольтметра при положении переключателя на ГЕНЕРАТ. ШИНА будет устанавливаться на ноль при установке переключателя контроля напряжения на оба генератора.

6.14.4. Действия экипажа:

— установить выключатели генераторов ЛЕВЫЙ и ПРАВЫЙ в положение ВЫКЛ.;

— выполнение задания прекратить, произвести посадку на ближайший аэродром.

Примечание. Бортовые аккумуляторные батареи могут обеспечить работу подключенных к аккумуляторной шине потребителей в течение 26 мин днем и 24 мин ночью;

— на вертолете, оборудованном вспомогательным двигателем АИ-8, произвести его запуск аналогично запуску на земле.

После запуска АИ-8 переключатель ГЕНЕРАТ. — ЗАПУСК ДВИГАТ. установить в положение ГЕНЕРАТ., при этом на пульте АИ-8 загорится зеленое табло ГЕНЕРАТ. РЕЖИМ.

Принять решение о возможности дальнейшего выполнения задания. В случае незапуска АИ-8 выполнение задания прекратить, произвести посадку на ближайший аэродром.

Примечания: 1. Время работы АИ-8 в режиме «Генератор» не более 1 ч 40 мин.

2. При питании потребителей только от аккумуляторных батарей (2 батареи 12САМ-28) их емкости будет достаточно на 9 мин полета при условии трех неудачных попыток запуска двигателя АИ-8.

Отказ генератора переменного тока

6.14.5. Признаки:

- загорается табло ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ. 115 В;
- стрелка амперметра генератора переменного тока отклоняется до нуля;
- РИ-65 информирует: «Отказал генератор переменного тока».

6.14.6. Действия экипажа:

— установить переключатель ГЕНЕРАТ. 115 В — ПРЕОБРАЗ. 115 В на правой панели электропульта летчиков в положение ПРЕОБРАЗ. 115 В. При этом табло ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ. 115 В погаснет и загорится табло РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗ. ~115 В;

— выйти из зоны обледенения и принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания.

Примечания: 1. При отказе генератора переменного тока происходит автоматическое отключение питания только ПОС лопастей несущего, рулевого винтов и обогрева остекления кабины экипажа.

2. На вертолетах, оборудованных системой автоматического включения преобразователя ПО-750, при отказе генератора переменного тока преобразователь включается автоматически, при этом загорается табло РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗ. ~115 В.

При отказе генератора переменного тока дальнейшее выполнение задания производить по усмотрению экипажа в зависимости от условий, в которых выполняется полет.

Отказ автоматики переключения цепей питания шины ~115 В

6.14.7. Признаки:

- стрелка вольтметра ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК отклоняется до нуля;

— стрелки указателей приборов давления топлива, масла двигателей и главного редуктора, а также давления в гидросистеме отклоняются до нуля;

— отключаются по питанию ~ 115 В радиовысотомер, радиокompасы, аппаратура опознавания, астрокомпас ДАК-ДБ-5ВК и измеритель путевой скорости ДИВ-1.

6.14.8. Действия экипажа:

— включить выключатель АВАР. ПИТАН. ШИН ~ 115 В, расположенный на средней панели верхнего электропульты, предварительно откинув предохранительную защелку. При этом вольтметр ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК должен показывать напряжение ~ 115 В.

6.15. ОТКАЗ АВТОПИЛОТА

6.15.1. Основные признаки:

— незначительный, но ощутимый рывок вертолета по курсу, крену, тангажу или высоте с одновременным уходом подвижного индекса нулевого индикатора канала в крайнее положение;

— возникновение колебаний вертолета относительно одной из осей с колебанием подвижного индекса индикатора канала;

— медленный уход вертолета с заданного режима полета;

— гаснет лампа-кнопка включения канала на пульте автопилота и загорается красная лампа-кнопка НАПРАВЛЕНИЕ или ВЫСОТА.

6.15.2. Действия летчика:

— при изменении пространственного положения вертолета своевременным отклонением рычагов управления предотвратить вращение вертолета и перевести его в горизонтальный прямолинейный полет; определить отказавший канал (каналы) автопилота по уходу подвижного индекса нулевого индикатора на пульте автопилота в крайнее положение; выключить отказавший канал и убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом автопилота; принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

— при возникновении колебаний вертолета выключить автопилот кнопкой, расположенной на ручке управления, и убедиться в исчезновении колебаний вертолета;

— последовательно включать каналы автопилота, проверяя, не возникают ли колебания вертолета; как только появятся колебания вертолета, выключить тот канал, после включения которого они возникли;

— убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом;

— в случае медленного ухода вертолета с установленного режима полета определить отказавший канал автопилота по уходу подвижного индекса индикатора, выключить отказавший канал;

— при непреднамеренном развороте вертолета по курсу следует немедленно поставить ноги на педали, при этом от нажатия надпедальников произойдет отключение канала направления и движение педалей прекратится.

Повторное включение отказавшего канала запрещается.

6.16. ОТКАЗ ЛЕВОГО АВИАГОРИЗОНТА

6.16.1. Признаки:

— появление флажка сигнализации отказа авиагоризонта;

— на изменение крена и тангажа силуэт-самолет не реагирует;

— вращается вокруг оси силуэт-самолет;

— при отказе левого авиагоризонта и включенном автопилоте рывок вертолета по крену и тангажу.

6.16.2. Действия летчика:

— при отказе авиагоризонта в сложных метеоусловиях выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром или на выбранную площадку;

— при отказе авиагоризонта в простых метеоусловиях пилотирование вертолета производить по дублирующим приборам: указателю поворота, указателю высоты, вариометру и по правому авиагоризонту. Летчику принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания.

Примечание. При отказе правого авиагоризонта признаки те же, за исключением отсутствия рывков по крену и тангажу при включенном автопилоте.

При отказе правого авиагоризонта левый летчик (командир экипажа) принимает решение о продолжении полета.

6.17. ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ

6.17.1. Признаки:

— резкое изменение показаний курса на указателе УГР-4УК в момент появления отказа;

— несоответствие показаний указателя УГР-4УК и показаний КИ-13 в прямолинейном горизонтальном полете;

— резкий, но незначительный рывок по курсу в момент появления отказа при полете с включенным автопилотом;

— отсутствие реакции стрелки указателя УГР-4УК на изменение курса полета;

— загорание лампы ЗАВАЛ ГА на пульте управления ГМК-1А.

6.17.2. Действия летчика: выполнение задания прекратить и произвести вывод вертолета на свой или ближайший аэродром, используя радиокompас и магнитный компас КИ-13. При отсчете показаний по магнитному компасу крен и тангаж вертолета не должны превышать 10° .

6.18. ОТКАЗ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА

6.18.1. Признаки:

— неустойчивые показания;

— изменение показаний при постоянной высоте полета;

— постоянство показаний при изменении высоты полета.

6.18.2. Действия летчика:

— постоянство высоты поддерживать по указателю радиовысотомера, правому барометрическому высотомеру и вариометру;

- проверить, включен ли обогрев ПВД;
- перевести переключатель приемников статического давления в положение ЛЕВАЯ, а затем ПРАВАЯ и оценить правильность показаний прибора при этих положениях. Если показания высоты при питании от левого или правого приемника устойчивые и соответствуют режиму полета, то переключатель приемника оставить в положении, при котором указатель показывает высоту правильно, и продолжать выполнение задания.

Если признаки отказа высотомера остались, произвести посадку на свой или ближайший аэродром.

6.19. ОТКАЗ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

6.19.1. Признаки:

- неустойчивые показания;
- расхождение показаний скорости по указателю левого и правого летчиков;
- несоответствие скорости полета по указателю установленному режиму полета.

6.19.2. Действия летчика:

- перевести переключатель приемников статического давления в положение ЛЕВАЯ, а затем ПРАВАЯ и оценить правильность показаний прибора при этих положениях. Если показания скорости при питании от левого или правого приемника устойчивые и соответствуют режиму полета, то переключатель приемника оставить в положении, при котором указатель показывает скорость правильно, и продолжать выполнение задания;

- в случае неустойчивых показаний или несоответствия его показаний режиму полета при нахождении переключателя приемника в положении как «Л», так и «П» контроль скорости полета осуществлять по правому указателю;

- принять решение о возможности дальнейшего выполнения задания или произвести посадку на ближайший аэродром.

6.20. ОТКАЗ МВ РАДИОСТАНЦИИ Р-860

6.20.1. Признаки:

- отсутствует ответ наземной радиостанции на запрос;
- отсутствует самопрослушивание при работе радиостанции в режиме «Передача».

6.20.2. Действия экипажа:

- убедиться в том, что АЗС КОМАНД. РС и СПУ-7 включены, а переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ установлен в положение УКР;

6.19а. ОТКАЗ ИЗДЕЛИЯ 6201

6.19а.1. Признак: постоянное горение сигнального таб-
ло ОТКАЗ 6201.

6.19а.2. Действия летчика: доложить руководителю по-
летов об отказе изделия 6201 и действовать по его ука-
занию.

6.20. ОТКАЗ МВ РАДИОСТАНЦИИ Р-860

6.20.1. Признаки:

- отсутствует ответ наземной радиостанции на запрос;
- отсутствует самопрослушивание при работе радио-
станции в режиме «Передача».

6.20.2. Действия экипажа: убедиться в том, что АЗС
КОМАНД. РС и СПУ-7 включены, а переключатель радио-
связей на абонентском аппарате СПУ установлен в поло-
жение УКР;

— проверить надежность подсоединения разъема шле-мофона и его исправность по ведению внутривертолетной связи;

— проверить правильность установки необходимого канала связи (номера волны);

— проверить, установлен ли регулятор громкости на пульте управления Р-860 в положение максимальной громкости;

— проверить радиосвязь на других каналах;

— если после указанной проверки радиосвязь не будет восстановлена, перейти на работу по КВ радиостанции, доложить руководителю полетов и действовать по его указанию.

6.21. ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-9

6.21.1. Признаки:

— стрелка указателя радиокompаса при изменении направления полета остается неподвижной;

— непрерывное вращение стрелки указателя радиокompаса или большие ее колебания в прямолинейном полете;

— не прослушиваются позывные приводной радиостанции, на которую настроен радиокompас.

6.21.2. Действия экипажа:

— убедиться в том, что АЗС РАДИОКОМПАС АРК-9 включен, переключатель рода работ радиокompаса установлен в положение КОМПАС, а переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение РК-1;

— запросить у руководителя полетов, работает ли приводная радиостанция, и проверить настройку радиокompаса;

— если работоспособность радиокompаса восстановить не удалось, то об отказе доложить руководителю полетов;

— для определения местоположения вертолета использовать бортовые средства навигации и данные наземного радиолокационного наблюдения;

— выход на аэродром посадки производить на установленной для этого аэродрома высоте подхода при отказе средств РТО или по командам руководителя полетов;

— заход на посадку в сложных метеорологических условиях производить по командам руководителя полетов в соответствии с подразделом 4.21 настоящей Инструкции.

6.22. ПОТЕРЯ РАДИОСВЯЗИ

6.22.1. Радиосвязь с руководителем полетов (КП) считается потерянной, если в течение 5 мин при использовании

всех каналов радиосвязи на неоднократные запросы по каждому из них корреспондент не отвечает.

При потере радиосвязи включить сигнал «Бедствие» и действовать в соответствии с Наставлением по производству полетов.

6.23. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ

6.23.1. В случае потери ориентировки экипажу необходимо:

- включить сигнал «Бедствие» и немедленно доложить руководителю полетов о потере ориентировки;

- записать время и курс полета, определить остаток горючего и оценить обстановку;

- при необходимости встать в круг, перейти на режим максимальной продолжительности полета и набрать высоту 800—1000 м, чтобы создать наилучшие условия для обнаружения вертолета и оказания ему помощи средствами РТО полетов;

- при потере ориентировки вблизи государственной границы или за линией фронта взять курс на свою территорию, а при полете над морем — в сторону берега;

- вступить в связь с радиопеленгаторами (радиолокаторами), ответившими на сигнал «Полюс», запросить у них курс полета на радиопеленгатор (радиолокатор) и взять курс, данный руководителем полетов (оператором), для выхода на аэродром;

- прокладкой пути и запросом радиопеленгаторов запасных аэродромов определить район местонахождения вертолета, а затем наметить средства и способы для уточнения места вертолета.

Определив место вертолета (восстановив ориентировку), доложить руководителю полетов и действовать по его указаниям.

При отказе радиооборудования на вертолете восстановление ориентировки следует производить выходом на линейный ориентир, взяв курс, перпендикулярный ему.

Если после выхода на линейный ориентир ориентировка не будет восстановлена, полет следует продолжать вдоль ориентира в сторону наиболее вероятного местонахождения крупных характерных ориентиров.

Если восстановить ориентировку не удалось, не допуская полного израсходования горючего, произвести посадку на первом встретившемся аэродроме или пригодной для посадки площадке.

6.24. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ ВЕРТОЛЕТА

6.24.1. Полеты до высоты 100 м, в том числе висения, подлеты и перемещения у земли, а также полеты при перевозке пассажиров и раненых на любой высоте, разрешается выполнять без парашютов. Во всех остальных случаях полеты производить со спасательными парашютами. Для раскрытия ранца на парашюте должен быть смонтирован страхующий парашютный прибор, типа КАП-3 или ППК-У, установленный на высоту срабатывания 500 м (над рельефом местности) и на время срабатывания 2 с.

6.24.2. После посадки на свои рабочие места члены экипажа обязаны присоединить карабин фала гибкой шпильки парашютного прибора к кольцу на чашке сиденья. При необходимости ухода с рабочих мест во время полета каждый член экипажа должен отсоединить этот карабин от кольца.

6.24.3. При перевозке в грузовой кабине вертолета людей командир экипажа перед вылетом обязан:

- проверить наличие парашютов и знание основных правил пользования ими;

- проинструктировать по правилам пользования системами открытия аварийных выходов и правилам покидания вертолета, а также указать команды и сигналы, по которым производится покидание;

- назначить старших, которые должны следить за командами и сигналами, подаваемыми командиром экипажа, и выполнять по его команде аварийное сбрасывание двери и люка грузовой кабины.

6.24.4. В случае возникновения в полете аварийной обстановки, при которой не обеспечивается безопасность посадки и создается угроза жизни перевозимых людей и членов экипажа, командир экипажа обязан прекратить выполнение задания и подать команду на покидание вертолета.

6.24.5. Покидание вертолета в воздухе производится по командам командира экипажа.

Если вертолет управляемый, то подаются две команды: предварительная «Приготовиться к прыжку» и исполнительная «Прыжок». Когда вертолет неуправляемый, то подается только одна исполнительная команда «Прыжок».

6.24.6. При вынужденном покидании вертолета необходимо после отделения от него сделать задержку раскрытия парашюта в зависимости от высоты полета:

- на высотах более 500 м — 5 с;
- на высотах 200—500 м — 2 с.

На высотах менее 200 м раскрывать парашют немедленно.

6.24.7. При пользований парашютными приборами с фалой гибкой шпильки длиной 2 м включение прибора для раскрытия ранца парашюта будет происходить только после отделения летчиков от вертолета через боковые аварийные люки, а бортового техника — как через аварийные люки летчиков, так и через дверь грузовой кабины.

При необходимости покидания вертолета летчиками через дверь грузовой кабины необходимо отсоединить карабин фала гибкой шпильки от специального узла на чашке сиденья.

6.24.8. Покидание вертолета членами экипажа осуществляется через аварийные люки летчиков после сброса сдвижных блистеров и через двери грузовой кабины после ее аварийного сброса.

Перевозимые в грузовой кабине люди покидают вертолет через входную дверь и через аварийный люк в задней части грузовой кабины.

6.24.9. Члены экипажа покидают управляемый вертолет в такой последовательности: первым покидает летчик-штурман, вторым — бортовой техник (через аварийный люк летчика-штурмана) и последним — командир экипажа.

В некоторых случаях бортовому технику целесообразнее покинуть вертолет через дверь грузовой кабины, не дожидаясь покидания вертолета летчиком-штурманом.

6.24.10. Для сокращения времени вынужденного покидания вертолета в воздухе все члены экипажа должны отработать путем наземных тренировок последовательность своих действий до автоматизма.

6.24.11. Действия летчика-штурмана при покидании вертолета по команде командира экипажа:

- правой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера и расстегнуть замок привязных ремней;

- левую ногу перенести через рычаг «шаг-газ» и поставить на пол в проходе между сиденьями летчиков;

- левой рукой взяться за полумягкую петлю в переднем верхнем углу проема блистера, а правой рукой упереться в его нижний обрез с правой стороны;

- приподняться с сиденья, вывести парашют из чашки сиденья, развернуться вправо лицом к проему блистера и поставить правую ногу на чашку сиденья;

- толчком обеих ног с одновременным энергичным движением обеими руками к себе, втягивая корпус тела

в проем блистера, отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.24.12. Действия бортовой техника по команде командира экипажа:

а) при покидании вертолета через проем блистера летчика-штурмана бортовой техник обязан:

- расстегнуть замок привязных ремней;
- встать с сиденья и сделать левой ногой шаг вперед;
- повернуться направо лицом к проему блистера, а правую ногу поставить на чашку сиденья летчика-штурмана;

— обеими руками взяться за боковые обрезы проема блистера;

— толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе отделиться от вертолета в сторону вниз головой;

б) при покидании вертолета через проем двери грузовой кабины бортовой техник обязан:

- расстегнуть замок привязных ремней;
- встать с сиденья и развернуться влево на 180°;
- левой рукой откинуть сиденье вверх;
- правой рукой открыть дверь в грузовую кабину;
- войти в грузовую кабину, ручку аварийного сброса входной двери повернуть влево и оттолкнуть от себя;
- поставить левую ногу в левый угол проема двери и толчком обеих ног отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.24.13. Действия командира экипажа (левого летчика) при покидании вертолета:

— левой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера;

— нажать кнопку СТИРАН. (СТИРАНИЕ) на оперативном пульте управления;

— правой рукой расстегнуть замок привязных ремней;

— правую ногу вынести в проход и поставить на пол между сиденьями летчиков;

— правой рукой взяться за полумягкую петлю в верхнем проеме блистера, а левой рукой упереться в нижний левый угол проема;

— приподняться, вывести парашют из чашки сиденья, развернуться влево лицом к проему и поставить левую ногу на чашку сиденья;

— толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

6.24.14. Действия перевозимых людей при покидании вертолета по команде командира экипажа:

— сбросить аварийно входную дверь (если она не

сброшена бортовым техником) и крышку аварийного люка в задней части кабины (выполняют старшие, назначенные командиром экипажа перед вылетом);

— зацепить карабин вытяжной веревки парашюта за трос у входной двери (у аварийного люка);

— покинуть вертолет через проем входной двери и аварийный люк в последовательности, указанной командиром экипажа перед вылетом;

— для покидания через дверь левую ногу поставить в нижний левый угол проема двери и, оттолкнувшись ею в сторону, отделиться от вертолета вниз головой;

— для покидания через аварийный люк опуститься перед люком на одно колено, взяться руками за боковые обрезы люка и отделиться от вертолета толчком ног и рук вниз головой.

6.24.15. Если после выдергивания рукоятки аварийного сброса блистера (двери, крышки люка) сброс не произошел, энергичным толчком ноги или руки вытолкнуть блистер (дверь, крышку люка) наружу.

6.24.16. При полетах с использованием комплекта кислородного оборудования ККО-ЛС перед покиданием вертолета убедиться (после вставания с рабочего места), что кислородная магистраль разъединена. В противном случае необходимо принудительно разъединить магистраль, дернув за красный шарик на разъединителе Р-58.

6.25. ПРАВИЛА ВЫНУЖДЕННОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

6.25.1. Аварийное покидание вертолета на земле выполнять в следующем порядке:

— экипажу — через проемы аварийно сброшенных блистеров и входной двери грузовой кабины, а также через люк выхода к двигателям при неработающих двигателях;

— пассажирам — через проемы аварийно сброшенных входной двери и аварийного люка грузовой кабины.

6.25.2. Перед аварийным покиданием вертолета необходимо нажать кнопку СТИРАН. (СТИРАНИЕ) на оперативном пульте управления, расстегнуть привязные ремни и покидать вертолет через ближайшие свободные аварийные выходы в очередности, указанной командиром перед полетом, оказывая при этом взаимопомощь.

После покидания вертолета отбежать на безопасное расстояние, помогая травмированным.

6.26. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПРИВОДНИВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА

6.26.1. Командиру экипажа после принятия решения на приводнение:

- дать команду экипажу «Приготовиться к приводнению»;
- сбросить блистер своего аварийного выхода;
- подтянуть привязные ремни;
- отсоединить карабин фала парашютного прибора от кресла;
- произвести приводнение;
- опустить светофильтр защитного шлема.

6.26.2. Летчику-штурману:

- сбросить блистер своего аварийного выхода;
- подтянуть привязные ремни;
- отсоединить карабин фала парашютного прибора;
- оказать помощь командиру экипажа в пилотировании и приводнении вертолета;
- опустить светофильтр защитного шлема.

6.26.3. Бортовому технику:

- открыть грузовую дверь или сбросить крышку аварийного люка (по указанию командира экипажа);
- занять свое рабочее место, застегнуть и подтянуть привязные ремни;
- принять изготовочную позу, исключающую возможность травмирования в момент приводнения вертолета.

После приводнения вертолета

6.26.4. Командиру экипажа:

— оценив условия приводнения (вертолет находится на плаву в горизонтальном положении, на левом или правом боку), дать команду экипажу «Покинуть вертолет». При этом командир экипажа своими действиями создает благоприятные условия для покидания вертолета членами экипажа (удерживая вертолет на плаву или в равновесном положении) и покидает вертолет через свой аварийный выход с парашютом, для чего перед покиданием рычаг «шаг-газ» и РРУД перевести вниз до упора, расстегнуть привязные ремни.

В процессе покидания (если кабина не заполнена водой) правой рукой взяться за мягкую ручку в верхнем переднем углу проема блистера, а левой — за задний обрез проема блистера в его средней части, затем перенести левую ногу через рычаг «шаг-газ» и РРУД и поставить

на нижний обрез проема люка, а правую — перенести на пол слева от ручки управления, после чего встать с сиденья с парашютом, вывести голову и туловище за обводы кабины и энергичным толчком отделиться от вертолета.

6.26.5. Легчику-штурману:

— по команде командира экипажа «Покинуть вертолет» выполнить действия, аналогичные действиям командира экипажа, но с учетом условий расположения своего рабочего места.

6.26.6. Бортовому технику по команде командира экипажа «Покинуть вертолет» растегнуть привязные ремни, выйти с парашютом в грузовую кабину, выбросить лодку группового пользования, если она есть на борту, и покинуть вертолет.

6.26.7. Если положение вертолета в момент приводнения неопределенное или в случае его быстрого затопления — вертолет покидается без команды. Очередность покидания зависит от сложившейся обстановки и каждый член экипажа момент покидания определяет для себя сам.

В случае затопления вертолета аварийное покидание производить с парашютом через аварийные выходы вплавать на спине, энергично отталкиваясь руками и ногами от элементов конструкции вертолета.

При невозможности покидания вертолета через свой аварийный выход членам экипажа покинуть вертолет через ближайший аварийный выход.

После покидания вертолета

6.26.8. Члены экипажа должны:

- отплыть от вертолета на безопасное расстояние;
- освободиться от подвесной системы парашюта, не отсоединяя от обмундирования карабин фала НАЗ (лодки);
- включить систему газонаполнения или поддуть спасательный жилет (пояс);
- открыть ранец парашюта и раскрыть ручную промежуточное дно ранца;
- извлечь из ранца парашюта НАЗ лодку МЛАС-1 «ОБ» и включить ручную систему газонаполнения лодки;
- влезть в лодку и втащить за собой НАЗ;
- собраться вместе и соединить лодки фалами плавучих якорей;
- найти лодку группового пользования, привести ее в рабочее состояние и разместиться в ней;
- воспользоваться содержимым НАЗ для подачи сигналов бедствия и оказания необходимой помощи друг другу.

Раздел 7
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

7.1. Проверка работоспособности ПОС и генератора переменного тока	220
7.2. Порядок пользования радиоэлектронным оборудованием	223
7.3. Эксплуатация вспомогательного газотурбинного двигателя АИ-8	229
7.4. Особенности эксплуатации вертолета, оборудованного пылезащитным устройством (ПЗУ)	233
7.5. Эксплуатация кислородного оборудования	234
7.6. Астрокомпас ДАК-ДБ-5	236
7.7. Обогрев и вентиляция кабин вертолета	237
7.8. Применение системы нейтрального газа (НГ)	239
7.9. Порядок периодической проверки системы защиты турбины винта (СЗТВ)	—
7.10. Осмотр и проверка работоспособности системы внешней подвески	241
7.11. Осмотр и проверка работоспособности бортовой стрелы	—

7.1. ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПОС И ГЕНЕРАТОРА ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

7.1.1. Проверка исправности и работоспособности ПОС выполняется перед полетами при температуре наружного воздуха плюс 5° С и ниже, а также перед каждым полетом в сложных метеорологических условиях.

7.1.2. Проверка ПОС и генератора переменного тока производится на режиме, соответствующем $95 \pm 2\%$ оборотов несущего винта.

Для проверки ПОС необходимо:

— убедиться, что переключатель ПРЕОБРАЗ. 115 В — ГЕНЕРАТ. 115 В установлен в положение ГЕНЕРАТ. 115 В;

— замерить по вольтметру на правой панели верхнего электрощитка напряжение, которое должно быть в пределах 115—120 В; если напряжение не соответствует указанным величинам, то его необходимо подрегулировать с помощью выносного сопротивления, расположенного на верхнем электрощитке;

— установить переключатель ВКЛ. ПРОТИВООБЛ. на щитке ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА в положение РУЧН., при этом на щитке должны загореться табло ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ВХОДА В ЛЕВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН и ОБОГРЕВ ДВИГАТ. РАБОТАЕТ, что свидетельствует о подаче электропитания к программному механизму ПМК-21 включения электрообогрева лопастей несущего и рулевого винтов, к термоэлектронным регуляторам ТЭР-1 включения обогрева стекол и о срабатывании электромагнитов ЭМТ-244 подачи воздуха на обогрев воздухозаборников и ВНА двигателей.

Для вертолетов с доработанной ПОС загораются табло ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ. ВКЛЮЧ., ОБОГРЕВ ПРАВОГО ДВИГАТ. РАБОТАЕТ, что свидетельствует о подаче питания на обогрев лопастей и стекол и открытии заслонки 1919 для подачи воздуха на обогрев воздухозаборника и ВНА правого двигателя;

— замерить токи, потребляемые ПОС лопастей несущего и рулевого винтов, по амперметру АФ1-150 (АФ1-200); при последовательной установке галетного переключателя амперметра в положения 1, 2, 3 и 4 секций лопастей несущего винта сила тока должна быть 110—130 А, при установке переключателя амперметра в положение ХВОСТ. ВИНТ — ~~120—140 А~~ по амперметру АФ1-150 и 160—190 А по амперметру АФ1-200.

Примечания: 1. Для определения истинного значения тока, потребляемого обогревательными элементами лопастей рулевого винта, для вертолетов с 8-й серии необходимо показания амперметра разделить на 6 (АФ1-150) или на 8 (АФ1-200).

2. Для вертолетов до 8-й серии потребляемый ток обогревательными элементами лопастей рулевого винта по амперметру (по страгиванию стрелки) должен быть 16—20 А;

— проверить исправность обогрева стекол, сравнив температуру обогреваемой и необогреваемой поверхностей на ощупь рукой;

— выключить противообледенительную систему, для чего переключатель амперметра установить в положение ГЕНЕР., переключатель ВКЛ. ПРОТИВООБЛ. установить в положение АВТ. и нажать кнопку ВЫКЛ. ПРОТИВООБЛ. на щитке ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА, при этом должны погаснуть табло: ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ВХОДА В ЛЕВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН и ОБОГРЕВ ДВИГАТ. РАБОТАЕТ. Для вертолетов с доработанной ПОС должны погаснуть табло: ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ПРАВОГО ДВИГАТ. РАБОТАЕТ и ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА.

7.1.3. Проверку исправности ПОС двигателей и обогрева стекол можно производить независимо от проверки ПОС лопастей несущего и рулевого винтов. Для проверки ПОС двигателей необходимо переключатель ОБОГРЕВ ДВИГАТ. установить в положение РУЧН., при этом загорается табло: ОБОГРЕВ ДВИГАТ. РАБОТАЕТ, ОБОГРЕВ ВХОДА В ЛЕВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН. После проверки переключатель ОБОГРЕВ ДВИГАТ. установить в положение АВТОМАТ, при этом все три табло должны погаснуть.

Для вертолетов с доработанной ПОС выключатель ОБОГРЕВ. ДВ. ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., а переключатель ОБОГРЕВ ДВ. ПР. — в положение РУЧН., при этом загораются табло: ОБОГРЕВ ВХОДА В ЛЕВ. ДВИГ. ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ. ДВИГ.

ВКЛЮЧЕН, ОБОГРЕВ ЛЕВОГО ДВИГАТ. РАБОТАЕТ и ОБОГРЕВ ПРАВОГО ДВИГАТ. РАБОТАЕТ.

После проверки выключатель **ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ.** установить в положение **ВЫК.**, а переключатель **ОБОГРЕВ ДВ. ПР.** — в положение **АВТОМАТ**, при этом все четыре табло должны погаснуть.

Для проверки исправности обогрева стекол переключатель **ОБОГРЕВ СТЕКОЛ** установить в положение **РУЧНОЙ** и проверить рукой на ощупь исправность обогрева. После проверки обогрева стекол переключатель **ОБОГРЕВ СТЕКОЛ** установить в положение **АВТОМАТ**.

7.1.4. Проверить исправность обогрева **РИО-3**, для чего нажать на 2—3 с кнопку **КОНТРОЛЬ ОБОГР. РИО-3**, при этом должно загореться табло **ОБОГРЕВ РИО-3 ИСПРАВЕН**.

7.1.5. После проверки **ПОС** переключатель **ПРЕОБРАЗ. — 115 В — ГЕНЕРАТ. — 115 В** установить в положение **ПРЕОБРАЗ. — 115 В**, убедиться в том, что переключатель амперметра установлен в положении **ГЕНЕР.**, а переключатели **ВКЛЮЧ. ПРОТИВООБЛЕД., ОБОГРЕВ ДВИГАТ. и ОБОГРЕВ СТЕКОЛ** — в положении **АВТ.**

Для вертолетов с доработанной противообледенительной системой после ее проверки переключатели **ВКЛ. ПРОТИВООБЛЕД., ОБОГРЕВ ДВ. ПР. и ОБОГРЕВ СТЕКОЛ** должны находиться в положении **АВТОМАТ**, а переключатель **ОБОГРЕВ ДВ. ЛЕВ.** — в положении **ВЫКЛ.**

Примечания: 1. При включении автомата защиты сети **ПИТАНИЕ РИО-3** может загореться и через 15—30 с погаснуть табло **ВКЛЮЧ. ПРОТИВООБЛЕДЕН. СИСТЕМУ**.

2. На вертолетах с № 0136 для проверки исправности обогрева стекол галетный переключатель необходимо установить в положение **СТЕКЛА**, при этом потребляемый ток по амперметру должен быть 110—120 А при двух включенных **ТЭР-1** и 55—60 А при одном включенном **ТЭР-1**. Для определения истинного значения тока, потребляемого на обогрев стекол, показания амперметра необходимо разделить на 8.

3. При включении **ПОС** двигателей температура газов перед турбиной компрессора возрастает на 10—15°С при $n_{т.к.} < 80\%$ и на 20—30°С при $n_{т.к.} > 80\%$, что свидетельствует о подаче горячего воздуха на обогрев воздухозаборников двигателей и их входных устройств, но температура газов не должна повышаться выше максимально допустимой для данного режима.

4. Включение **ПОС** двигателей разрешается при температуре наружного воздуха не выше плюс 15°С.

7.2. ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

Перед включением радиоэлектронного оборудования убедиться в том, что напряжение бортовой сети постоянного тока составляет 28,5 В и напряжение переменного тока 115 В.

Контроль за напряжением бортовой сети постоянного и переменного тока производится по вольтметрам, установленным на верхнем электропульте в кабине экипажа.

7.2.1. Переговорное устройство СПУ-7

Переговорное устройство обеспечивает внутреннюю связь между членами экипажа. Кроме того, с помощью абонентского аппарата СПУ каждый член экипажа может использовать радиоаппаратуру, которая ему необходима в полете.

Для пользования переговорным устройством необходимо:

1. Летчику-штурману включить питание СПУ автоматом защиты СПУ-7, установленным на правой панели АЗС верхнего электропульты.

2. Каждому члену экипажа подключить шлемофоны к кабелю абонентского аппарата СПУ.

3. Установить на абонентских аппаратах СПУ переключатель СЕТЬ 1 — СЕТЬ 2 в положение СЕТЬ 1.

4. Вызвать нужного члена экипажа нажатием кнопки СПУ (переключателя СПУ — РАДИО) на ручке управления вертолетом, или кнопки циркулярного вызова ЦВ на абонентском аппарате СПУ, или кнопки ВЫЗОВ на дополнительной переговорной точке.

Во всех случаях должна осуществляться связь между членами экипажа независимо от положения переключателя радиосвязей и любом положении переключателя СПУ — РАДИО на абонентском аппарате.

При ведении внутренней связи левый и правый летчики одновременно должны прослушивать (с пониженной громкостью) радиоприем той радиостанции, на которую установлены переключатели абонентских аппаратов.

5. При проверке СПУ убедиться в нормальной разборчивости речи и громкости ее прослушивания. Отрегулировать громкость прослушивания регуляторами, установленными на абонентских аппаратах и дополнительных переговорных точках.

6. Для прослушивания сигналов, принимаемых радиокомпасами, с рабочего места бортового техника необходи-

мо переключатель ПРОСЛУШ. АРК-9 — АРК-У2 поставить соответственно в положение АРК-9 или АРК-У2. При этом летчик (левый или правый) для обеспечения внутренней связи с бортовым техником (или инспектирующим) должен нажать кнопку ЦВ на своем абонентском аппарате. В свою очередь, член экипажа, находящийся на рабочем месте борттехника, для разговора с летчиками должен поставить переключатель ПРОСЛУШ. АРК-9 — АРК-У2 в нейтральное положение и нажать кнопку СПУ или, оставляя переключатель ПРОСЛУШ. АРК-9 — АРК-У2 в положении прослушиваемого радиокompаса, нажать кнопку ВЫЗОВ на дополнительной переговорной точке.

7. При работе летчика-штурмана с прицелом ОПБ-1Р для ведения связи по СПУ необходимо выключатель ЛА-РИНГ на правой боковой панели электропульты поставить в положение ВКЛ., что позволит ему вести связь по СПУ без нажатия кнопки СПУ — РАДИО на ручке управления.

7.2.2. МВ радиостанция Р-860

Для пользования командной МВ радиостанцией Р-860 необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты сети КОМАНД. РС, установленным на левой панели АЗС верхнего электропульты.

2. Установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение УКР., а переключатель СПУ — РАДИО в положение РАДИО.

3. На пульте управления радиостанцией набрать необходимый номер волны (рабочую частоту связи).

4. Выключатель ПШ — ВЫКЛ. установить в положение ВЫКЛ. При работе радиостанции с подавителем шумов выключатель ПШ — ВЫКЛ. установить в положение ПШ.

5. Громкость приема установить регуляторами на пульте управления радиостанцией и на абонентском аппарате СПУ.

6. Проверить работоспособность радиостанции по ведению двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах.

7.2.3. КВ радиостанция Р-842

Для пользования связной КВ радиостанцией Р-842 необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты СВЯЗН. РС, установленным на левой панели АЗС верхнего электропульта.

2. Установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение СР, а переключатель СПУ — РАДИО в положение РАДИО.

3. На пульте управления радиостанции:

— установить переключатель ВЫКЛ. — РРГ — АРГ в положение РРГ;

— установить переключатель каналов на номер, соответствующий заданной частоте;

— установить переключатель ОГР. МОД. — ВЫКЛ. в положение ВЫКЛ. при связи с ближними радиостанциями и в положение ОГР. МОД. при связи с дальними радиостанциями.

Громкость приема установить регуляторами на пульте управления радиостанции и на абонентском аппарате СПУ.

4. Проверить работоспособность радиостанции по ведению двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах.

7.2.4. КВ радиостанция «Карат-М24»

На вертолетах, оборудованных связной КВ радиостанцией «Карат-М24», для ее использования необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты СВЯЗНАЯ РС, установленным на левой панели АЗС верхнего электропульта, и выключателем СВЯЗН. РС на правой боковой панели электропульта.

2. Установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение СР, а переключатель СПУ — РАДИО в положение РАДИО.

3. Настроить радиостанцию на нужную частоту, повернув ручку на пульте управления до появления на циферблате выбранной частоты.

4. Нажать кнопку КОНТРОЛЬ на пульте управления. При исправной радиостанции на пульте управления загорится лампа КОНТРОЛЬ.

5. Проверить работоспособность радиостанции по ведению двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах.

7.2.5. Магнитофон МС-61

Для включения магнитофона и производства записи необходимо:

1. Выключатель, расположенный на пульте управления магнитофоном, перевести в положение ВКЛ. При этом АЗС СПУ-7 должен быть включен.

2. Установить на пульте управления магнитофоном переключатели АВТОПУСК — НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА в положение НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА, а СПУ — ЛАР. в положение СПУ; при этом на пульте управления магнитофоном должны загореться сигнальные лампы ЗАПИСЬ, ПОДСВЕТ, что свидетельствует о работе протяжного механизма в режиме «Непрерывная работа».

Режим «ЛАР.» используется в случае необходимости скрытой записи информации, не предназначенной для передачи в эфир по радио, при этом левый летчик лишен возможности выхода на внешнюю радиосвязь.

3. Установить переключатель АВТОПУСК — НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА в положение АВТОПУСК; при этом протяжный механизм должен остановиться, а лампа ЗАПИСЬ погаснуть.

При произношении первого слова по СПУ или по любой радиостанции должна загореться лампа ЗАПИСЬ — протяжный механизм работает в режиме «Автопуск». По истечении 5—25 с после окончания речи протяжный механизм должен остановиться, сигнальная лампа ЗАПИСЬ погаснуть.

4. Питание на магнитофон помимо ручного включения с помощью выключателя на пульте управления магнитофона подается автоматически после срабатывания микро-выключателя гидроупора (после отрыва колес шасси от земли).

7.2.6. Радиокompас АРК-9

Для пользования радиокompасом необходимо:

1. Включить питание радиокompаса автоматом защиты АРК-9, расположенным на верхнем электропульте АЗС.

2. Установить переключатель рода работ на пульте управления радиокompасом в положение АНТ.

3. Установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение РК-1.

4. Установить переключатель волн Д — Б поочередно в положения Д и Б и настроить радиокompас на частоту приводных радиостанций, используемых в полете.

5. Отрегулировать громкость слышимости сигналов приводных радиостанций регуляторами громкости на пульте управления радиокompасом и на абонентском аппарате СПУ.

6. Установить переключатель рода работ на пульте управления радиокompасом в положение КОМПАС и проверить правильность показания курсового угла радиостанции по указателю КУР.

7. Убедиться в действии переключателя ТЛФ—ТЛГ по появлению в телефонах тона звуковой частоты в режиме ТЛГ и по его пропаданию в режиме ТЛФ.

8. Проверить действие регулятора громкости ручкой ГРОМКОСТЬ в положениях КОМП., АНТ., РАМКА и плавность вращения стрелки указателя радиокompаса с помощью переключателя поворота рамочной антенны РАМКА Л—П.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При включенной ПОС несущего и рулевого винтов дальность прослушивания позывных ПРС уменьшается, при этом стрелка радиокompаса дает устойчивые показания.

Для прослушивания позывных ПРС разрешается кратковременное выключение ПОС несущего и рулевого винтов на время не более 30 с, при этом обогрев входов двигателей должен быть включен в положение РУЧН.

7.2.7. Радиовысотомер РВ-3

Включение и проверку работоспособности РВ-3 производить в следующем порядке:

1. Включить питание радиовысотомера автоматом защиты РАДИОВЫСОТОМЕР, установленным на правой панели АЗС верхнего электропульта.

2. Установить выключатель РАДИОВЫСОТОМЕР ВКЛ.—ВЫКЛ., расположенный на левой приборной доске, в положение ВКЛ.

После включения радиовысотомера стрелка указателя высоты должна отклониться по часовой стрелке за черный сектор шкалы, а на приборной доске при этом загорится лампа РВ НЕ РАБОТ. Готовность радиовысотомера к работе определяется возвращением стрелки из черного сектора и установкой ее на нулевую риску шкалы с точностью $\pm 0,5$ м.

В момент перехода стрелки через значение высоты, отмеченной индексом ОПАСНАЯ ВЫСОТА, должны сработать звуковая сигнализация (в телефонах членов экипажа в течение 4—8 с слышится прерывистый сигнал) и световая сигнализация (загорается красная лампа на указателе высоты).

7.2.7а. Радиовысотомер А-037

Включение и проверку работоспособности А-037 производить в следующем порядке:

1. Включить автомат защиты сети РАДИОВЫСОТОМЕР, расположенный на правой панели АЗС верхнего электропульты.

2. Установить выключатель РАДИОВЫС. ВКЛ. — ВЫКЛ., расположенный на левой приборной доске, в положение ВКЛ. После включения радиовысотомера стрелка индикатора высоты должна отклониться в темный сектор и через 1—2 мин установиться в пределах двойной оцифрованной нулевой риски шкалы, а флажок бленкера индикатора высоты должен исчезнуть из поля зрения.

Если индекс опасной высоты был установлен в диапазоне измеряемых высот, начиная с 5 м, то в момент прохождения стрелкой риски опасной высоты загорается сигнальная лампа опасной высоты на передней панели индикатора радиовысотомера, а в шлемофонах летчики в течение 3—9 с должны прослушивать звуковой сигнал.

3. Нажать кнопку ТЕСТ на лицевой панели индикатора радиовысотомера, при этом стрелка индикатора должна установиться в контрольном секторе шкалы.

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

7.2.8. Аппаратура речевых сообщений (речевой информатор РИ-65)

Для пользования РИ-65 необходимо:

1. Включить питание РИ-65 выключателем РИ-65, установленным на левой боковой панели верхнего электропульты, при этом погаснет табло ВКЛЮЧИ РИ-65 (включение РИ-65 производится после запуска двигателей).

2. Проверить работоспособность РИ-65 нажатием кнопки ПРОВЕРКА на пульте управления РИ-65, при этом в телефонах должно дважды прослушиваться речевое сообщение «Блок РИ-65 исправен».

В процессе воспроизведения указанного речевого сообщения нажать кнопку ОТКЛ., при этом прослушиваемое речевое сообщение отключается.

Нажать кнопку ПОВТОР. на время не менее 1 с, в телефонах должно повторно дважды прослушиваться речевое сообщение «Блок РИ-65 исправен».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Запрещается выключать питание РИ-65 в процессе полного (двукратного) цикла воспроизведения речевого сообщения.

2. Для исключения возможности выдачи в эфир ложной информации о пожаре проверку исправности РИ-65 производить с выключенным АЗС КОМАН. РС.

7.2.9. Аппаратура 020М

Для пользования изделием 020М необходимо:

1. Включить автомат защиты сети СРО, расположенный на верхнем электропульте АЗС, а выключатель ПИТАНИЕ — ВЫКЛ., расположенный на щитке управления, установить в положение ПИТАНИЕ.

2. На щитке управления установить необходимый канал с помощью ручки кодового переключателя.

3. Проверить работоспособность изделия 020М по горению ламп КОНТР. ПИТ., КОД ВКЛ. и кратковременным вспышкам лампы ИЗЛУЧ.

7.2.9а. Изделие 6201

Перед включением изделия 6201 необходимо убедиться, что органы управления и контроля на пультах управления изделием находятся в положении:

— переключатель АВТ. — КД — ± 15 — КП — в положении АВТ.;

— переключатель РАБ. — ЗАПАСНОЙ — в положении РАБ.;

— переключатель 1—2 — в соответствии с заданием на полет;

— кнопка СТИРАН. — крышка закрыта, опломбирована;

— выключатель БЕДСТВИЕ — флажок опущен, опломбирован.

Для пользования изделием 6201 необходимо:

— включить питание изделия 6201 автоматом защиты 6201, при этом загораются сигнальная лампа КД (КП) и табло ОТКАЗ 6201. Через 1,5—2,5 мин с момента включения изделия сигнальное табло ОТКАЗ 6201 должно погаснуть, а сигнальная лампа КД (КП) должна гореть. Погасание сигнального табло ОТКАЗ 6201 свидетельствует об исправности изделия и готовности его к работе;

— установить переключатель РАБ. — ЗАПАСНОЙ на оперативном пульте управления в положение ЗАПАСНОЙ при загорании сигнального табло ВКЛЮЧИ ЗАПАСН. или по команде руководителя полетов по радио;

— проконтролировать в заданное время загорание сигнальной лампы КП и погасание сигнальной лампы КД. Если по истечении заданного времени этого не произошло, установить переключатель АВТ. — КД — ± 15 — КП в по-

ложение ± 15 , а затем — КП в интервалах времени, указанных в руководстве по технической эксплуатации изделия 6201. Для выключения изделия 6201 АЗС 6201 установить в положение ВЫКЛ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае вынужденной посадки вне аэродрома (вынужденного покидания) вертолета нажать кнопку СТИРАН. на оперативном пульте управления.

7.2.10. Радиостанция Р-828

Для пользования радиостанцией Р-828 необходимо:

- включить питание радиостанции выключателем Р-828, установленным справа на рабочем месте летчика-штурмана;

- установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение КР, а переключатель СПУ — РАДИО — в положение РАДИО;

- установить переключатель

ЭВКАЛИПТ, расположенный рядом с выключателем питания радиостанции ЭВКАЛИПТ, в положение ЭВКАЛИПТ;

— установить на пульте управления радиостанцией канал, соответствующий частоте работы наземной радиостанции;

— кратковременно нажать кнопку АСУ, при исправной радиостанции сигнальная лампа НАСТР. на пульте управления радиостанцией через 1—5 с после нажатия кнопки должна погаснуть, а в телефонах должны появиться шумы;

— проверить работоспособность радиостанции по ведению двусторонней радиосвязи с наземными радиостанциями (с включенным и выключенным ПШ) или наличию самопрослушивания и шумов в телефонах;

— установить требуемую громкость приема регулятором ГРОМК. на пульте управления радиостанцией.

Примечание. Если сигнальная лампа НАСТР. не погасла через 1—5 с после нажатия кнопки АСУ, повторить эту операцию еще раз. В том случае, если лампа НАСТР. не погасла, переключателем каналов произвести переключение с рабочего канала на любой промежуточный и обратно на рабочий. Снова нажать кнопку АСУ. Горение лампы НАСТР. после указанных действий свидетельствует об отказе радиостанции „Эвкалипт-М24“.

7.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-8

7.3.1. Вспомогательный газотурбинный двигатель АИ-8 предназначен для электроснабжения потребителей постоянного тока при проверке их работоспособности перед полетом, для запуска двигателей ТВ2-117 и питания оборудования в полете при отказе генераторов ГС-18Т.

7.3.2. Вертолеты, оборудованные вспомогательным двигателем АИ-8, имеют две бортовые аккумуляторные батареи типа 12САМ-28 (вместо шести батарей на вертолетах, не оборудованных двигателем АИ-8). Эти две батареи предназначены только для запуска АИ-8 или для кратковременного питания электропотребителей в полете при отказе всех трех генераторов постоянного тока.

Запуск двигателя АИ-8 разрешается производить до высоты 3000 м.

Предполетный осмотр АИ-8

7.3.3. Командиру экипажа в процессе предполетного осмотра вертолета проверить состояние двигателя АИ-8, для чего:

— проверить, снята ли заглушка с маслорадиатора;

— убедиться в чистоте сотовых отверстий маслорадиатора;

— проверить, снята ли заглушка с выхлопной трубы двигателя АИ-8;

— убедиться в надежности крепления кожуха;

— убедиться в надежности крепления двигателя, маслобака и маслорадиатора;

— проверить, нет ли течи топлива и масла из систем двигателя;

— убедиться, закрыт ли лючок осмотра двигателя АИ-8;

— убедиться в надежности закрытия горловины маслобака.

7.3.4. Бортовому технику кроме действий, перечисленных в ст. 7.3.3, проверить уровень масла в маслобаке АИ-8, который должен быть не менее 5 л. Кроме того, проверить исправность цепей системы противопожарной защиты (сигнализации и пожаротушения), а также работу распределительных кранов в такой последовательности:

— убедиться, что переключатель КОНТР. ДАТЧИКОВ — ОГНЕТУШ. установлен в положение КОНТР. ДАТЧИКОВ;

— включить АЗС системы противопожарной защиты;

— включить главный выключатель противопожарной системы и убедиться в исправности электрических цепей пиропатронов (желтые лампы на табло сигнализации срабатывания огнетушителей не должны гореть);

— перемещая по часовой стрелке ручку галетного переключателя, поставить ее поочередно на все 14 отметок переключателя; во всех положениях галетного переключателя должны загораться красные лампы сигнализации о пожаре соответственно для отсеков левого и правого двигателей, главного редуктора, обогревателя КО-50 и АИ-8.

Запуск АИ-8

7.3.5. Перед запуском двигателя АИ-8 поочередным включением каждой из двух батарей проверить их напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В).

7.3.6. Запуск и прогрев АИ-8, а также производство проверки работоспособности электрооборудования вертолета от генератора АИ-8 разрешается бортовому технику или летчикам.

7.3.7. Запуск двигателя АИ-8 осуществляется с панели ЗАПУСК АИ-8. Для запуска АИ-8 необходимо:

— включить топливоподкачивающий насос;

— выключатель ПИТАНИЕ поставить в положение ВКЛ.;

— переключатель ЗАПУСК — ПРОКРУТКА поставить в положение ЗАПУСК;

— подать команду «От двигателя»;

— убедиться, что тахометрическая сигнальная аппаратура ТСА-8М исправна (табло ОТКАЗ ТСА не горит);

— нажать на 1—2 с кнопку ЗАПУСК АИ-8; двигатель автоматически выходит на режим малого газа за время не более 30 с;

— прогреть двигатель АИ-8 в течение 1—2 мин.

Запуск двигателя АИ-8 необходимо прекратить нажатием кнопки ОТКЛ. АИ-8 в следующих случаях:

— температура газов превышает 750°C (допускается заброс температуры газов до 780°C на время не более 5 с);

— напряжение бортсети при запуске падает ниже 16 В;

— в процессе выхода на режим малого газа прекращается нарастание оборотов турбины генератора (зависание) на время более 3 с.

В случае самопроизвольного останова АИ-8 для прекращения подачи топлива в двигатель необходимо нажать кнопку ОТКЛ. АИ-8. Последующий его запуск производить после устранения неисправности.

Примечание. Разрешается производить подряд три запуска АИ-8 с длительностью работы его стартера СТ-3П в процессе каждого запуска не более 15 с, при этом запуски могут следовать один за другим с перерывами по 3 мин. После трех запусков, выполненных подряд, требуется перерыв для полного охлаждения стартера и аппаратуры запуска в течение 15 мин.

Холодная прокрутка АИ-8

7.3.8. В случае неудавшегося запуска АИ-8 произвести его холодную прокрутку, для чего:

— переключатель ПРОКРУТКА — ЗАПУСК АИ-8 перевести в положение ПРОКРУТКА;

— нажать на кнопку ЗАПУСК;

— после 10 с работы стартера отключить его нажатием на кнопку ОТКЛ. АИ-8.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В исключительных случаях (при разрядке бортовых источников электропитания) для проведения холодной прокрутки АИ-8 разрешается использование аэродромных источников питания.

Запуск основных двигателей ТВ2-117 от вспомогательного двигателя АИ-8

7.3.9. Запуск двигателей ТВ2-117 можно производить как от наземного источника электропитания, так и от АИ-8.

С целью экономного расходования моторесурса двигатель АИ-8 целесообразно использовать в условиях автономного базирования вертолета.

7.3.10. Перед запуском двигателей ТВ2-117 от АИ-8 проверить, что:

— переключатель ГЕНЕРАТ.— ЗАПУСК, расположенный на пульте управления АИ-8, находится в положении ЗАПУСК ДВИГАТ.;

— переключатель АККУМУЛ.— АЭРОДР. ПИТАН., расположенный на правой панели верхнего электропульт, находится в положении АККУМУЛ.

Дальнейший порядок действий экипажа при запуске двигателей такой же, как указано в подразделах 3.4 и 3.5.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если при достижении двигателем АИ-8 оборотов 100% не произошло его автоматического выключения от аппаратуры ТСА-8М, необходимо немедленно нажать кнопку ОТКЛ. АИ-8.

2. Если в конце цикла запуска двигателей ТВ2-117 происходит самопроизвольное выключение АИ-8 на оборотах ниже оборотов срабатывания ТСА-8М (100%), то необходимо выключение АИ-8 продублировать кнопкой ОТКЛ. АИ-8.

3. При забросе температуры газов АИ-8 до 780° С и выше на время более 5 с или забросе температуры, превышающем 800° С, а также при достижении оборотов его турбокомпрессора более 105% двигатель АИ-8 подлежит снятию.

7.3.11. Если останов АИ-8 произошел от аппаратуры ТСА-8М, то необходимо кратковременно (на 2—3 с) обесточить всю электросистему АИ-8 выключателем питания, установленным на пульте управления АИ-8, после чего возможен последующий запуск АИ-8.

Запуск и холодную прокрутку ТВ2-117 можно производить с режима «Малый газ» двигателя АИ-8 или с предварительной загрузкой генератора АИ-8 для питания вертолетных потребителей постоянного тока мощностью не более 5 кВт.

Загорание табло ОТКАЗ ТСА-8М

7.3.12. В случае загорания табло ОТКАЗ ТСА-8М необходимо производить повышенный контроль параметров работы АИ-8 по приборам, расположенным на пульте управления АИ-8. При нормальных показаниях приборов разрешается дальнейшая работа АИ-8 до окончания выполнения летного задания.

Останов двигателя АИ-8

7.3.13. После охлаждения двигателя на режиме малого газа нажать и держать в течение 2—3 с нажатой кнопку ОТКЛ. АИ-8.

7.4. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА, ОБОРУДОВАННОГО ПЫЛЕЗАЩИТНЫМ УСТРОЙСТВОМ (ПЗУ)

7.4.1. При установке ПЗУ вес вертолета увеличивается на 50 кгс, при этом во всех вариантах применения вертолета передние эксплуатационные центровки не превышают предельно допустимых значений. Размещение людей и грузов в грузовой кабине производить в том же порядке, что и на вертолете без ПЗУ.

7.4.2. При установке ПЗУ снижается мощность двигателей, поэтому при определении предельного веса по номограммам на рис. 1.1 и 1.2 этот вес необходимо уменьшать:

— с выключенным ПЗУ:

при температуре наружного воздуха у земли до плюс 25° С — на 180 кгс,

при температуре выше плюс 25° С — на 330 кгс;

— с включенным ПЗУ:

при температуре наружного воздуха до плюс 25° С — на 260 кгс,

при температуре выше плюс 25° С — на 480 кгс.

7.4.3. При расчете радиуса, дальности и продолжительности полета учитывать, что для вертолетов с выключенным ПЗУ километровые расходы топлива на режимах, соответствующих наибольшей дальности полета, на высотах до 1000 м увеличиваются на 3%, выше 1000 м — на 4%, чем для вертолетов, не оборудованных ПЗУ. При этом часовой расход топлива в среднем составляет 18 кгс/ч.

7.4.4. Полеты в условиях обледенения с ПЗУ, не оборудованным ПОС, запрещаются, поэтому перед выполнением полетов в случае предполагаемого обледенения ПЗУ с вертолета необходимо снимать.

При непреднамеренном попадании в зону обледенения необходимо изменить направление полета, выйти из зоны обледенения и действовать согласно решению руководителя полетов или командира экипажа.

7.4.5. В процессе внешнего осмотра вертолета проверить целостность и чистоту входных каналов ПЗУ.

7.4.6. После занятия экипажем своих рабочих мест и

подключения источника электропитания произвести проверку включения ПЗУ, для чего:

- включить АЗС ПЗУ;
- включить выключатель ПЗУ и убедиться, что через 23—38 с загорятся два желтых табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН, ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН.

После проверки выключатель ПЗУ перевести в положение ОТКЛ.; запуск двигателей производить с выключенными ПЗУ.

7.4.7. После проверки параметров работы двигателей на режиме малого газа произвести проверку работоспособности ПЗУ, для чего:

- выключатель ПЗУ перевести в положение ВКЛ.;
- по загоранию желтых табло ЛЕВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН, ПРАВ. ПЗУ ВКЛЮЧЕН убедиться в открытии заслонок 1919Т, при этом допускается увеличение температуры газов не более 10°C от исходного значения.

7.4.8. Включение ПЗУ на земле разрешается на любом установившемся режиме работы двигателей, при этом допускается увеличение температуры газов не более 15°C от исходного значения, но не более максимально допустимого значения, указанного в ст. 2.6.2 и табл. 2.10 настоящей Инструкции.

7.4.9. Выключение ПЗУ на взлете производить:

- при взлете по-вертолетному — после выхода из запыленной зоны и набора высоты не менее 50 м;
- при взлете по-самолетному — после выхода из запыленной зоны и достижения скорости не менее 70 км/ч.

7.4.10. При заходе на посадку включение ПЗУ производить не позднее 30 с до перехода на планирование, выключить ПЗУ после заруливания на стоянку.

7.5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Полеты на высотах более 2500 м производить с использованием кислородного оборудования.

7.5.1. Перед выполнением полета с использованием кислородного оборудования необходимо произвести осмотр оборудования и проверку его работоспособности, для чего каждому члену экипажа:

- проверить, что комплекты ККО-ЛС установлены и надежно закреплены;
- убедиться в наличии контровки (нитки) разъединителя разъема Р-58;

— закрепить разъем Р-58 с замком на правом ножном обхвате ниже полупетли круговой лямки, а кислородный прибор КП-58 — на круговой лямке с правой стороны ниже плечевой пряжки подвесной системы;

— присоединить карабин шнура разъединителя Р-58 к скобе, закрепленной на чашке кресла, при этом длину шнура отрегулировать так, чтобы шнур не мешал выполнению необходимых движений в полете и в то же время не имел большого провисания;

— присоединить кислородную маску КМ-16Н к прибору КП-58, надеть и подогнать ее к лицу; затем, пережав гофрированный шланг маски, сделать вдох; если вдох сделать нельзя — маска герметична и подогнана правильно;

— открыть запорный вентиль кислородного прибора КП-21 и по манометру убедиться в том, что давление кислорода в баллоне нормальное (30 кгс/см^2 при температуре наружного воздуха $15\text{—}20^\circ\text{C}$);

— проверить работу комплекта ККО-ЛС, для чего необходимо открыть вентиль аварийной подачи кислорода на приборе КП-21 и произвести несколько вдохов и выдохов; если при этом дыхание не затруднено и поплавков индикатора потока кислорода реагирует на вдох и выдох — комплект ККО-ЛС работает нормально;

— после проверки работоспособности ККО-ЛС закрыть вентиль аварийной подачи кислорода на приборе КП-21.

7.5.2. При выполнении полета с использованием кислородного оборудования необходимо:

— убедиться, что маска КМ-16Н подогнана правильно, подсоединена к прибору КП-58 и открыт запорный вентиль прибора КП-21;

— на высоте 2000 м убедиться по показанию индикатора потока в поступлении кислорода для дыхания;

— периодически следить за работой индикатора потока, который должен реагировать на вдох и выдох, а также за давлением кислорода в баллоне; при падении давления кислорода в баллоне у одного из членов экипажа до 10 кгс/см^2 снизиться на высоту, не превышающую 4000 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При отказе кислородного прибора, затруднении дыхания или ухудшении самочувствия открыть вентиль аварийной подачи кислорода на приборе КП-21.

7.5.3. Запас кислорода в баллоне ККО-ЛС обеспечивает возможность выполнения полета с использованием кислородного оборудования в течение не более 45 мин, при

этом на высотах 4000—5000 м — в течение не более 30 мин, на высотах 5000—6000 м — не более 20 мин.

7.5.4. Порядок проверки готовности кислородного оборудования, предназначенного для питания кислородом раненых и оснащенного маской КМ-15И, такой же, как указано в ст. 7.5.1.

Проверку готовности кислородного оборудования производит бортовой техник.

7.5.5. Пользование кислородом больными и ранеными на земле и в полете производится периодически при необходимости (по усмотрению медработника).

Для пользования кислородом необходимо:

- присоединить кислородную маску КМ-15И к прибору КП-21;

- надеть маску и убедиться в плотности прилегания ее к лицу;

- открыть запорный вентиль;

- в наземных условиях и при полетах на высотах до 2000 м для питания кислородом открыть вентиль аварийной подачи на приборе КП-21; открыть вентиль аварийной подачи кислорода на приборе КП-21 также при отказе кислородного прибора, затруднении дыхания или ухудшении самочувствия на любой высоте полета.

7.6. АСТРОКОМПАС ДАК-ДБ-5

7.6.1. Астрокомпас может быть использован в диапазоне широт от -90° до $+90^\circ$ при видимости солнца и наличии облачности не более 5 баллов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выключенном питании астрокомпаса и горящей сигнальной лампе ПРОГРЕВ вращать ручки управления **запрещается**.

7.6.2. Порядок проверки и настройки ДАК-ДБ-5 следующий:

- включить выключатель ПИТАНИЕ на вычислителе (если загорелась лампа ПРОГРЕВ, подождать пока она погаснет);

- произвести подзаводку часов вычислителя нажатием кнопки ПОДЗАВОД 4—5 раз;

- переключатель ДКУ-СП поставить в положение ДКУ;

- установить на вычислителе склонение Солнца на данное время, гринвичский часовой угол, широту и долго-

ту места; если загорится лампа ПРЕДЕЛ при установке координат, повернуть ручку соответствующей координаты в обратную сторону до погасания лампы ПРЕДЕЛ, начать установку других координат, после чего продолжить установку предыдущей координаты;

— при видимости Солнца отсчитать истинный курс вертолета.

7.6.3. Путевой корректор проверяется установкой путевой скорости 600 км/ч, при этом стрелка ПУТЬ перемещается импульсами после каждого загорания лампы КОНТРОЛЬ (за 6 мин — 60 км).

7.6.4. При отсутствии видимости Солнца стрелка А указателя курса показывает произвольный курс. При нажатии на кнопку КОНТРОЛЬ ДКУ стрелка должна вращаться.

7.7. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН ВЕРТОЛЕТА

7.7.1. Керосиновый обогреватель (КО-50) рекомендуется включать:

— на земле при температуре наружного воздуха от плюс 10° С и ниже;

— в воздухе при работающих двигателях на любом режиме полета.

При аварийных посадках КО-50 выключать перед приземлением.

Обогреватель может работать в автоматическом, ручном и вентиляторном режимах.

В режиме отопления воздух забирается из атмосферы с подсосом из грузовой кабины или для ускоренного прогрева только из грузовой кабины (режим рециркуляции) и подается в обогреватель. В режиме вентиляции воздух забирается из атмосферы.

7.7.2. Для обогрева кабин в автоматическом режиме необходимо:

— установить заслонку вентилятора воздухозаборника КО-50 в положение, соответствующее условиям запуска обогревателя (при запуске обогревателя на земле заслонка должна быть открыта, при запуске в полете — закрыта);

— включить АЗС ОБОГРЕВАТЕЛЬ, ПОДОГРЕВАТЕЛЬ и НАСОС;

— установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение АВТОМАТ;

— установить задатчик температуры на заданную (требуемую) температуру;

— нажать на кнопку ЗАПУСК КО-50, при этом на пульте должно загореться табло ПОДОГРЕВ ТОПЛИВА, затем должно загореться табло ЗАЖИГАНИЕ и погаснуть табло ПОДОГРЕВ ТОПЛИВА. Одновременно с загоранием табло ЗАЖИГАНИЕ загорается табло ОБОГРЕВАТЕЛЬ РАБОТАЕТ НОРМАЛЬНО. По истечении не более 40 с погаснет табло ЗАЖИГАНИЕ, что будет означать установившийся процесс горения в КО-50.

7.7.3. Для обогрева кабин в ручном режиме необходимо:

— установить заслонку вентилятора обогревателя в положение, соответствующее условиям запуска обогревателя;

— включить АЗС ОБОГРЕВАТЕЛЬ, ПОДОГРЕВАТЕЛЬ и НАСОС;

— установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение РУЧНОЕ;

— установить переключатель в положение ПОЛНЫЙ (максимальный режим) или СРЕДНИЙ (средний режим);

— нажать кнопку ЗАПУСК КО-50.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если при запуске КО-50 обогреватель не запустился в течение 40 с (табло ЗАЖИГАНИЕ не гаснет), необходимо: установить переключатель АВТОМАТ—РУЧНОЕ, установленный на пульте управления обогревателем, в среднее положение; устранить неисправность, как указано в Инструкции по технической эксплуатации вертолета Ми-8, и произвести повторный запуск.

2. Перед установкой переключателя АВТОМАТ—РУЧНОЕ из положения АВТОМАТ в положение РУЧНОЕ и наоборот необходимо выключить КО-50, охладить обогреватель в течение 10—15 мин, а затем произвести запуск КО-50.

3. Запрещается запуск обогревателя на режиме рециркуляции, если температура в грузовой кабине выше плюс 15° С.

7.7.4. Если требуется ускорить обогрев кабин вертолета в автоматическом или ручном режимах работы обогревателя при температуре наружного воздуха ниже минус 13° С, то необходимо перейти на режим рециркуляции, для чего рукоятку управления воздушной заслонкой из положения ИЗ АТМОСФЕРЫ перевести в положение ИЗ КАБИНЫ.

7.7.5. Для выключения обогревателя КО-50 установить

переключатель АВТОМАТ—РУЧНОЕ в нейтральное положение.

После посадки вертолета слить топливо из дренажного бачка.

7.7.6. Для перехода в режим вентиляции кабин установить выключатель ВЕНТИЛЯТОР на пульте управления обогревателем в положение ВКЛ.

7.8. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА (НГ)

7.8.1. Заполнение топливных баков нейтральным газом производится в следующих случаях:

- перед каждым полетом на боевое задание;
- при вхождении в зону грозовой деятельности;
- при выполнении вынужденных посадок в аварийных ситуациях.

7.8.2. Порядок включения системы НГ следующий:

- перед запуском двигателей бортовому технику включить выключатель в положение ОБОГРЕВ Н. ГАЗА;
- открыть вентиль баллона НГ (или поставить выключатель в положение ВКЛ.).

7.8.3. Выключение системы НГ производится после посадки. Для выключения системы НГ бортовому технику:

- выключить выключатель ОБОГРЕВ Н. ГАЗА;
- закрыть запорный вентиль баллона НГ (или выключить выключатель, поставив его в положение ВЫКЛ.).

7.9. ПОРЯДОК ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ПРОВЕРКИ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ТУРБИНЫ ВИНТА (СЗТВ)

7.9.1. Проверка СЗТВ производится отдельно для каждого двигателя и выполняется в следующем порядке:

1. Запустить проверяемый двигатель. Выйти на режим, определяемый положением правой коррекции, и после 2—3 мин работы зафиксировать следующие параметры: $n_{т.к.}$, $n_{н.в.}$, $T_Г$, $P_т$ и $T_{н.в.}$.

2. Остановить двигатель и выполнить следующие работы:

- расконтрить винт фиксации рычага перенастройки режимов работы СЗТВ («Контроль—Работа») и вывернуть его до выхода из паза кронштейна;

— повернуть рычаг перенастройки СЗТВ в положение КОНТРОЛЬ;

- установить винт фиксации в паз, фиксирующий режим «Контроль», завернуть его до упора и законтрить.

3. Запустить оба двигателя и при минимальном значении рычага «шаг-газ» рычагом раздельного управления плавно вывести двигатель, у которого СЗТВ настроена на режим «Работа», на обороты 85—90%.

4. Энергично за 1—2 с повернуть рукоятку коррекции из крайнего левого в крайнее правое положение и наблюдать за увеличением оборотов несущего винта.

Зафиксировать обороты несущего винта, при которых произошло самовыключение двигателя за счет срабатывания СЗТВ. Они должны находиться в диапазоне 90—98%.

После самовыключения двигателя от СЗТВ и уменьшения оборотов турбокомпрессора менее 30% закрыть его стоп-кран. Перевести рукоятку коррекции влево и остановить второй двигатель.

Если при переводе рукоятки коррекции за 1—2 с СЗТВ не сработала (двигатель не выключился), произвести повторную, более энергичную дачу коррекции за время менее 1 с.

7.9.2. Убедившись в надежности срабатывания СЗТВ в режиме «Контроль», проверить надежность блокировки (отключения подачи топлива), для чего произвести запуск проверяемого двигателя. Запуск не должен происходить из-за отсутствия подачи топлива.

7.9.3. Снять блокировку СЗТВ, для чего при положении рычага перенастройки в режиме «Контроль» утопить шток золотника до характерного щелчка.

7.9.4. Перевести рычаг перенастройки СЗТВ из положения КОНТРОЛЬ в положение РАБОТА и установить фиксирующий винт в паз фиксатора. Завернуть фиксирующий винт, законтрить его и убедиться в том, что при попытке поворачивания рычаг перенастройки не смещается с положения РАБОТА.

7.9.5. Запустить проверяемый двигатель и произвести проверку параметров его работы согласно п. 1 ст. 7.9.1. Результаты измерений на режиме правой коррекции должны быть в пределах точности поддержания оборотов регулятором РО-40М.

При незапуске двигателя повторить разблокирование СЗТВ согласно ст. 7.9.3 и повторить запуск. Если и в этом случае запуск не произошел, выяснить причину.

7.9.6. СЗТВ второго двигателя проверяется в той же последовательности, что и первого.

7.9.7. При несрабатывании СЗТВ или отклонении от установленного диапазона срабатывания (90—98%) выполнить следующее:

— проверить правильность настройки РО-40М; при

наличии отклонений оборотов турбины винта от норм ТУ произвести их корректировку;

— если настройка РО-40М находится в пределах ТУ, произвести регулировку оборотов срабатывания СЗТВ.

7.10. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

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

- осмотреть узлы крепления внешней подвески;
- от руки проверить легкость вращения замка-вертлюга;
- включить АЗС НАРУЖНАЯ ПОДВЕСКА;
- выключатель АВТОМ. СБРОС поставить в нижнее положение, при этом, если замок открыт, должно загореться зеленое табло ЗАМОК ОТКРЫТ;
- закрыть 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 этого необходимо нажать кнопку АВАРИЙНЫЙ СБРОС, расположенную на рычаге «шаг-газ» левого летчика, при этом замок внешней подвески должен открыться и должно загореться табло ЗАМОК ОТКРЫТ;
- проверить работоспособность ручного выпуска маятниковой подвески.

7.11. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВОЙ СТРЕЛЫ

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

- внешним осмотром проверить состояние бортовой стрелы, ее крепление, состояние крюка;
- включить АЗС ПЕРВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ и ВТОРОЙ ДВИГАТЕЛЬ, расположенные на коробке управления лебедкой;
- нажать кнопку ВЫПУСК на переносном пульте управления ПУЛ-1А и выпустить трос на 1—1,5 м, проверить состояние троса;

— нажать кнопку **УБОРКА** на переносном пульте управления и убрать трос;

— проверить работоспособность концевых выключателей;

— выпустить и убрать трос бортовой стрелы, одновременно нажимая на кнопку-гашетку ручного отключения одного двигателя, в этом случае уборка и выпуск троса должны осуществляться с половинной скоростью;

— выключить **АЗС ВТОРОЙ ДВИГАТЕЛЬ** и включить выключатель **АВАРИЙН. ВЫКЛЮЧАТ. 2-Й СКОРОСТИ**; выпустить и убрать трос бортовой стрелы; в этом случае выпуск и уборка троса должны осуществляться от первого двигателя;

— проверить и подогнать страховочный пояс.

Раздел 8

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИЙ ЭКИПАЖУ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В ПОЛЕТЕ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
8.1. Основные геометрические данные	244
8.2. Система управления	247
8.3. Гидравлическая система	253
8.4. Топливная система	255
8.5. Противообледенительная система	259
8.6. Система пожаротушения	263
8.7. Система обогрева и вентиляции	—
8.8. Кислородное оборудование	264
8.9. Пневматическая система	265
8.10. Система нейтрального газа (НГ)	—
8.11. Двигатель ТВ2-117А	266
8.12. Работа системы автоматического регулирования двигателями и пояснение действий летчика при возникновении в ней неисправностей	—
8.13. Маслосистема двигателей	270
8.14. Главный редуктор ВР-8	—
8.15. Маслосистема главного редуктора	—
8.16. Пояснения ограничений по двигателю и главному редуктору	272
8.17. Рекомендации по обеспечению надежности рабо- ты электростартера при запуске двигателя в по- лете	275
8.18. Трансмиссия вертолета	276
8.19. Авиационное оборудование	—
8.20. Радиоэлектронное оборудование	298

8.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ (РИС. 8.1)

8.1.1. Общие данные

Длина вертолета, м:	
без несущего и рулевого винтов	18,3
с вращающимся несущим и рулевым винтами	25,244
Высота вертолета, м:	
без рулевого винта	4,73
с вращающимся рулевым винтом	5,654
Клиренс, м	0,445
Площадь горизонтального оперения, м ²	2
Угол установки стабилизатора относительно оси хвостовой балки, градусов	—6

8.1.2. Несущий винт

Диаметр, м	21,294
Число лопастей	5
Направление вращения	Против часовой стрелки (если смотреть снизу)
Площадь, ометаемая несущим винтом, м ²	355,9
Коэффициент заполнения	0,0777
Угол свеса лопастей:	
по нижнему ограничителю	4° ^{+10'} _{-20'}
по центробежному ограничителю	1°40' ^{+20'}
Максимально возможный угол взмаха	25° ± 30'
Угол установки лопастей ($\bar{r} = 0,7$):	
минимальный	2°40'
максимальный	15°
Коэффициент компенсатора взмаха	0,5
Угол отклонения лопасти в плоскости вращения несущего винта (отсчитывается от направления, перпендикулярного оси горизонтального шарнира):	
вперед	13° ± 15'
назад	11° ± 10'

Угол наклона оси несущего винта вперед	$4^{\circ}30' - 10'$
Минимальное расстояние от конца лопасти до хвостовой балки (на стоянке), м . . .	0,45
Угол наклона автомата перекоса:	
вперед	$-7^{\circ}00' + 12'$
назад	$5^{\circ} + 12'$
влево	$4^{\circ}12' \pm 12'$
вправо	$3^{\circ}24' \pm 12'$

8.1.3. Рулевой винт

Тип	Карданный
Диаметр, м	3,908
Направление вращения	Против часовой стрелки (если смотреть со стороны хвостового редуктора)
Число лопастей	3
Угол установки лопастей ($\bar{r} = 0,7$):	
минимальный (левая педаль на упоре)	$-7^{\circ}25' \pm 50'$
максимальный (правая педаль на упоре)	$21^{\circ} \pm 30'$

8.1.4. Взлетно-посадочные устройства (рис. 8.1)

Тип шасси	Трехстоечное убирающееся
Колея главных ног шасси, м	4,5
База шасси, м	4,258
Размеры колес шасси, мм:	
передней ноги	595×185
главных ног	865×280

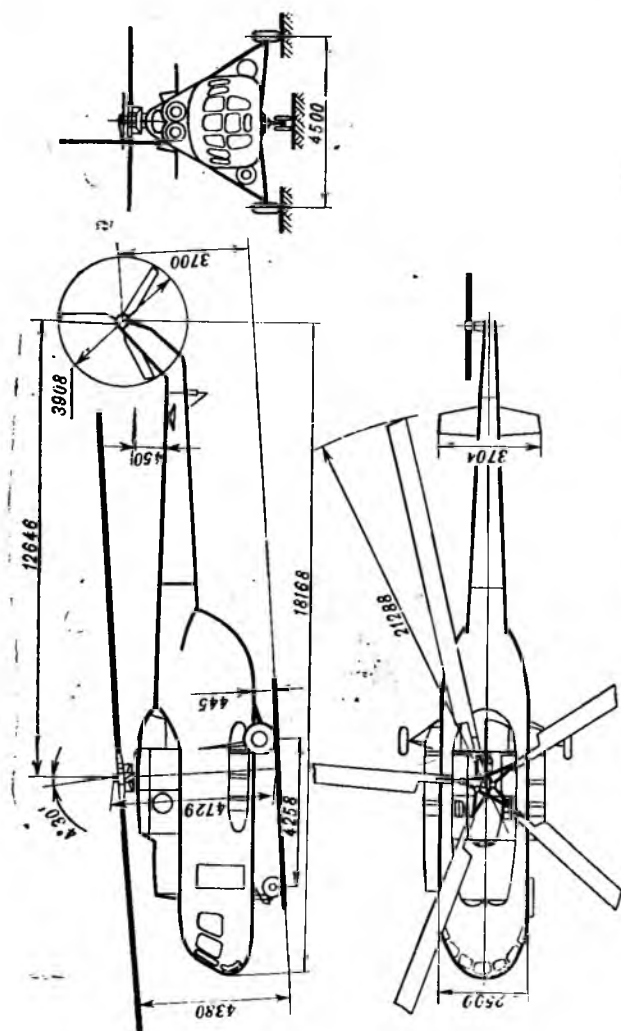


Рис. 8.1. Геометрические данные вертолета Ми-8Т

8.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ (РИС. 8.3)

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

В продольном, поперечном управлении и в управлении общим шагом несущего винта установлены гидроусилители КАУ-30Б, а в управлении рулевым винтом — РА-60А. Эти гидроусилители выполняют также роль рулевых машинок автопилота. Все гидроусилители работают по необратимой схеме. Для создания на ручке и педалях управления необходимых усилий, обеспечивающих возможность плавного выполнения маневра на вертолете, в систему управления включены пружинные механизмы загрузки. Снятие усилий с ручки управления и педалей, вызванных изменением балансировки вертолета, осуществляется электромагнитными тормозами ЭМТ-2 с помощью кнопок, расположенных на обеих ручках управления.

Пилотирование вертолетом возможно как с выключенным, так и с включенным автопилотом; основной режим — с включенным автопилотом.

Управление общим шагом несущего винта и двигателями осуществляется от рычага «шаг-газ», кинематически связанного с ползуном автомата перекоса и одновременно с рычагами подачи топлива на насосах-регуляторах НР-40В. Система «шаг-газ» служит для поддержания определенных оборотов несущего винта при запуске, прогреве двигателей и на рулении. В полете система «шаг-газ» служит в качестве резервной системы регулирования оборотов несущего винта помимо основной системы автоматического поддержания оборотов несущего винта. Система автоматического поддержания оборотов несущего винта работает при правой коррекции. При повороте рукоятки коррекции влево до некоторого промежуточного значения система автоматического регулирования отключается (обороты несущего винта начинают уменьшаться) и вступает в работу система «шаг-газ».

8.2.1. Проверка работоспособности системы управления на контрольном висении

При нормальной работе гидросистемы вертолета летчику необходимо на контрольном висении убедиться в исправности системы управления.

В момент отрыва основных колес при увеличении общего шага вертолет имеет тенденцию к развороту влево, вследствие того что увеличивается реактивный момент от

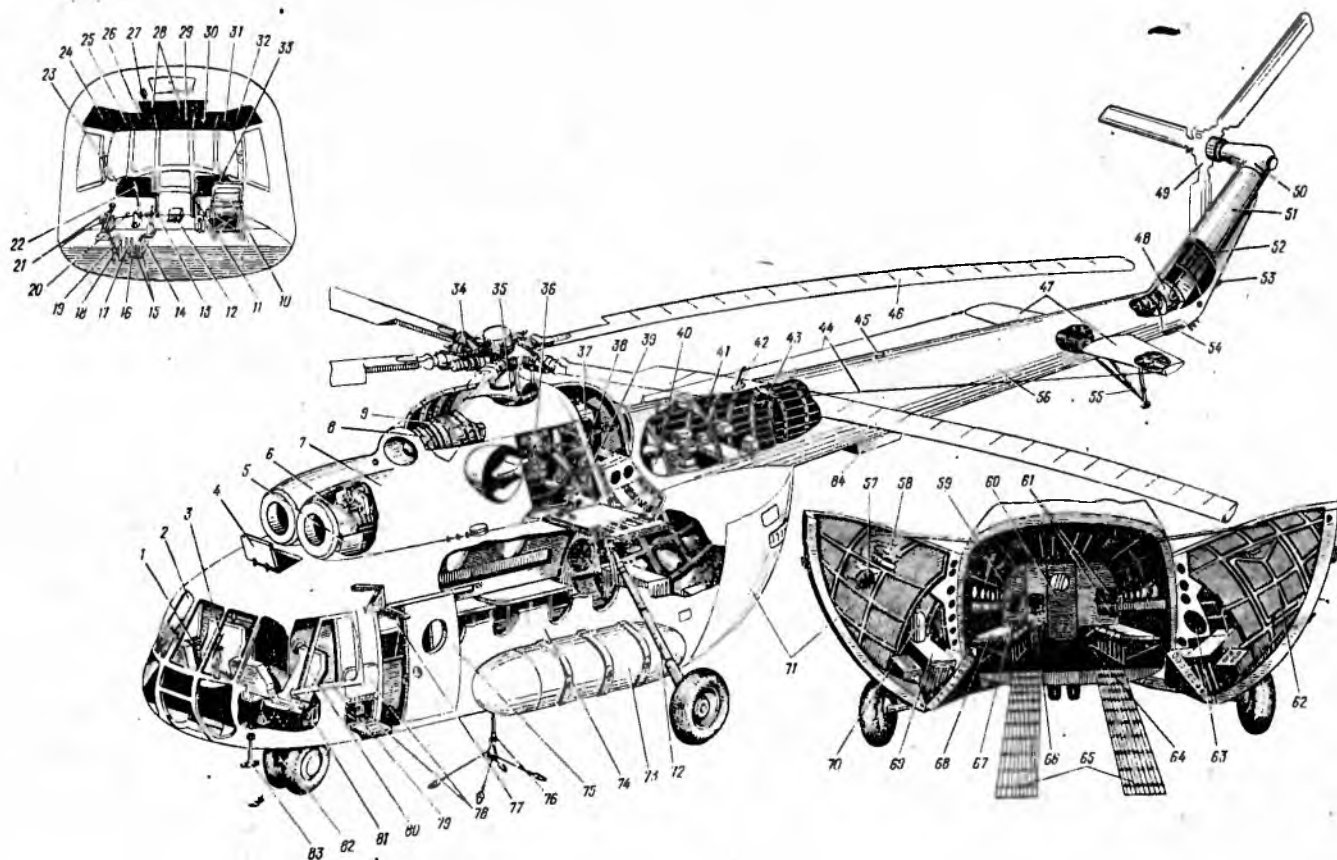


Рис. 8.2. Компоновочная схема вертолета:

1 — правая ручка продольно-поперечного управления; 2 — остекление кабины; 3 — стеклоочиститель; 4 — крышка люка выхода к двигателям; 5 — маслобак; 6 — двигатель; 7 — капот; 8 — вентиляционная установка; 9 — маслорадиатор; 10 — сиденье правого летчика; 11 — правый рычаг «шаг-газ»; 12 — пульт управления автопилотом; 13 — ручка тормоза несущего винта; 14 — трос управления тормозом несущего винта; 15 — тяги раздельного управления двигателями; 16 — тяга продольного управления; 17 — тяга ножного управления; 18 — тяга управления общим шагом; 19 — тяга поперечного управления; 20 — левые педали ножного управления; 21 — левый рычаг «шаг-газ»; 22 — левая ручка продольно-поперечного управления; 23 — приборная доска левого летчика; 24 — левая боковая панель левого электропульты; 25 — левый электрощиток; 26 — левая панель; 27 — рычаги останова двигателей; 28 — левая и правая панели АЗС; 29 — средняя панель; 30 — правая панель; 31 — правый электрощиток; 32 — правая боковая панель; 33 — приборная доска правого летчика; 34 — втулка несущего винта; 35 — автомат перекося; 36 — главный редуктор; 37 — гидропанель; 38 — демпфер створки; 39 — подредукторная рама; 40 — контейнер расходного топливного бака; 41 — хвостовой вал трансмиссии; 42 — штыревая антенна командной радиостанции; 43 — отсек размещения радиооборудования; 44 — тросовая антенна связной радиостанции; 45 — проблесковый маяк; 46 — лопасть несущего винта; 47 — стабилизатор; 48 — промежуточный редуктор; 49 — рулевой винт; 50 — хвостовой редуктор; 51 — концевая балка; 52 — концевой вал трансмиссии; 53 — хвостовой огонь; 54 — съемный обтекатель; 55 — хвостовая опора; 56 — хвостовая балка; 57 — рукоятка управления заслонкой вентилятора; 58 — кассета сигнальных ракет; 59 — коробка управления лебедкой; 60 — входная дверь кабины экипажа; 61 — аккумуляторы; 62 — аварийный люк; 63 — окно для подключения рукава кондиционера; 64 — лебедка ЛПГ-2; 65 — трапы; 66 — откидное сиденье; 67 — пульт управления лебедкой; 68 — боковые откидные сиденья; 69 — ящик для бортового инструмента; 70 — баллон нейтрального газа; 71 — грузовая створка; 72 — главная нога шасси; 73 — левый подвесной топливный бак; 74 — центральная часть фюзеляжа; 75 — сдвижная входная дверь; 76 — внешняя подвеска груза; 77 — грузовая стрела; 78 — место установки аккумуляторов; 79 — сдвижной блистер; 80 — сиденье левого летчика; 81 — рычаги раздельного управления двигателями; 82 — передняя нога шасси; 83 — трубка ПВД; 84 — доплеровский измеритель путевой скорости ДИВ-1

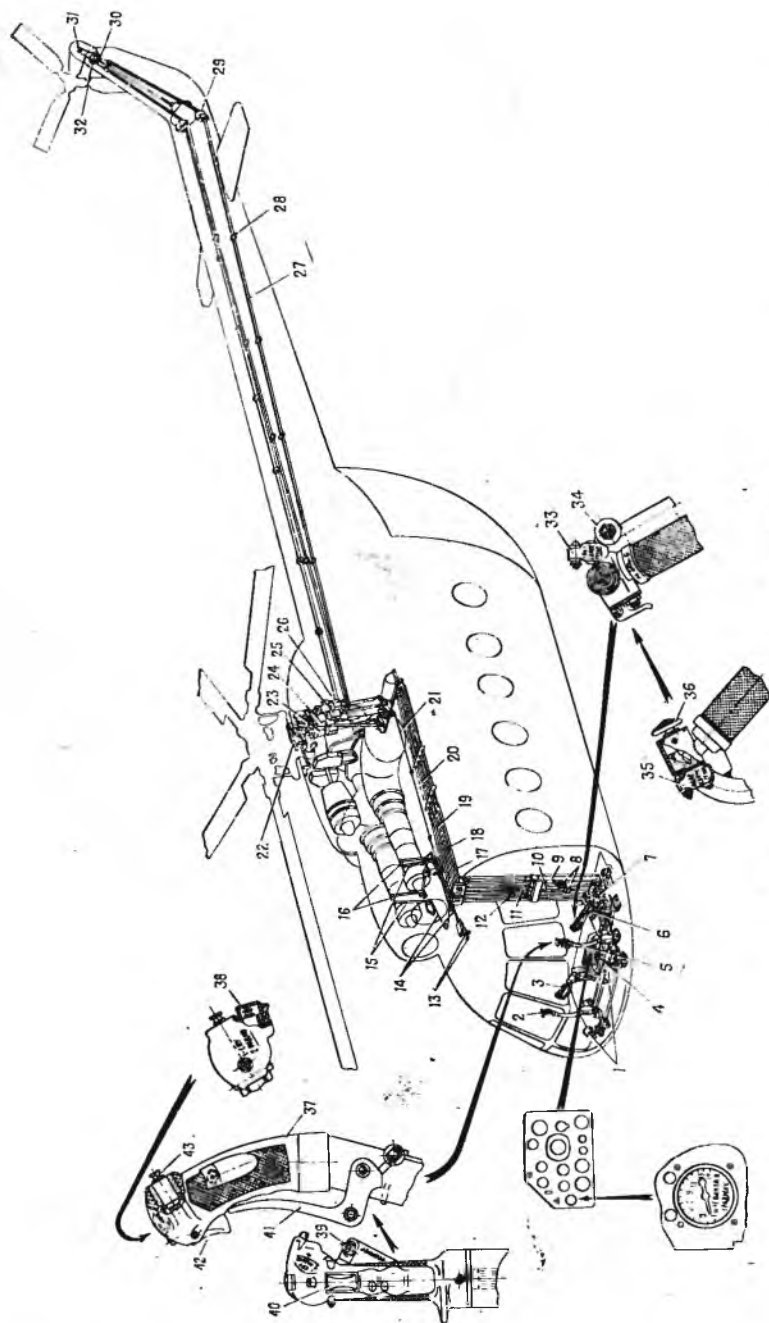


Рис. 8.3. Схема управления вертолетом:

1 — педаль ножного управления; 2 — правая ручка продольно-поперечного управления; 3 — правый рычаг «шаг-газ»; 4 — ручка тормоза несущего винта; 5 — левая ручка продольно-поперечного управления; 6 — рычаги раздельного управления двигателями; 7 — левый рычаг «шаг-газ»; 8 и 12 — электромагнитные тормоза ЭМТ-2М; 9, 10 и 11 — пружинные механизмы загрузки продольного, по-

перечного и ножного управления; 13 — рычаги останова двигателей; 14 — тросы управления остановам двигателей; 15 — тяги управления остановам двигателей; 16 — тяги управления тормозом несущего винта; 17, 18, 19 и 20 — тяги поперечного, общего шатом несущего винта, путевого и продольного управления; 21 — трос управления поперечным, общим шатом и продольным управлением; 22 — рычаг автомата переключения управления общим шатом несущего винта; 23, 24 и 26 — гидроусилители поперечного, общего шатом и продольного управления; 25 — гидроусилитель РА-60А путевого управления; 27 — трос управления рулевым винтом; 28 — направляющие колодки тросов; 29 — соединитель с роликами; 30 — втулочно-роликовая цепь; 31 — звездочка хвостового редуктора; 32 — направляющие цепи; 33 — кнопка тактического сброса груза; 34 — кнопка выключения фрикциона рычага «шага-газа»; 35 — кнопка аварийного сброса груза; 36 — кнопка управления фарам; 37 — ручка управления вертолетом; 38 — кнопка выключения вертолетом; 39 — кнопка РС; 40 — кнопка торможения колес; 41 — рычаг торможения колес; 42 — кнопка выключения автопилота

несущего винта, а реакция земли, парирующая этот момент, исчезает.

Для предотвращения разворота влево летчику необходимо перемещением правой педали вперед увеличить тягу рулевого винта и убедиться, что вертолет реагирует на путевое управление, при этом перемещение ручки управления и педалей происходит без рывков и заеданий.

Если в момент отрыва вертолет не реагирует на перемещение правой педали (тенденция к развороту влево не устраняется), летчику необходимо уменьшить общий шаг несущего винта до минимального значения. При необходимости выключить двигатели.

В момент отрыва необходимо убедиться в достаточности запасов продольного управления, при этом следует иметь в виду, что минимальные запасы продольного управления на себя имеют место при взлете по-вертолетному с попутным ветром при центровках вертолета, близких к предельно допустимой величине, плюс 370 мм.

Минимальные запасы поперечного управления имеют место при взлете вертолета с боковым ветром.

Примечание. На всех режимах полета запасы управления обеспечивают достаточную управляемость вертолета в пределах ограничений, установленных в настоящей Инструкции.

8.2.2. Пояснение рекомендаций экипажу при отказе в полете путевого управления

При разрушении в полете проводки управления рулевым винтом (в забустерной части) его лопасти устанавливаются на угол -1° .

Вертолет в момент разрушения проводки энергично разворачивается влево и затем выходит (при нулевом крене) на режим полета с правым скольжением и левым разворотом с угловой скоростью $2-3^\circ/\text{с}$.

На движение педалями вертолет не реагирует.

При обнаружении такого отказа необходимо установить скорость полета $60-200$ км/ч, для выполнения прямолинейного полета создать вертолету правый крен. Наиболее удобно пилотировать вертолет на скорости $120-130$ км/ч,

при этом в прямолинейном полете скольжение будет минимальным, а угол крена — 5—7° вправо.

Опробовать реакцию вертолета на движение педалями во всем диапазоне их хода.

Возможно сохранение управления рулевым винтом в ограниченном диапазоне.

Продолжить полет для подбора площадки, подходящей для выполнения посадки с пробегом с посадочной скоростью 70—80 км/ч.

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

Развороты и изменение курса вертолета выполнять с помощью крена; при увеличении угла крена вправо от балансировочного положения для прямолинейного полета вертолет разворачивается вправо, при уменьшении угла правого крена — влево. Развороты целесообразно выполнять влево, так как при этом угловая скорость увеличивается.

В полете перед выполнением посадки с отказавшим путевым управлением плавными и незначительными по величине отклонениями ручки управления и рычага общего шага определить характер пилотирования вертолета при заходе на посадку и ее выполнении, при этом особое внимание обратить на запасы органов управления в процессе маневрирования вертолета.

Площадку приземления выбирать таким образом, чтобы приземление выполнить против ветра.

Снижение вертолета при заходе на посадку производить по пологой глиссаде с вертикальной скоростью не более 4 м/с и поступательной скоростью 120—130 км/ч.

На высоте 25—30 м начать плавное торможение до скорости, обеспечивающей выполнение приземления вертолета без разворота. Уменьшение общего шага в процессе торможения производить ступенчатым отклонением.

На высоте 10—15 м, продолжая торможение скорости, энергично уменьшить общий шаг на 1,5—2,5° и убрать правый крен, придав вертолету положение с нулевым креном. При сбросе шага вертолет разворачивается вправо и уменьшает угол скольжения (сноса). В этот момент контроль вертикальной скорости и угла сноса осуществлять по земле, корректируя получение приемлемого угла сноса движе-

нием общего шага. На высоте 3—4 м увеличить общий шаг для получения к моменту приземления вертикальной скорости 1—2 м/с. При этом иметь в виду, что разворот вертолета влево и увеличение угла сноса следуют с запаздыванием в 1—2 с после взятия общего шага.

После приземления вертолета уменьшить общий шаг до минимального. При необходимости выключить двигатели.

Заход на посадку выполнять с включенным по каналам крена и тангажа автопилотом.

8.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (рис. 8.4)

Рабочая жидкость	АМГ-10
Рабочее давление в каждой системе	$45 \pm 3 \div$ $\div 65_{-2}^{+8}$ кгс/см ²
Количество жидкости в гидросистеме	20 л
Давление в гидроаккумуляторах (при отсутствии давления в гидросистеме)	30 ± 2 кгс/см ²

Для обеспечения питания гидроусилителей управления вертолетом имеются две гидросистемы: основная и дублирующая, которые объединены в одном гидроблоке. Кроме того, основная гидросистема питает цилиндр растопоривания фрикциона рычага «шаг-газ».

При нормальной работе основной системы насос дублирующей системы работает на слив. При падении давления в основной системе до 30 ± 5 кгс/см² срабатывает клапан перепуска и переводит дублирующую систему на рабочий режим.

При нормальной работе гидросистемы в полете горит зеленое световое табло **ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТ. ВКЛЮЧЕНА**, при этом давление жидкости в гидросистеме контролируется по манометру над световым табло.

При падении давления в основной гидросистеме до 30 ± 5 кгс/см² речевой информатор РИ-65 выдает команду «Отказала основная гидросистема», загорается красное световое табло **ДУБЛИР. ГИДРОСИСТ. ВКЛЮЧЕНА**; манометр над световым табло покажет нарастание давления в дублирующей гидросистеме. Летчику в этом случае необходимо выключатель основной гидросистемы установить в положение **ВЫК.** для предотвращения возможной утечки гидросмеси через место повреждения. При переходе на дублирующую гидросистему автопилот, система растопоривания фрикциона «шаг-газ» и гидроупор в продольном управлении отключаются.

В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага «шаг-газ», следует по-

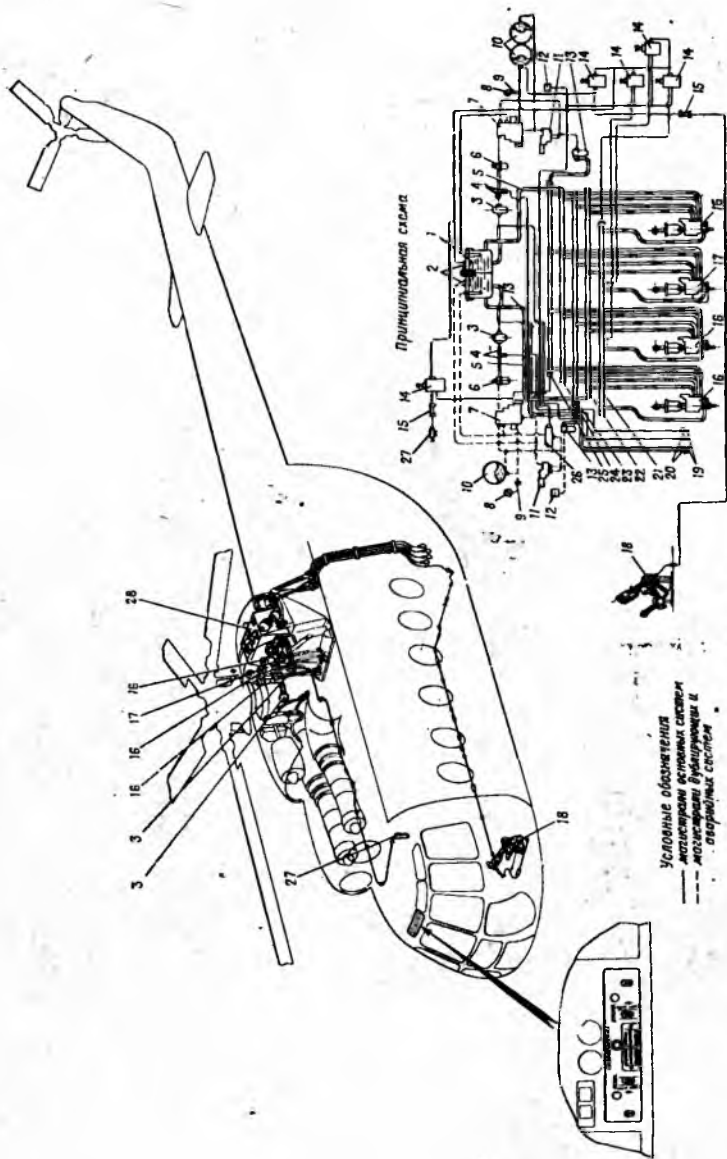


Рис. 8.4. Схема гидросистемы:

1 — гидробак; 2 — трубопроводы дренажа; 3 — гидронасос; 4 — обратный клапан; 5 — сливной трубопровод; 6 — фильтр; 7 — автомат разгрузки насоса; 8 — указатель давления гидросистемы; 9 — датчик давления гидросистемы; 10 — гидроаккумулятор; 11 — электрокран ГА-74М-5; 12 — сигнализатор давления МСТ-35; 13 — фильтр тонкой очистки; 14 — электрокран ГА-172; 15 — дозатор ГА-192; 16 — гидроусилитель КДУ-30Б; 17 — гидроусилитель РА-60Б; 18 — рычаг «шаг-газ»; 19 — бортовой клапан нагнетания; 20 — бортовой клапан всасывания; 21, 22, 23, 24 и 25 — коллекторы; 26 — клапан включения дублирующей системы; 27 — гидроцилиндр упора в системе продольного управления; 28 — панель с агрегатами гидросистемы

Условные обозначения
 ———— основные гидросистемы
 - - - - - вспомогательные гидросистемы
 аварийные гидросистемы

Однако при малых утечках гидросмеси из основной гидросистемы не происходит устойчивого перехода управления на питание от дублирующей гидросистемы (попеременно подключается то одна, то другая гидросистема). При этом гидросмесь из дублирующей гидросистемы перетекает в основную и через имеющуюся в ней течь теряется. Для исключения этого недостатка гидросистема дорабатывается электроавтоматикой, обеспечивающей устойчивое (необратимое) подключение дублирующей гидросистемы после нарастания в ней давления до $25 \pm 1,63$ кгс/см². Срабатывание автоматики происходит и в нормальных условиях эксплуатации при запуске двигателей, когда давление в дублирующей гидросистеме нарастает быстрее, чем в основной, и при переключении управления на питание от дублирующей гидросистемы при его проверке. Для подключения основной гидросистемы в этих случаях установлена кнопка ОТКЛ. ДУБЛИР., пользоваться которой разрешается только на земле. В полете при отказе гидросистемы необходимо руководствоваться указаниями, изложенными в подразделе 6.9 данной Инструкции.

Для обеспечения работоспособности основной гидросистемы при разрушении в полете одной из диафрагм гидроаккумуляторов этой системы на вертолетах предусмотрена доработка спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы по разделению их газовых полостей. Давление зарядки азотом каждого из гидроаккумуляторов остается без изменений.

При переходе на дублирующую гидросистему автопилот, система растопоривания фрикциона «шаг-газ» и гидроупор в продольном управлении отключаются.

В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага «шаг-газ», следует по-

добрать определенную затяжку фрикциона на рычаге «шаг-газ».

Сила затяжки фрикциона регулируется маховичком, установленным на оси рычага «шаг-газ». При вращении маховичка против хода часовой стрелки предварительная сила сжатия пружин фрикциона уменьшается, и для перемещения рычага «шаг-газ» потребуются меньшие усилия. При вращении маховичка по ходу часовой стрелки усилия для перемещения рычага «шаг-газ» **возрастают**.

8.4. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

(рис. 8.5)

Применяемые топлива или их смеси . . . TC-1 и T-1
TC-1 разбавляем бензином ТЗ-45 по ГОСТ
10227—62

Количество топлива, л:

левый основной бак	745 ± 10
правый основной бак	680 ± 10
дополнительный бак	915 ± 10
расходный бак	445 ± 10

Топливо на вертолете размещается в двух основных (подвесных) металлических баках, в одном расходном мягком баке и в одном или двух дополнительных баках, устанавливаемых в грузовой кабине вертолета.

В каждом основном баке имеется по одному перекачивающему насосу, в расходном баке установлены два подкачивающих насоса. Из дополнительных баков в основные топливо поступает самотеком.

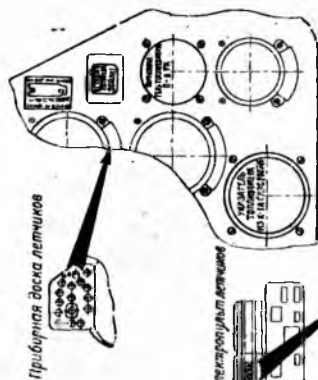
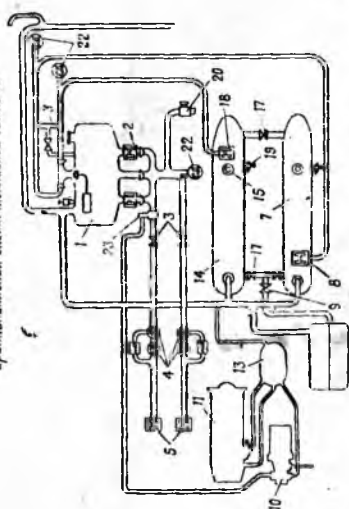
Расход и количество топлива в баках контролируются топливомером. Топливомер обеспечивает замер количества топлива в баках как суммарно, так и отдельно в каждом баке.

Указатель и переключатель топливомера расположены на приборной доске правого летчика. Работа подкачивающих и перекачивающих насосов контролируется по световым зеленым табло: РАСХОД. БАКА, ЛЕВОГО БАКА и ПРАВОГО БАКА, расположенным на верхнем электропульте летчиков. При нормальной работе насосов табло горят.

В процессе летной эксплуатации возможны следующие отказы и неисправности в работе топливной системы.

Загорание или мигание табло ОСТАЛОСЬ ТОПЛИВА 300 Л при наличии топлива в подвесных баках вследствие заедания поплавкового клапана в расходном баке. В этом

Принципиальная схема топливной системы



Верхний электродный блок

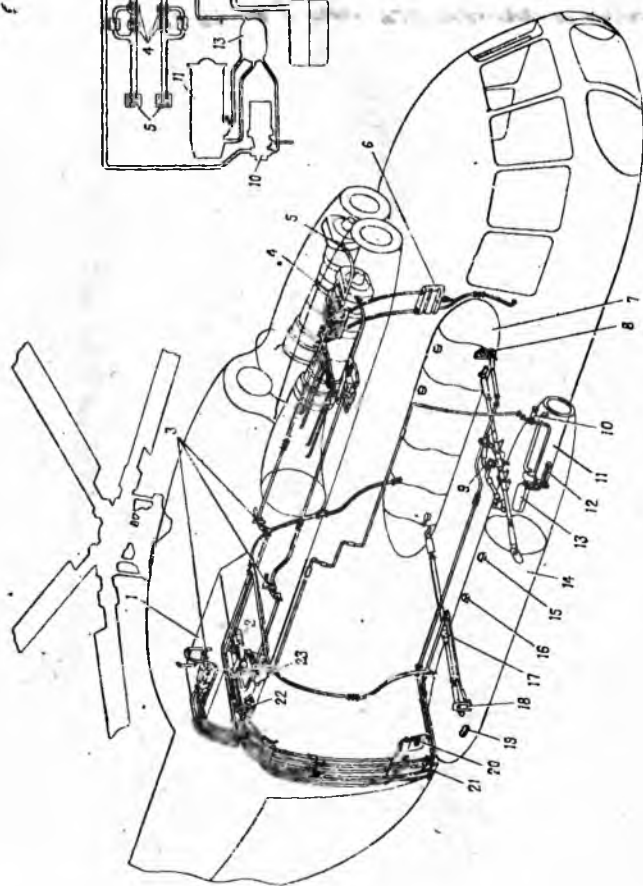
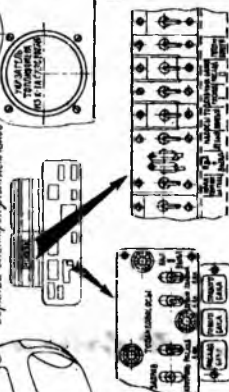


Рис. 8.5. Схема топливной системы:

1 — расходный бак; 2 — насос расходного бака ПЦР-Ш; 3 — кран перекачивающей 76600М; 4 — блок фильтров; 5 — насос двигателя; 6 — дренажный бак; 7 — левый подвесной бак; 8 — насос ЭЦН-75 левото подвесного бака; 9 — кран перекачивающей 637300; 10 — насос обогрева; 11 — оботратель КО-50; 12 — электромагнитный клапан; 13 — топливный бак; 14 — правый подвесной бак; 15 — задвижка; 16 — датчик топливомера правото подвесного бака; 17 — перекачивающий кран 63600А; 18 — насос ЭЦН-75; 19 — кран сливной правото подвесного бака; 20 — кран сливной правото подвесного бака; 21 — дренаж; 22 — сигнализатор давления; 23 — электромагнитный кран 61000А

случае будут гореть табло ЛЕВОГО БАКА и ПРАВОГО БАКА.

Если световое табло ОСТАЛОСЬ ТОПЛИВА 300 Л горит устойчиво, то необходимо замерить количество топлива в системе, а затем, поставив переключатель топливомера в положение РАСХ., в течение 5 мин проследить за выработкой топлива. При уменьшении уровня топлива в расходном баке необходимо открыть кран, установленный в аварийной магистрали перекачки топлива, поставив переключатель ПЕРЕПУСК ТОПЛИВА на приборной доске правого летчика в положение ОТКР., и дальнейшую выработку производить только вручную, не допуская переполнения расходного бака топливом. При этом количество топлива в расходном баке по топливомеру не должно превышать 400—420 л во избежание выбивания топлива через дренаж.

При отказе обоих подкачивающих насосов расходного бака гаснет световое табло РАСХОД. БАКА, возможно уменьшение оборотов двигателей на 2—5% и оборотов несущего винта на 1—3%, а речевой информатор РИ-65 выдает команду „Отказали насосы расходного бака”.

При отказе обоих подкачивающих насосов может наступить кавитационный режим в работе насоса-регулятора (особенно на высотах более 1000 м) и произойти нарушение подачи топлива в двигатель, что может привести к его выключению.

При отказе одного из подкачивающих насосов расходного бака второй работающий насос полностью обеспечивает питание двигателей на всех режимах.

При отказе обоих перекачивающих насосов подвесных баков гаснут табло ЛЕВОГО БАКА и ПРАВОГО БАКА, речевой информатор сообщает: «Отказали насосы основных топливных баков», и понижается уровень топлива в расходном баке, что приводит к загоранию табло ОСТАЛОСЬ ТОПЛИВА 300 Л.

При отказе обоих перекачивающих насосов пополнение топливом расходного бака из основных топливных баков не производится, при этом в расходном баке остается только 350 л топлива. Этот остаток топлива достаточен для поле-

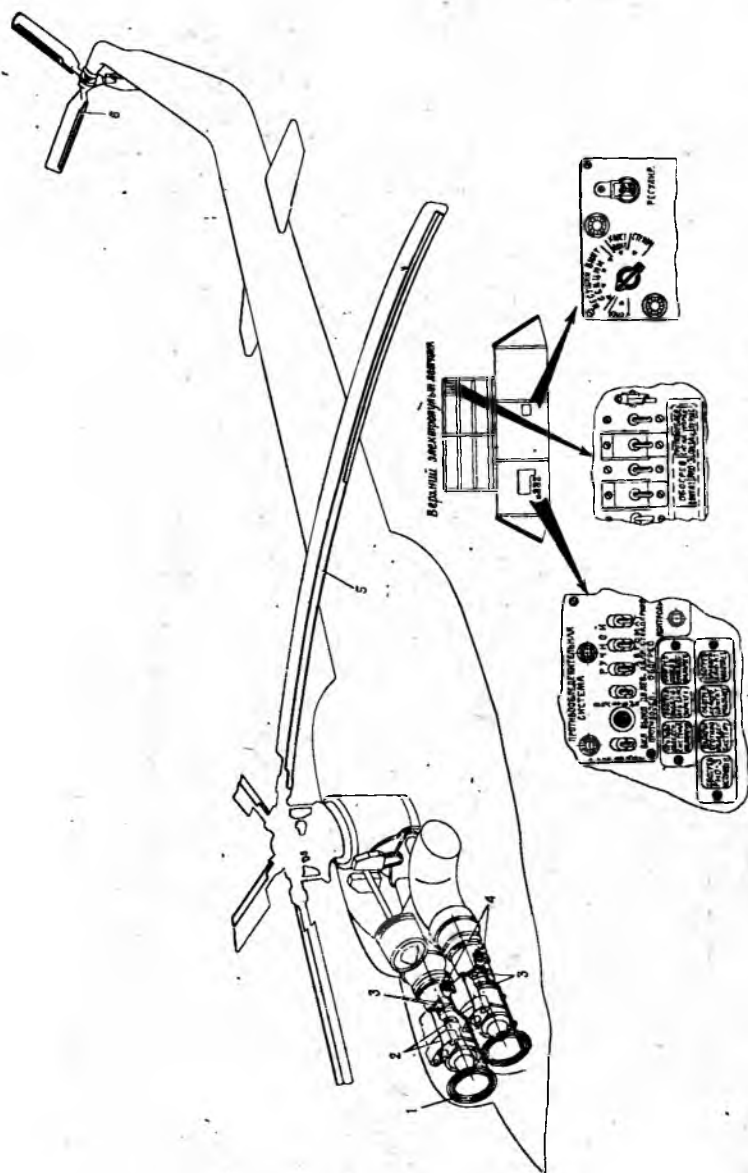


Рис. 8.6. Схема противобледенительной системы:

1 — коллектор; 2 — трубопровод горячего воздуха для обогрева термокомпенсатора командного агрегата КА-40; 3 — шлаганг; 4 — клапан 65А или заслонка 1919Т для перекрытия подачи воздуха в ПОС датчика; 5 — противобледенительное устройство лопасти несущего винта; 6 — противобледенительное устройство лопасти хвостового винта

та на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 23 мин на расстояние 75 км с посадкой по-вертолетному.

При отказе одного перекачивающего насоса характерным признаком является погасание светового табло ЛЕВОГО БАКА или ПРАВОГО БАКА. Один работающий перекачивающий насос обеспечивает перекачку топлива из обоих подвесных баков, однако во избежание оголения работающего насоса необходимо пилотировать вертолет плавно, развороты производить координированно, избегать скольжений.

При увеличении давления топлива выше 60 кгс/см², что свидетельствует о засорении части форсунок, этот двигатель необходимо выключить и в дальнейшем экипажу руководствоваться указаниями подразд. 4.12 настоящей Инструкции.

На вертолетах с доработанной электросхемой контроля работы перекачивающих насосов на щитке ТОПЛИВОНАСОСЫ вместо двух зеленых табло ЛЕВОГО БАКА, ПРАВОГО БАКА, горение которых ранее сигнализировало нормальную работу перекачивающих насосов, установлены желтые табло ЛЕВЫЙ БАК НЕ РАБОТ., ПРАВЫЙ БАК НЕ РАБОТ., загорание которых сигнализирует об отказе перекачивающих насосов или об окончании выработки топлива из подвесных баков. В этом случае необходимо выключить выключатели ТОПЛИВОНАСОСЫ ЛЕВЫЙ БАК, ПРАВЫЙ БАК. При нормальной работе перекачивающих насосов указанные желтые табло не горят.

8.5. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительная система предназначена для защиты от обледенения лопастей несущего и рулевого винтов, двух передних боковых стекол кабины экипажа, обтекателей воздухозаборников и входных устройств двигателей (рис. 8.6.). Лопасты винтов и стекла кабины имеют противообледенительные устройства электротеплового действия, а воздухозаборники и входные устройства двигателей — воздушно-теплового действия. ПОС включает в себя следующие противообледенительные устройства: противообледенители лопастей винтов, передних стекол, воздухозаборников двигателей, а также противообледенители входных устройств двигателя (кока, стоек передней опоры компрессора, лопаток входного направляющего аппарата и термокомпенсатора командного агрегата КА-40).

Питание электрических нагревательных элементов противообледенительных устройств осуществляется перемен-

ным током напряжением 200 В от генератора СГО-30У. Для обогрева воздухозаборников и входных устройств двигателей используется горячий воздух, отбираемый от компрессоров двигателей.

На вертолете установлен сигнализатор обледенения, предназначенный для автоматического включения ПОС и подачи светового сигнала о начале обледенения. Наряду с автоматическим имеется ручное управление, которое позволяет отдельно включать противообледенители винтов, стекол, воздухозаборников и входных устройств двигателей.

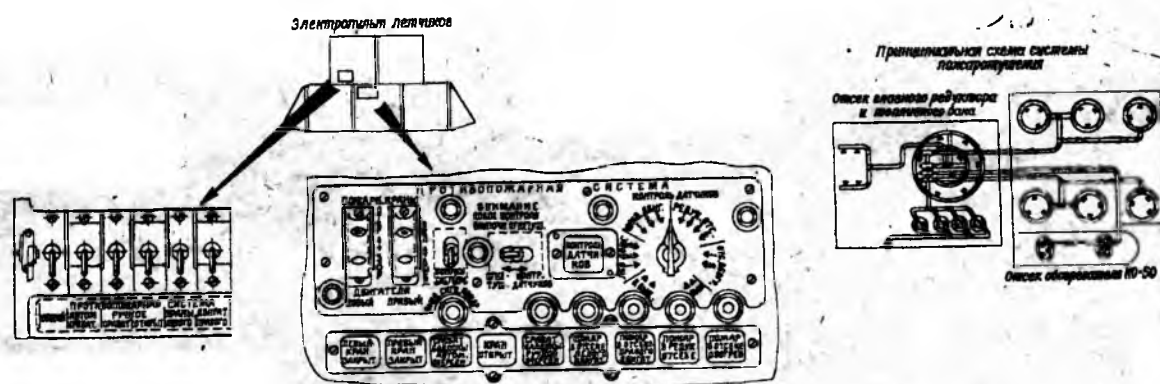
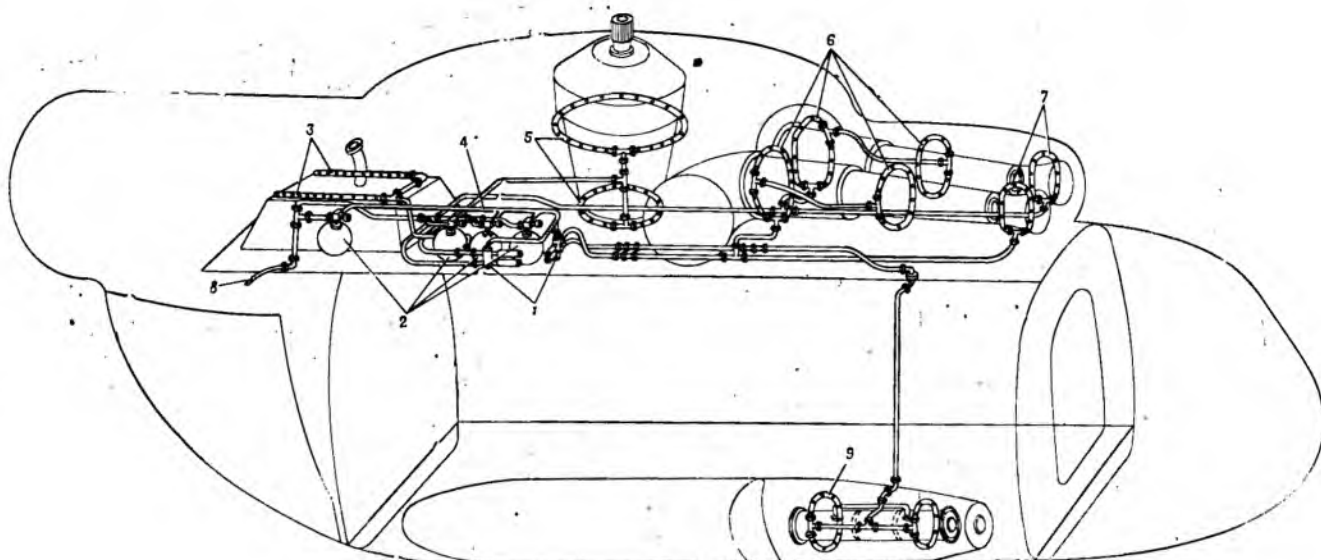


Рис. 8.7. Схема системы пожаротушения:

1 — блоки распределительных кранов; 2 — огнетушитель ОС-2; 3 — распылительные трубки расходного бака; 4 — распределительный коллектор; 5 — распределительные трубки главного редуктора ВР-8; 6 — распылительные трубки двигателей ТВЗ-117; 7 — распылительные трубки воздухозаборников двигателей; 8 — сливающая магистраль предохранительного устройства; 9 — распылительные трубки карбюраторного обогревателя

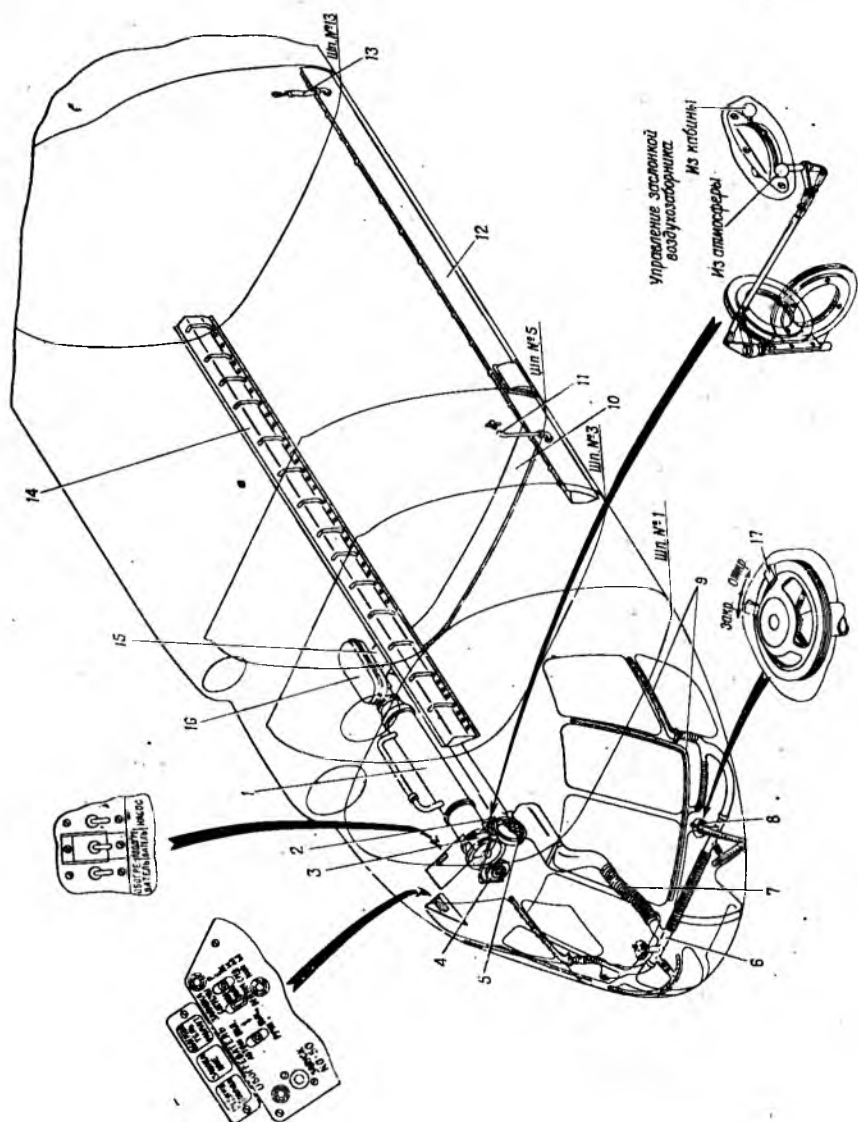


Рис. 8.8. Схема системы отопления и вентиляции кабины:

1 — керосиновый обогреватель КО-50; 2 — рукоятка управления заслонкой воздухозаборника; 3 — вентилятор обогрева; 4 — заслонка воздухозаборника; 5 — сетка; 6 — передний патрубок; 7 — трубопровод; 8 — коллектор обогрева пилота; 9 — коробка обдува передних стоек и блистков; 10 — соединительный короб; 11 — патрубок обогрева сливного крана дренажного бачка; 12 — левый короб; 13 — патрубок обогрева фильтра отстойника; 14 — правый короб; 15 — распределитель воздуха; 16 — толкателя коробки обогревателя; 17 — рукоятка управления заслонкой коллектора обдува ног летчиков

8.6. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ (рис. 8.7)

Для тушения пожара в отсеках расположения двигателей, главного редуктора, расходного топливного бака, обогревателя КО-50 и ГТД АИ-8 установлена централизованная система пожаротушения, состоящая из четырех двухлитровых огнетушителей ОС-2, наполненных фреоном, обратных клапанов, блоков противопожарных клапанов, трубопроводов, распылителей и системы сигнализации ССП-ФК.

Огнетушители разбиты на две очереди срабатывания, по два огнетушителя в каждой.

Первая очередь (два передних огнетушителя) автоматическая, но может быть приведена в действие и вручную нажатием соответствующей кнопки.

Вторая очередь (два задних огнетушителя) срабатывает только от нажатия кнопки, расположенной на щитке ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА.

В грузовой кабине установлены ручные огнетушители ОУ-2.

8.7. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ

Система обеспечивает подачу подогретого или атмосферного воздуха в кабину экипажа и в грузовую кабину, а также на обдув остекления кабины экипажа и обогрев фильтра-отстойника воздушной системы и крана слива отстоя из дренажного бачка.

В режиме отопления воздух забирается из атмосферы или из грузовой кабины и подается в керосиновый обогреватель КО-50. Из обогревателя нагретый воздух вентилятором подается в распределитель, откуда по отдельным каналам направляется в грузовую кабину и кабину экипажа (рис. 8.8).

В режиме вентиляции воздух забирается из атмосферы и (без подогрева) вентилятором КО-50 подается в кабины по тем же каналам, что и в режиме обогрева.

При работе керосинового обогревателя КО-50 в ручном или автоматическом режиме контроль и управление работой обогревателя осуществляются с помощью табло и переключателя.

телей, размещенных на верхнем электрощитке правого летчика.

При устойчивой работе обогревателя горит зеленое табло **ОБОГРЕВАТЕЛЬ РАБОТАЕТ НОРМАЛЬНО**, при этом контроль за температурой воздуха в кабинах вертолета осуществляется по указателю температуры воздуха на приборной доске правого летчика.

Требуемая температура воздуха в кабинах вертолета может задаваться при работе обогревателя в автоматическом режиме с помощью задатчика температуры, установленного в кабине экипажа.

Расход топлива при работе обогревателя на максимальном режиме (переключатель режима работы в положении **ПОЛНЫЙ**) составляет 8 л/ч.

Для ускорения обогрева кабин, а также для обеспечения достаточного обогрева при низких температурах наружного воздуха предусмотрена регулировка количества забираемого из атмосферы воздуха с помощью заслонки, установленной на входе в обогреватель. Рычаг управления заслонкой установлен в грузовой кабине.

На вертолетах выпуска до 1971 г. предусмотрено регулирование распределения горячего воздуха между грузовой кабиной и кабиной экипажа. Ручка управления установлена в грузовой кабине.

8.8. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

(рис. 8.9)

Легкосъемное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом экипажа при полетах на высотах до 6000 м, а также раненых и больных при полетах на любых высотах.

Каждый комплект ККО-ЛС имеет один кислородный баллон емкостью 7,6 л с давлением 30 кгс/см².

На вертолете предусмотрена возможность установки трех комплектов ККО-ЛС в кабине экипажа и шести комплектов в грузовой кабине (по одному комплекту на двух больных или раненых).

Кислород из баллона поступает в прибор КП-21, где автоматически редуцируется до необходимого давления в зависимости от высоты полета. От прибора КП-21 через разъемный соединитель Р-58 кислород поступает в прибор КП-58 легочного-автоматического действия и маску КМ-16Н.

О наличии питания кислорода указывает индикатор, смонтированный в шланг разъединителя.

До высоты примерно 2000 м прибор КП-21 закрывает выход кислорода из баллона, и дыхание осуществляется атмосферным воздухом, подсасываемым через клапан прибора КП-58. С высоты более 2000 м КП-21 начинает подачу кислорода.

С этого момента для дыхания будет подаваться смесь кислорода с воздухом, образующаяся в приборе КП-58, при этом с поднятием на высоту количество кислорода в смеси будет увеличиваться, а количество воздуха соответственно уменьшаться.

В полете давление кислорода в баллонах контролируется по манометру, установленному на приборе КП-21.

8.9. ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Давление воздуха в пневматической системе в полете контролируется по манометру МВУ-100, установленному на верхнем боковом электрощитке левого летчика. При нормальной работе воздушного компрессора АК-50 давление воздуха должно быть в пределах 50 ± 5 кгс/см².

Если давление в системе превысит 55 кгс/см² (в случае отказа автомата давления), летчику необходимо нажать на рычаг управления тормозами колес поддерживать давление в системе в установленных пределах.

При торможении вертолета на пробеге или рулении нажатием на рычаг управления тормозами колес создается давление воздуха в пределах 28—34 кгс/см², которое контролируется по манометру МВ-60, установленному также на верхнем боковом электрощитке левого летчика.

Для исключения перегрева тормозных барабанов колес при торможении вертолета на пробеге запрещается пользование тормозами колес на скорости более 40 км/ч.

8.10. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА (НГ)

Предназначена для защиты топливных баков от взрыва путем заполнения надтопливного пространства баков углекислым газом.

Система НГ состоит из:

— баллона ОСУ-5 с обогреваемым чехлом и двумя терморегуляторами;

— редуктора 682700 с обогреваемыми панелями и терморегулятором;

— жиклера диаметром 0,8 мм;

— системы соединительных трубопроводов подвода нейтрального газа в топливные баки.

Баллон ОСУ-5 заряжается углекислотой под давлением 80 кгс/см², вес заряженного баллона 16,9 кгс, вес заряда 5,7 кгс. Газ из баллона через понижающий редуктор и жиклер заполняет надтопливное пространство топливных баков.

8.11. ДВИГАТЕЛЬ ТВ2-117А (рис. 8.10)

Одновальной схемы, состоит из десятиступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины компрессора, двухступенчатой турбины винта, выхлопной трубы, коробки передач, системы регулирования и противообледенения.

Особенностью каждого двигателя является наличие в нем свободной турбины винта, передающей мощность на главный редуктор. Свободная турбина механически не связана с турбокомпрессорной частью двигателя.

Компрессор двигателя осевого типа с поворотными лопатками входного направляющего аппарата и направляющих первых трех ступеней. Наличие поворотных лопаток обеспечивает высокий КПД и устойчивость работы компрессора в рабочем диапазоне оборотов.

Сухой вес двигателя, кгс $330 \pm 2\%$

Габариты двигателя, мм:

длина с агрегатами и выхлопной трубой 2835

ширина 547

высота 745

8.12. РАБОТА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ И ПОЯСНЕНИЕ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ НЕИСПРАВНОСТЕЙ

Система автоматического регулирования двигателями (двигателем) обеспечивает:

- запуск двигателя;
- управление работой двигателя на установившихся и переходных режимах;
- ограничение максимального расхода топлива, максимальных оборотов ротора турбокомпрессора, максимальной температуры газов перед турбиной компрессора, максимальной степени повышения давления воздуха за компрессором;
- поддержание оборотов несущего винта в заданном диапазоне;
- выравнивание мощности обоих двигателей, работающих совместно, а также автоматическое увеличение мощности одного из двигателей при отказе другого;
- защиту турбины винта от раскрутки при нарушении ее кинематической связи с главным редуктором.

В полете могут возникнуть следующие неисправности в работе системы автоматического регулирования:

1. Отказ одного из агрегатов топливотрегулирования (насоса-регулятора, регулятора оборотов несущего винта, синхронизатора мощности).

В этом случае в полете может появиться разница в оборотах турбокомпрессоров левого и правого двигателей на установившихся режимах более 2%, при этом на одном из двигателей может появиться колебание оборотов турбокомпрессора, давления топлива, температуры газов перед турбиной и др.

При возникновении указанных выше явлений в полете необходимо, если позволяет обстановка, установить, на каком двигателе и какой агрегат топливотрегулирования неустойчиво работает или отказал. Для этого выполнить следующие действия: дачей коррекции влево установить обороты несущего винта 92—93%. Если дефект не устранился, то неустойчивая работа или разнорежимность является следствием неустойчивой работы всережимного регулятора насоса-регулятора. В этом случае выполнение задания прекратить и произвести посадку на свой или ближайший аэродром.

Если неустойчивая работа или разнорежимность работы двигателей прекратится, то это свидетельствует о неисправности регулятора оборотов несущего винта. В этом случае необходимо поочередно рычаг раздельного управления одного двигателя установить вверх до упора, второго — вниз

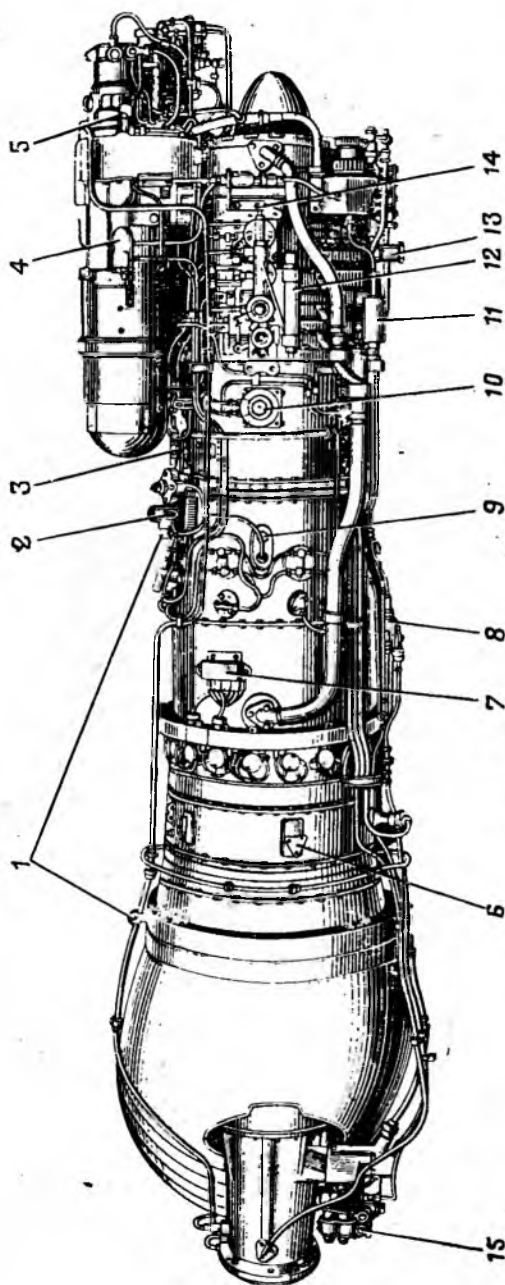


Рис. 8.10. Двигатель ТВ2-117А:

1 — ушко для подвески двигателя; 2 — агрегат СО-40; 3 — фланец отбора воздуха для нужд вертолета; 4 — масляный фильтр; 5 — штуцер подвода масла к масляному агрегату из масляного бака; 6 — фланец суфлирования третьей опоры ротора двигателя; 7 — колодка терморпар; 8 — блок дренажных клапанов; 9 — патрубок суфлирования второй опоры ротора двигателя; 10 — клапан перепуска воздуха; 11 — противообледенительный клапан; 12 — гидромеханизм; 13 — штуцер выхода масла из двигателя; 14 — кронштейн датчика манометра масла; 15 — агрегат РО-40ВР

до упора (производится для определения, на каком двигателе происходит неустойчивая работа регулятора оборотов несущего винта). Увеличить обороты несущего винта до 95—96% при помощи рычага «шаг-газ». При этом на двигателе, на котором регулятор оборотов несущего винта работает неустойчиво, неустойчивая работа вновь проявится.

При необходимости продолжения полета на двух работающих двигателях с неисправным регулятором оборотов несущего винта необходимо перевести коррекцию полностью влево, установить рычаг отдельного управления двигателем с исправным регулятором оборотов несущего винта вверх до упора, с неисправным — в положение, обеспечивающее одинаковые обороты обоих двигателей. Рычагом «шаг-газ» поддерживать обороты несущего винта в пределах 92—93%.

2. Отказ или неустойчивая работа ограничителей максимального расхода топлива, максимально допустимых оборотов, максимальной температуры газов в полете при работе двигателей на взлетном режиме.

При отказе в работе ограничителя максимального расхода топлива (проявляется, как правило, при низких температурах атмосферного воздуха на высотах, не выше 2000 м) режим работы двигателя увеличивается. При этом температура газов перед турбиной может возрасти выше максимально допустимой (более 880°С).

В этом случае повернуть рукоятку коррекции влево, поддерживая обороты несущего винта рычагом «шаг-газ» в пределах 92—93%, рычаги отдельного управления установить в положение, обеспечивающее работу двигателей на взлетном режиме с одинаковыми оборотами ротора турбокомпрессора, и поддерживать рычагом «шаг-газ» обороты несущего винта в пределах 92—93%.

При отказе ограничителя оборотов турбокомпрессора (проявляется, как правило, при высоких положительных температурах на высотах более 1500 м) обороты двигателя возрастают более 101—102%.

Для уменьшения оборотов ротора турбокомпрессора в этом случае необходимо повернуть рукоятку коррекции влево, поддерживая рычагом «шаг-газ» обороты несущего винта в пределах 92—93%, а рычагами отдельного управления установить взлетный режим обоим двигателям с одинаковыми оборотами, но не более 101—102%.

При отказе ограничения температуры газов (проявляется в условиях работы двигателя на максимально допустимой температуре газов) необходимо повернуть коррекцию влево, поддерживая обороты несущего винта рыча-

гом «шаг-газ» в пределах 92—93%, а рычаги отдельного управления поставить в положение, необходимое для получения взлетного режима работы двигателей с одинаковыми оборотами и температурой газов.

8.13. МАСЛОСИСТЕМА ДВИГАТЕЛЕЙ (рис. 8.11)

Применяемое масло — Б-3В (ТУ 38101295-75).

Количество масла в маслобаке каждого двигателя — 10 л; минимально допустимое количество масла в баке — 6 л. Маслосистема каждого двигателя состоит из маслобака, трубопроводов, воздушно-масляного радиатора терморегулятором, блока сливных кранов и суфлерного бачка. Из бака масло поступает к нагнетающему насосу, который через фильтр и запорный клапан, препятствующий перетеканию масла из бака в двигатель при стоянке, подает его на смазку трущихся деталей двигателя. Отработанное масло откачивается из двигателя нижним и верхним маслонасосами и направляется через маслорадиаторы в маслобак.

Температура масла поддерживается в заданных пределах автоматически с помощью терморегулятора.

Контроль наличия стружки в масле двигателей осуществляется с помощью сигнализатора стружки СС-78.

Наличие стружки в маслосистеме двигателей определяется экипажем по загоранию желтых табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ., СТРУЖКА ПР. ДВИГ., расположенных на правой приборной доске. Проверка ламп табло производится по электрической цепи проверки ламп.

8.14. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР ВР-8 (рис. 8.12)

Шестеренчатый, трехступенчатый. Предназначен для суммирования мощности обоих двигателей, понижения оборотов турбин и передачи крутящего момента от двигателей к несущему винту вертолета, рулевому винту, вентилятору, гидронасосам, генератору переменного тока и воздушному компрессору.

8.15. МАСЛОСИСТЕМА ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА (рис. 8.13)

Применяемое масло — Б-3В (ТУ 38101295-75).

Количество масла в маслоотстойнике: максимальное — 32 л; минимальное — 24 л.

Маслосистема главного редуктора состоит из двух воздушно-масляных радиаторов, маслоотстойника, разделен-

ного на два сообщающихся между собой отсека: горячий и холодный. Из холодного отсека масло нагнетающим насосом редуктора подается через фильтр для смазки подшипников и шестерен редуктора. Отработанное масло стекает в горячий отсек и двумя откачивающими насосами перекачивается через радиаторы в холодный отсек маслоотстойника редуктора.

Для своевременного обнаружения экипажем падения давления масла в маслосистеме главного редуктора на правой приборной доске в кабине экипажа установлена сигнальная красная лампа МАЛО Р МАСЛА ГЛ. РЕД., которая загорается по сигналу датчика давления МСТВ-2,5, работающего совместно с системой САРПП-12ДМ, при падении давления масла в системе главного редуктора ниже $2,5 \pm 0,45$ кгс/см².

8.15а. АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИЙ ИВ-500

Аппаратура ИВ-500 предназначена для контроля вибрационного состояния, выявления повышенных и опасных вибраций двигателей.

В кабине экипажа для контроля уровня вибраций и проверки аппаратуры ИВ-500 установлены:

- желтые световые табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕН. на приборной доске левого летчика, которые загораются при достижении вибраций повышенного уровня (50 ± 10 мм/с);

- красные световые табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ на приборной доске левого летчика, которые загораются при достижении вибраций опасного уровня (70 ± 10 мм/с);

- указатели уровня вибраций УК-68В — на панели за летчиком-штурманом;

- кнопка КОНТРОЛЬ ИВ-500 на правой приборной доске летчиков для проверки исправности виброаппаратуры.

При загорании в полете желтых табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ПОВЫШЕН. и достижении уровня вибраций по указателю 50 мм/с и более необходимо уменьшить (изменить) режим работы неисправного двигателя, убедиться в исправности виброаппаратуры, продолжить выполнение полета, усилить контроль за параметрами неисправного двигателя.

При загорании красного табло ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ. ВИБРАЦИЯ ОПАСНАЯ действовать в соответствии с подразделом 6.2а.

Л—П на пульте управления в положение минимальной слышимости принимаемого сигнала стрелка указателя радиокompаса устанавливается в положение, соответствующее КУР, или в положение, отличное от КУР на 180° (обратный пеленг). При необходимости прослушивания наземных радиостанций в режиме «Рамка» рамочная антенна отклоняется вручную на угол $\pm 90^\circ$ от положения, соответствующего направлению на приводную станцию. Угол отклонения рамки отсчитывается по указателю радиокompаса.

При перелетах в горах применение радиокompаса затрудняется из-за наличия «горного эффекта», приводящего к неустойчивым показаниям и возникновению ошибок показаний КУР до $\pm 25^\circ$. В этом случае определение навигационных элементов полета с помощью радиокompаса не должно производиться.

В комплект радиокompаса входят:

- приемник;
- пульт управления и дистанционный переключатель волн (ДПВ);
- антенный усилитель;
- блок направленной антенны (рамка);
- блок питания.

В качестве указателей радиокompаса используются два совмещенных указателя УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А.

В качестве ненаправленной антенны радиокompаса применяется тросиковая антенна из стального канатика.

Питание радиокompаса осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В, частотой 400 Гц.

8.20.5. Радиовысотомер РВ-3

Радиовысотомер малых высот РВ-3 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне 0—300 м.

В радиовысотомере предусмотрена возможность установки опасной высоты путем перемещения треугольного индекса на указателе высоты ручкой УСТАНОВКА ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ. При уменьшении высоты полета до значений, равных установленной высоте и менее, экипажу выдается звуковая (в течение 4—8 с) и световая сигнализация.

При полетах над снежным или ледяным покровом в несколько метров толщиной, а также в горах и при транспортировке крупногабаритных грузов на внешней под-

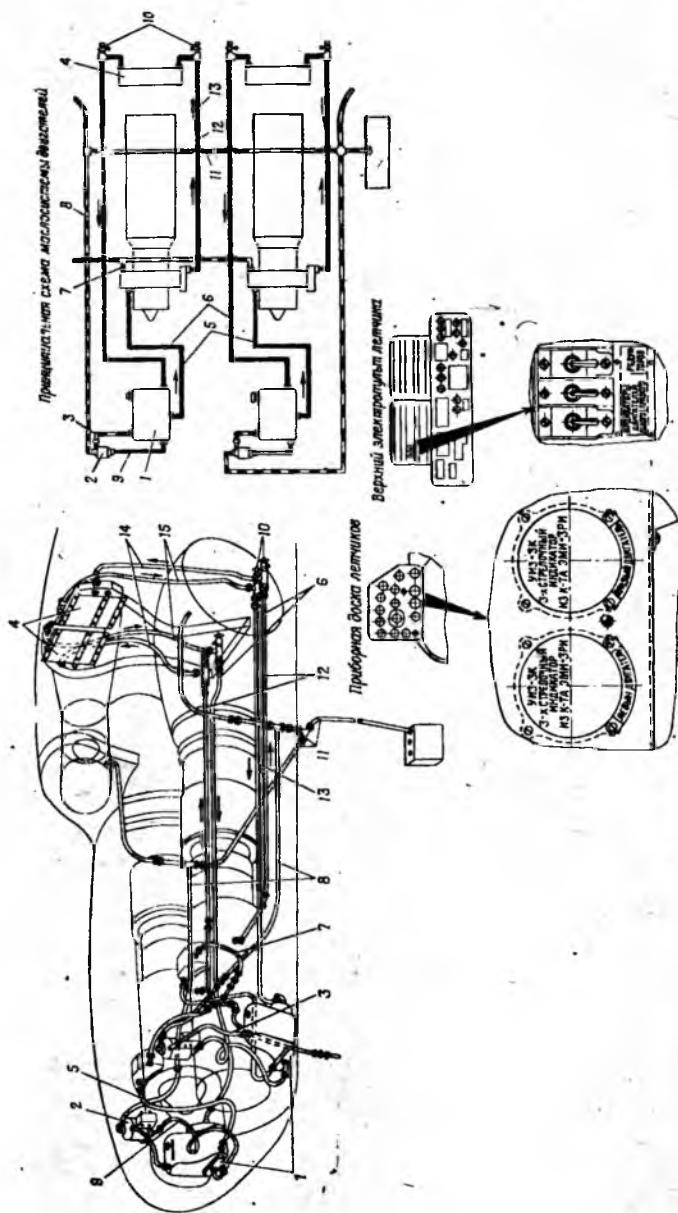


Рис. 8.11. Схема масляной системы двигателя:

1 — маслобаки; 2 — расширительные баки; 3 — шланги суфлирования маслобаков; 4 — маслорадиаторы; 5 — шланги подвода масла к двигателям; 6 — трубопроводы возврата масла в маслобаки; 7 — шланги суфлирования двигателей; 8 — трубопроводы суфлирования маслобаков; 9 — трубопроводы слива масла из расширительных баков; 10 — сливные краны; 11 — трубопроводы слива масла из системы суфлирования маслобаков; 12 — трубопроводы отвода масла из двигателей в маслобаки; 13 — карман датчика температуры масла; 14 — шланги отвода масла из двигателей в маслобаки; 15 — шланги возврата масла из маслобаков в маслобаки.

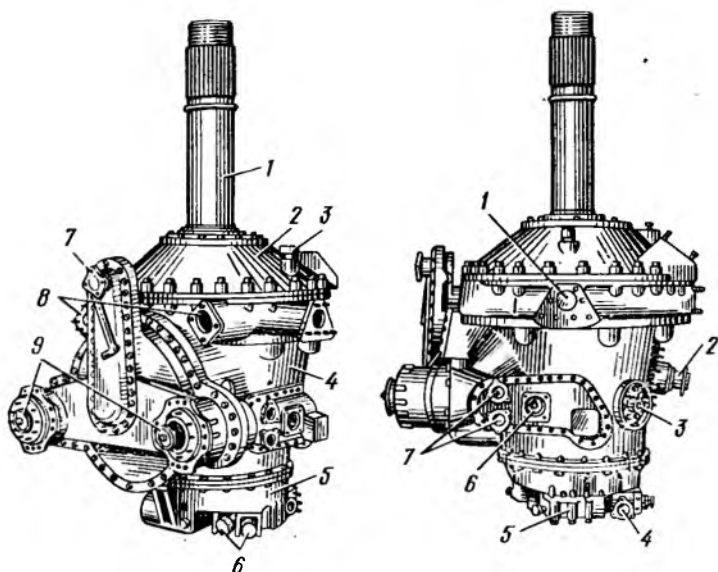


Рис. 8.12. Редуктор ВР-8:

I — вид спереди слева:

1 — вал несущего винта; 2 — корпус вала несущего винта; 3 — суфлер; 4 — корпус редуктора; 5 — поддон редуктора; 6 — штуцер отвода масла в радиаторы; 7 — привод вентилятора; 8 — фланец крепления редуктора к вертолету (передний); 9 — приводы от двигателей;

II — вид слева:

1 — фланец крепления редуктора к вертолету (левый); 2 — привод хвостового винта; 3 — привод генератора; 4 — фланец подвода масла из радиатора в поддон; 5 — масляный агрегат; 6 — привод гидронасоса; 7 — приводы датчиков счетчиков оборотов

лодный. Из холодного отсека масло нагнетающим насосом редуктора подается через фильтр для смазки подшипников и шестерен редуктора. Отработанное масло стекает в горячий отсек и двумя откачивающими насосами перекачивается через радиаторы в холодный отсек маслоотстойника редуктора.

8.16. ПОЯСНЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ДВИГАТЕЛЮ И ГЛАВНОМУ РЕДУКТОРУ

8.16.1. Ограничение времени работы двигателя при оборотах несущего винта с числом оборотов 86, 89, 103. и 105% (по указателю оборотов несущего винта) введено по следующим причинам.

Вращение турбины несущего винта с числом оборотов 105% (по указателю оборотов несущего винта) при работе двигателя на режиме малого газа допускается на время не более 5 с и с числом оборотов 103% при работе двигателя на режимах выше малого газа — на время не более 30 с. Ограничение связано с недопустимостью длительного действия больших центробежных сил на деталях свободных турбин и с недостаточной смазкой ее подшипников и деталей муфты свободного хода.

Кроме того, при последующем увеличении шага несущего винта (например, при выходе из планирования) могут создаваться неблагоприятные условия в работе муфты свободного хода (ударное включение, проскальзывание и др.) из-за перегрева деталей муфты при длительной работе на указанных выше оборотах.

Вращение турбины несущего винта с числом оборотов 89% (по указателю оборотов несущего винта) на режимах работы двигателя выше малого газа допускается на время не более 30 с и с числом оборотов 86% при отказе одного из двигателей — на время не более 5 с. Ограничение связано с тем, что в этих случаях возникают значительные крутящие моменты на валах турбин несущего винта и нагрузки на шестернях главного редуктора.

Длительная работа указанных узлов с большими нагрузками может привести к возникновению в них дефектов.

8.16.2. Ограничение параметров и времени непрерывной работы двигателя на взлетном, номинальном режимах введено по следующим причинам.

Полет с использованием повышенных режимов работы двигателей (взлетного, номинального) является напряженным по температуре и нагрузкам на детали двигателя и главного редуктора, поэтому непрерывная работа на этих режимах ограничена по времени (на взлетном — 6 мин, на номинальном — 1 ч) вследствие того, что требуется охлаждение двигателя на пониженных режимах.

В связи с тем что детали двигателя, главного редуктора и их агрегатов рассчитываются на определенные нагрузки при определенных температурах, строго ограничиваются максимально допустимые параметры работы силовой установки, указанные в подразделе 2.6 настоящей Инструкции.

Так, увеличение температуры газов перед турбиной выше максимально допустимой может привести к перегреву лопаток турбины, увеличение оборотов турбокомпрессора—

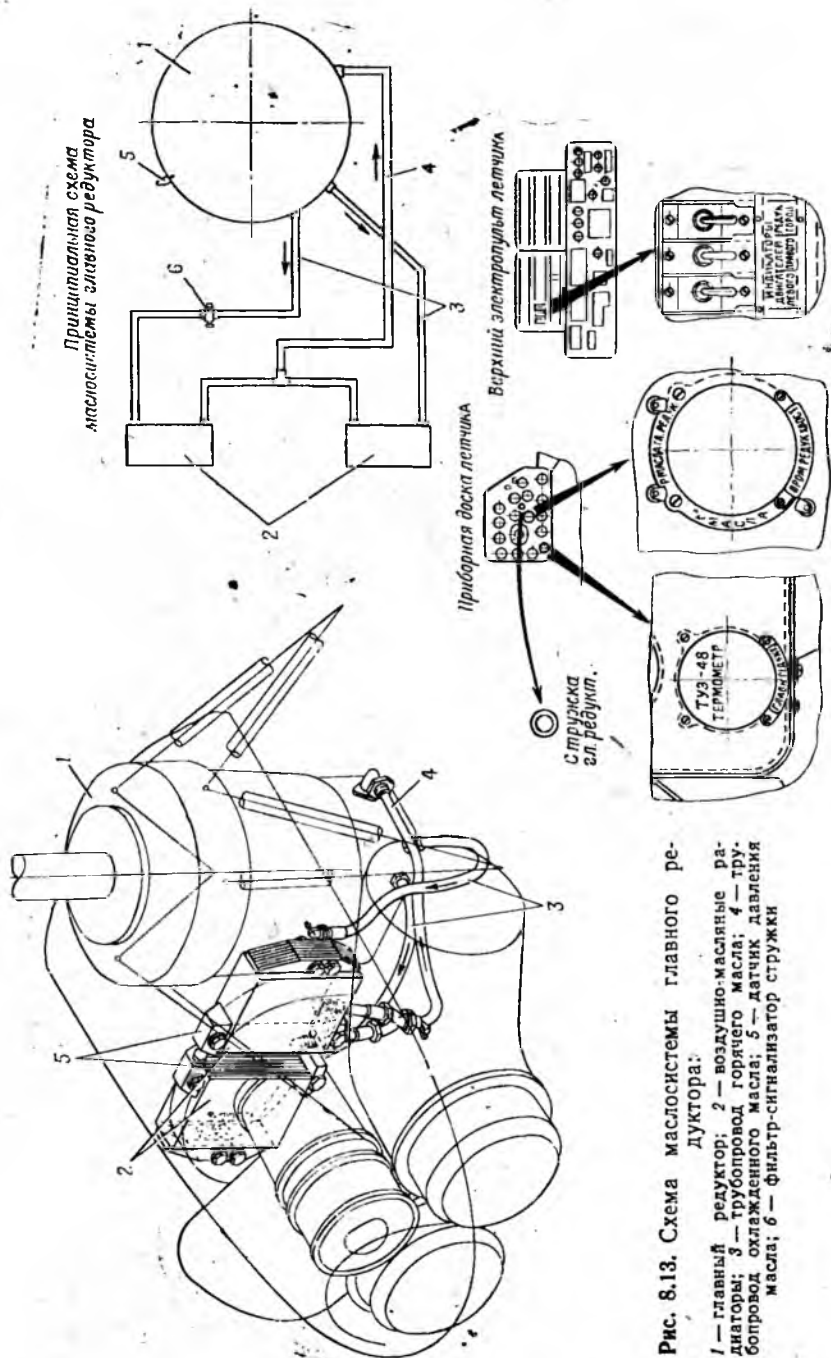


Рис. 8.13. Схема маслосистемы главного редуктора:
1 — главный редуктор; 2 — воздушно-масляные радиаторы; 3 — трубопровод горячего масла; 4 — трубопровод охлажденного масла; 5 — датчик давления масла; 6 — фильтр-сигнализатор стружки

к вытяжке или обрыву лопаток и к вытяжке дисков турбины.

Определение режима работы двигателя в полете производится по индексу указателя оборотов турбокомпрессора (КТА-5). Индекс указывает обороты, необходимые для номинального режима.

Если стрелка указателя оборотов турбокомпрессора находится в пределах индекса, то двигатель работает на номинальном режиме, если выше верхнего предела индекса — на взлетном, ниже нижнего предела — на крейсерском.

8.16.3. Ограничение разнорежимности работы двигателей в пределах не более 2% по указателю оборотов турбокомпрессора введено по следующей причине.

Двигатель, у которого больше обороты, работает на большем режиме и создает дополнительный крутящий момент (нагрузки) на одном из входных устройств редуктора, что может привести при длительной работе к преждевременному изнашиванию его деталей.

8.17. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОСТАРТЕРА ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Запуск двигателя в полете разрешается производить только при наличии вращения (авторотации) ротора турбокомпрессора не более 20%; чем меньше обороты авторотации, тем благоприятнее условия работы муфты электростартера при запуске двигателя в полете.

При отсутствии видимой по указателю авторотации компрессора запуск двигателя в полете недопустим. В этом случае двигатель необходимо охладить до появления оборотов авторотации или выполнить его холодную прокрутку до начала страгивания стрелки указателя оборотов двигателя.

Если в течение 5 с прокрутки (с момента нажатия на пусковую кнопку) стрелка указателя оборотов двигателя не стронулась, то для исключения возможности перегрева стартера дальнейшую прокрутку прекратить нажатием на кнопку ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА, охладить в течение не менее 2 мин и произвести повторную прокрутку. Если и при повторной прокрутке роста оборотов компрессора не наблюдается, то двигатель в полете запускать запрещается.

При запуске двигателя в полете на оборотах авторотации более 20% может произойти поломка муфты сцепления стартера, так как из-за интенсивного роста оборотов

незагруженного стартера сцепление его с валом турбокомпрессора, как правило, будет иметь ударный характер.

Примечания: 1. Отсутствие оборотов турбокомпрессора при наличии поступательной скорости полета вертолета может быть следствием неравномерности охлаждения ротора и корпуса компрессора, что приводит к уменьшению зазора между лопатками и внутренней частью корпуса компрессора вплоть до касания лопаток о корпус.

2. Количество оборотов авторотации турбокомпрессора зависит от поступательной скорости полета вертолета — чем больше скорость, тем больше обороты авторотации.

8.18. ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА (рис. 8.14)

Промежуточный редуктор имеет две одинаковые конические шестерни. Предназначен для изменения направления оси хвостового вала на угол 45° .

Хвостовой редуктор, на ведомом валу которого установлен рулевой винт, посредством двух конических шестерен со спиральными зубьями обеспечивает изменение направления ведомого вала и понижает число оборотов.

Смазка промежуточного и хвостового редукторов барботажная. Для смазки применяется масло для гипоидных передач.

Количество масла: в промежуточном редукторе — 1,6 л; в хвостовом редукторе — 1,3 л.

8.19. АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.19.1. Система электроснабжения

Система электроснабжения предназначена для питания электроэнергией всего оборудования вертолета.

Система электроснабжения централизованная и включает в себя:

1. Систему постоянного тока 27 В.
2. Систему переменного однофазного тока 200 В и 115 В 400 Гц.
3. Систему переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц.
4. Систему переменного однофазного тока 36 В 400 Гц.

8.19.2. Система постоянного тока

Источниками электроэнергии постоянного тока являются два стартера-генератора ГС-18, установленные на каждом

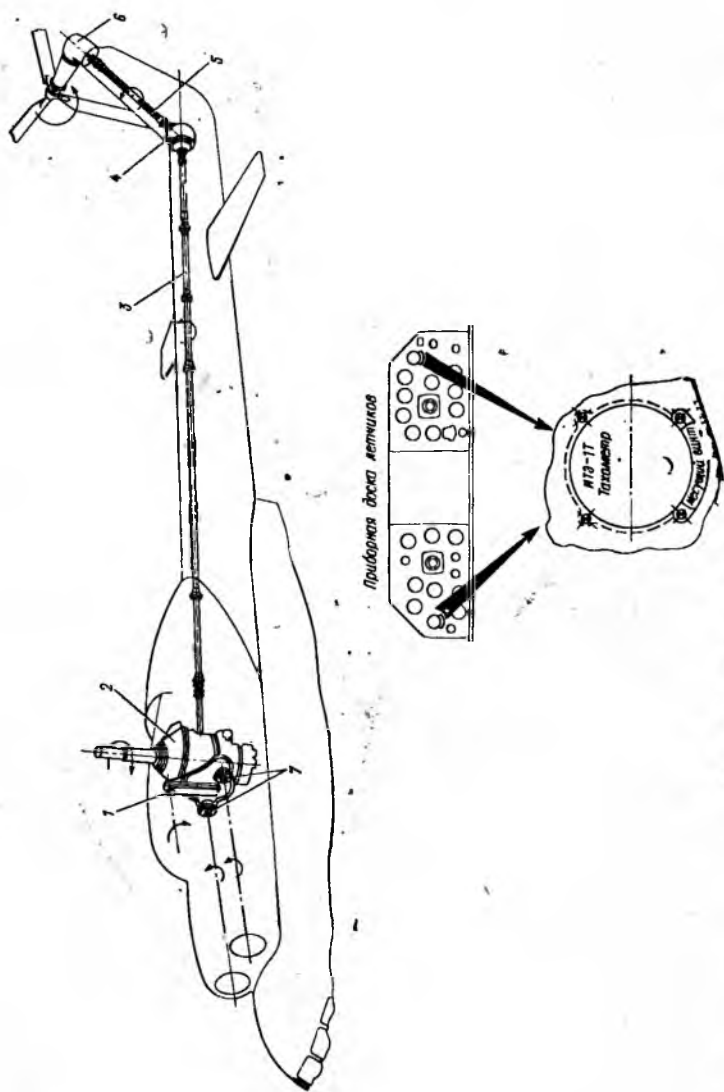


Рис. 8.14. Схема трансмиссии вертолета:

1 — привод вентилятора; 2 — редуктор ВР-8; 3 — горизонтальная часть хвостового вала; 4 — промежуточный редуктор; 5 — концевая часть хвостового вала; 6 — хвостовой редуктор; 7 — привод от дежигелей

из двигателей, и шесть аккумуляторных батарей 12САМ-28. Стартеры-генераторы работают в комплекте с регулятором напряжения РН-180, дифференциально-минимальным реле ДМР-600Т, автоматами защиты сети от перенапряжения АЗП-8М 4-й серии, выносными сопротивлениями ВС-25Б и трансформаторами ТС-9АМ12.

На вертолете имеются следующие распределительные шины:

- шина левого генератора;
- шина правого генератора;
- шина двойного питания;
- аккумуляторная шина.

Все шины вертолета соединены между собой силовыми контакторами. При работающих и включенных генераторах и бортовых аккумуляторах контакторы замыкаются и образуют единую электрическую сеть постоянного тока.

Генераторы подключаются к бортовой сети выключателями **ГЕНЕРАТОРЫ ЛЕВЫЙ — ПРАВЫЙ**, установленными на правой панели электропульты летчиков (рис. 8.15).

Для подключения к бортовой сети вертолета аэродромного источника питания постоянным током на левом борту носовой части фюзеляжа установлены две вилки штепсельного разъема **ШРАП-500К**.

Аккумуляторы и аэродромный источник подключаются к бортовой сети вертолета переключателем **АККУМУЛ. — АЭРОДР. ПИТАН.**, чем обеспечивается невозможность одновременного их включения на бортовую сеть. Кроме того, в цепи каждого аккумулятора имеется свой выключатель, который дает возможность при необходимости отключить любой из аккумуляторов от общей аккумуляторной шины.

Для обеспечения питания всех шин на земле при неработающих генераторах (проверка оборудования и т. п.) от аккумуляторов или от аэродромного источника на правой панели электропульты установлен выключатель **СЕТЬ НА АККУМ.**, который подключает генераторные шины к аккумуляторной.

В нормальном режиме работы электрической сети постоянного тока в полете положение переключателей на правой панели верхнего электропульты должно быть следующее: **ГЕНЕРАТОРЫ ЛЕВЫЙ — ПРАВЫЙ** — в положении **ВКЛ.**; **СЕТЬ НА АККУМ.** — в положении **ВЫКЛ.**; **АККУ-**

МУЛ. — АЭРОДР. ПИТАН. — в положении АККУМУЛ.; выключатели аккумуляторов — в положениях ВКЛ.

Нормальная работа генераторов постоянного тока ГС-18 контролируется по вольтметру и амперметрам, установленным на правой панели верхнего электропульты. Напряжение на генераторах должно составлять 28—28,5 В. Разность показаний амперметров не должна превышать 10% меньшего значения тока. Если она превышает указанную величину, необходимо уравнивать нагрузку с помощью выносных сопротивлений генераторов.

При отказе каждого генератора постоянного тока РИ-65 информирует: «Отказал левый (правый) генератор постоянного тока», на правой панели верхнего электропульты загорается табло ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ГЕНЕРАТОР. При этом аппаратура защиты и управления отключает отказавший генератор от бортовой сети вертолета, и питание потребителей постоянного тока осуществляется от исправного генератора (или аккумуляторных батарей в случае отказа двух генераторов).

Стрелка амперметра отказавшего генератора отклонится до нуля, напряжение на шине отказавшего генератора отсутствует.

Ручное выключение отказавшего генератора путем установкой выключателя генератора ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) в положение ВЫКЛ. дублирует отключающее действие аппаратуры защиты и управления.

При отказе двух генераторов постоянного тока питание потребителей, подключенных к аккумуляторной шине, осуществляется от аккумуляторных батарей (6 батарей 12САМ-28), которые могут обеспечить их питание в течение 26 мин днем и 24 мин ночью.

Для увеличения этого времени необходимо снять часть нагрузки с аккумуляторов за счет выключения потребителей, без которых может выполняться полет.

При необходимости можно включить любой потребитель, автоматически выключившийся при отказе генераторов ГС-18, включив выключатель СЕТЬ НА АККУМ. на правой панели верхнего электропульты, после чего все шины будут подключены к аккумуляторным батареям.

8.19.3. Система переменного однофазного тока 208 В и 115 В

Основным источником переменного однофазного тока является генератор переменного тока СГО-30У, установленный на главном редукторе.

Генератор СГО-30У работает в комплекте с регулятором напряжения РН-600, коробкой включения и регулирования КВР-1, автоматом защиты сети от перенапряжения АЗП1-1СД, коробкой отсечки частоты ҚОЧ-1А и выносным сопротивлением ВС-30Б.

Генератор СГО-30У вырабатывает переменный ток напряжением 208 В 400 Гц.

Питание переменным однофазным током 115 В 400 Гц осуществляется от генератора СГО-30У через однофазный трансформатор ТС/1—2 второй серии. В качестве резервного источника переменного однофазного тока 115В 400 Гц применен преобразователь ПО-750А, который подключается к шине 115 В автоматически (при отказе генератора СГО-30У или трансформатора ТС/1—2 второй серии) или вручную переключателем ПРЕОБРАЗ. 115В — ГЕНЕРАТ. 115 В, установленным на средней панели электропульты летчиков (рис. 8.16).

Нормальная работа генератора переменного тока контролируется по амперметру и вольтметру переменного тока, установленным на правой панели верхнего электропульты. При нормальной работе генератора показания вольтметра переменного тока должны составлять 115 В.

При отказе генератора СГО-30У РИ-65 информирует: «Отказал генератор переменного тока», генератор автоматически отключается от бортовой сети и включается преобразователь ПО-750А. Питание всех потребителей переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц в этом случае осуществляется от преобразователя ПО-750А.

На вертолете предусмотрена возможность питания системы переменного тока 115В 400 Гц от аэродромного источника через вилку штепсельного разъема ШРА-200ЛК, установленного на левом борту носовой части фюзеляжа.

8.19.4. Система переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц

Источниками переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц являются два преобразователя ПТ-500Ц (основной и резервный).

Постоянно работает основной преобразователь, питание его осуществляется от аккумуляторной шины.

Резервный преобразователь получает питание от шины правого генератора и включается в работу при отказе основного. Запуск резервного преобразователя и переключение

питания шин 36 В 400 Гц с основного преобразователя на резервный производится сигналом с коробки переключения преобразователей КПП-9 третьей серии.

Кроме того, предусмотрено переключение питания шин вручную переключателем ПРЕОБРАЗ. 36 В ОСН.—ЗАП. на средней панели электропульты летчиков (рис. 8.16).

8.19.5. Система переменного однофазного тока 36 В 400 Гц

Источниками переменного однофазного тока 36 В 400 Гц являются два трансформатора ТР115/36 (основной и резервный). Включение трансформаторов осуществляется переключателем ТРАНСФ. ДИМ. ОСНОВН.—ЗАПАСН. на приборной доске правого летчика.

8.19.6. Приборное оборудование

Комплекс приборного оборудования вертолета состоит из навигационно-пилотажных приборов, приборов контроля работы двигателей и трансмиссии и приборов контроля гидравлической и воздушной систем.

Указатели приборов размещены на левой и правой приборных досках и на электропульте летчиков. На левой приборной доске (рис. 8.17) установлены следующие приборы:

- высотомер ВД-10К;
- указатель скорости УС-45К (УС-35К);
- вариометр ВР-10МК;
- авиагоризонт АГБ-3К;
- указатель поворота ЭУП-53;
- указатель курса УГР-4УК;
- указатель из комплекта измерителя малых скоростей ДИВ-1;
- указатель радиовысотомера УВ-1П;
- указатель радиоконюаса АРК-У2 — БСУП-2;
- указатель тахометра ИТЭ-2;
- указатель термометра ИТГ-180;
- указатель тахометра ИТЭ-1;
- указатель шага несущего винта УШВ-1.

Кроме того, на левой приборной доске размещены:

- выключатель радиовысотомера;
- сигнальная лампа контрольной высоты радиовысотомера;
- сигнальная лампа отказа радиовысотомера РВ НЕ РАБОТАЕТ;
- КОНТРОЛЬ КТА.

На правой приборной доске (рис. 8.18) установлены следующие приборы:

- высотомер ВД-10К;
- указатель скорости УС-45К (УС-35К);
- вариометр ВР-10МК;
- авиагоризонт АГБ-3К;
- указатель УГР-4УК (и предусмотрено место для установки указателя ЦДК-49 астрокомпас);
- часы АЧС-1;
- указатель тахометра ИТЭ-2;
- два указателя трехстрелочных индикаторов ЭМИ-ЗРИ;
- указатель трехстрелочного индикатора ЭМИ-ЗРВИ;
- указатель термометра ТУЭ 48;
- указатель топливомера;
- переключатель топливомера;
- указатель тахометра ИТЭ-1;
- указатель термометра ТВ-19.

Кроме того, на правой доске размещены:

- переключатель основного и запасного трансформаторов питания трехстрелочных индикаторов и манометров гидросистемы;
- лампа сигнализации СТРУЖКА ГЛ. РЕДУКТ.;
- сигнальное табло аварийного остатка топлива;
- переключатель ПЕРЕПУСК ТОПЛИВА.

На средней панели электропульты (рис. 8.16) летчиков установлены два манометра ДИМ-100К основной и дублирующей гидросистем. На левой боковой панели электропульты (рис. 8.21) размещены манометр МВУ-100 воздушной системы и манометр МВ-60М системы торможения колес.

На рис. 8.15—8.26 показаны каждая отдельная панель и щитки кабины летчиков.

8.19.7. Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12

САРПП-12 предназначена для записи световым лучом на фотопленке параметров полета в нормальных и аварийных условиях и сохранения записанной информации в случае механического удара.

Система регистрирует шесть параметров постоянно как в нормальных условиях полета, так и при сложившейся аварийной ситуации и семь разовых команд, регистрируемых только в аварийной ситуации.

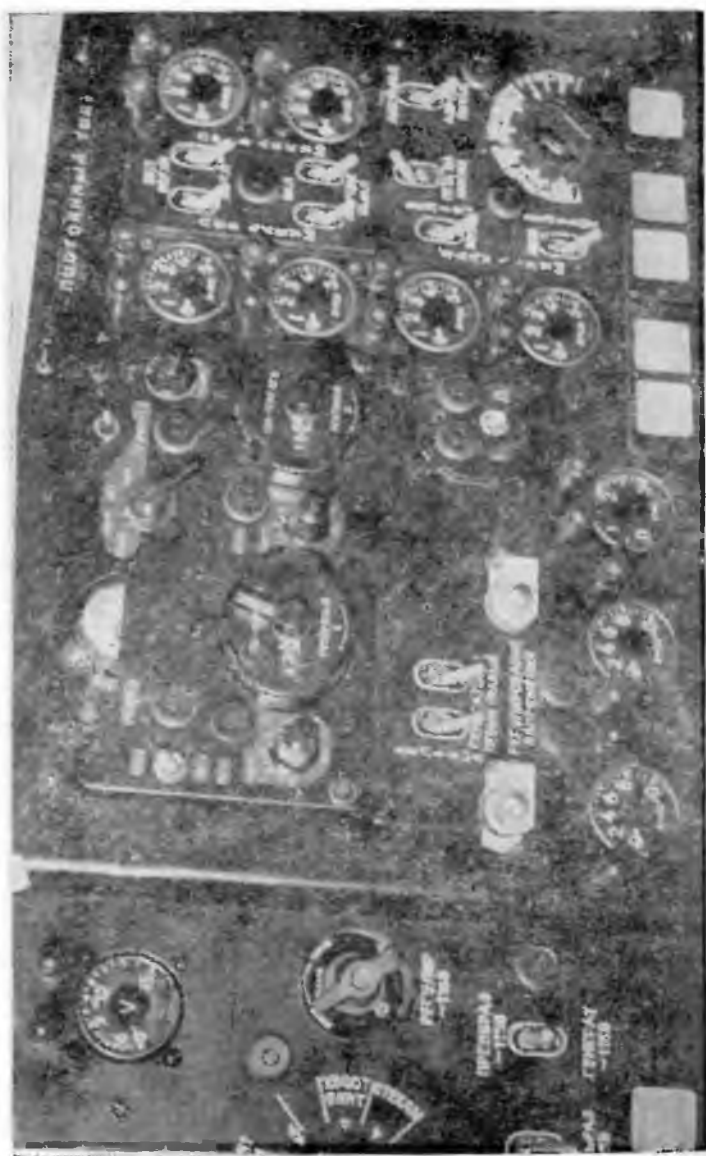


Рис. 8.15. Правая панель верхнего электропульта



Рис. 8.16. Средняя панель верхнего электропульта

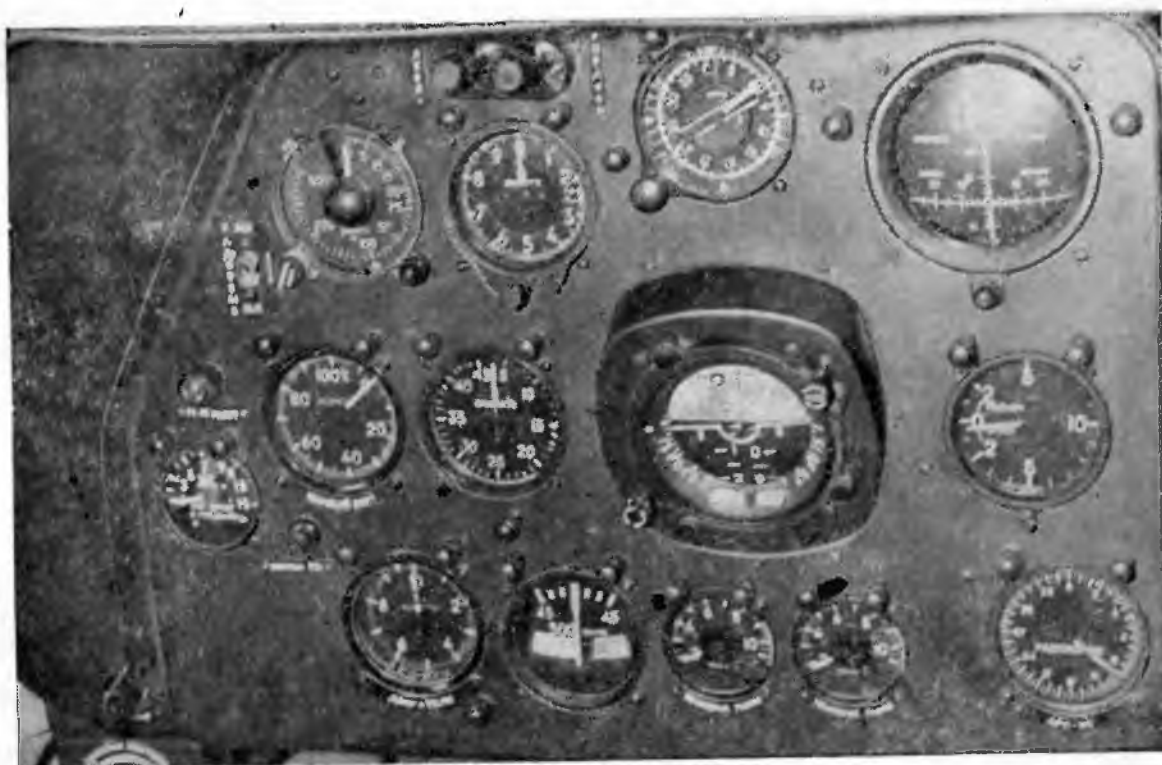


Рис. 8.17. Приборная доска левого летчика



Рис. 8.18. Приборная доска правого летчика (1 — сигнальная желтая лампа СТРУЖКА ГЛ. РЕДУКТ.)

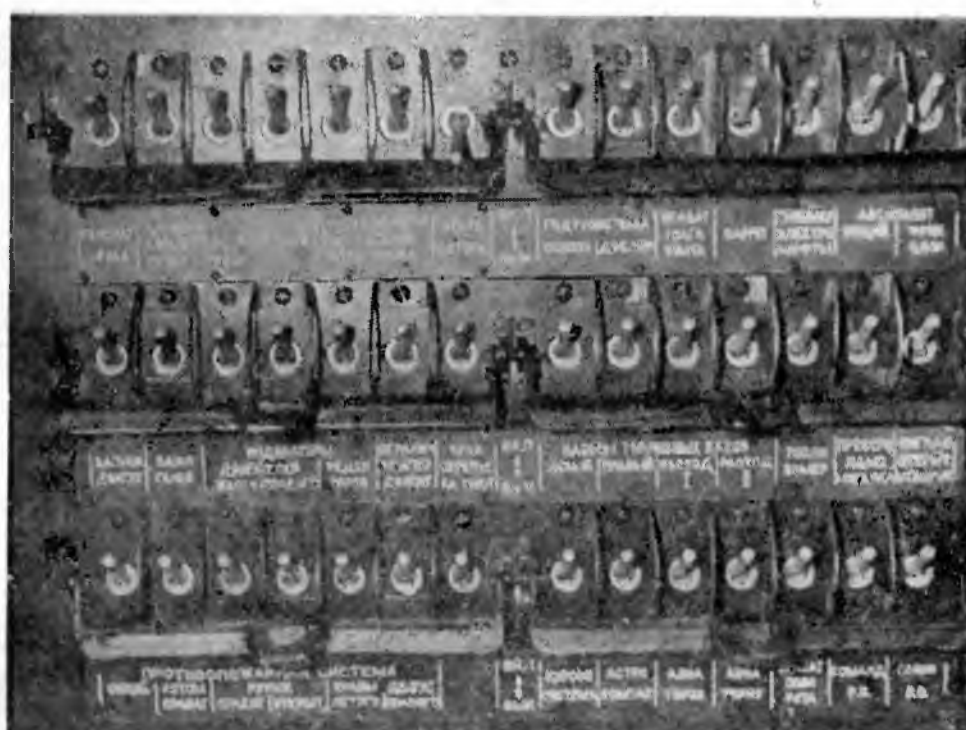


Рис. 8.19. Левая панель АЗС



Рис. 8.22. Левая панель верхнего электропульта



Рис. 8.23. Левый электрощиток

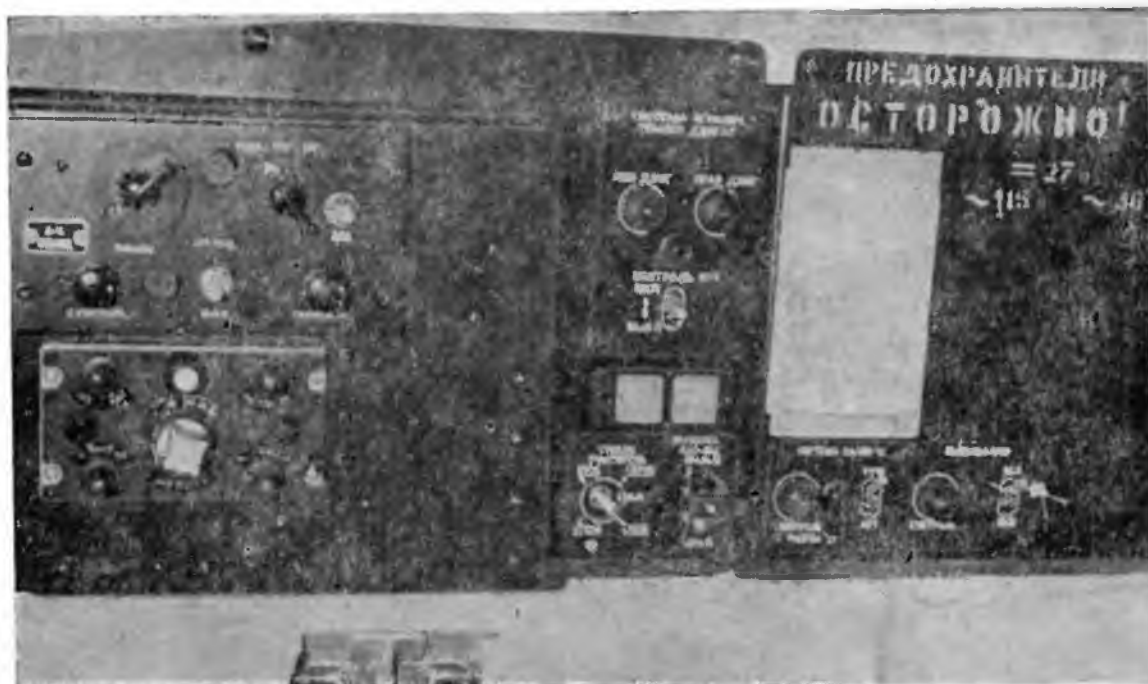


Рис. 8.24. Правая боковая панель верхнего электропульта

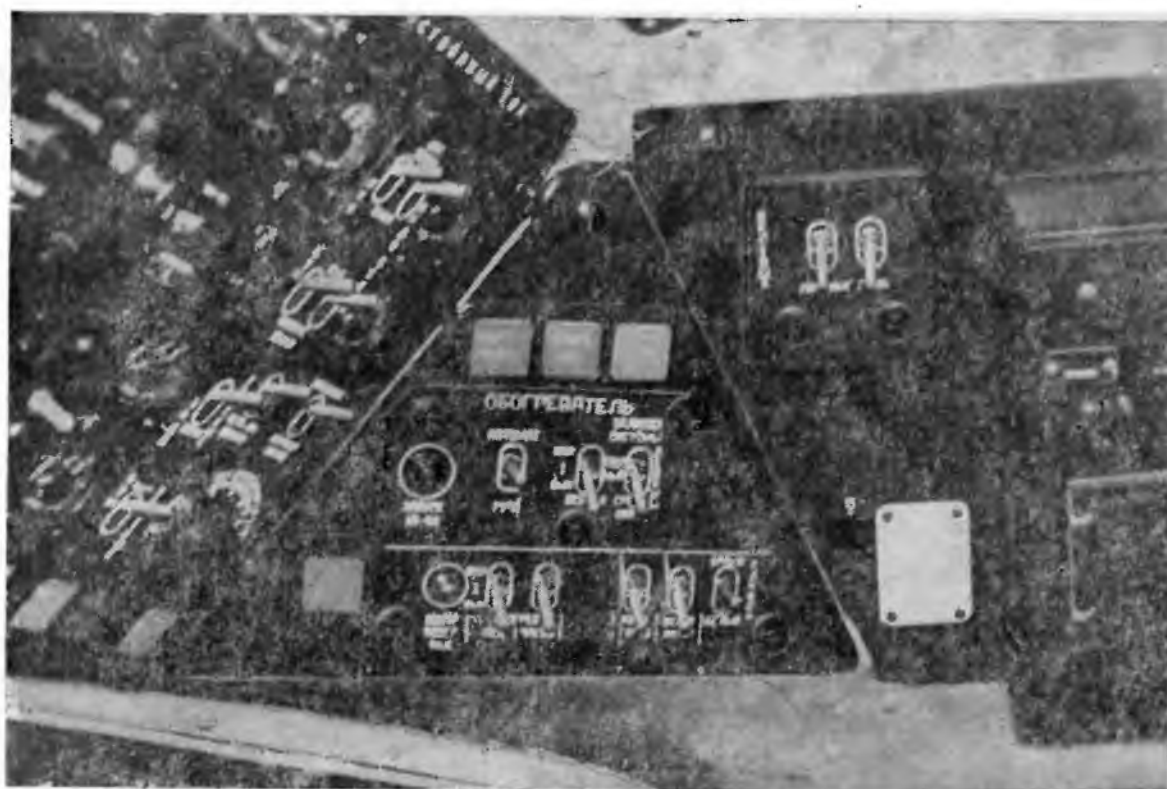


Рис. 8.25. Правый электрощиток

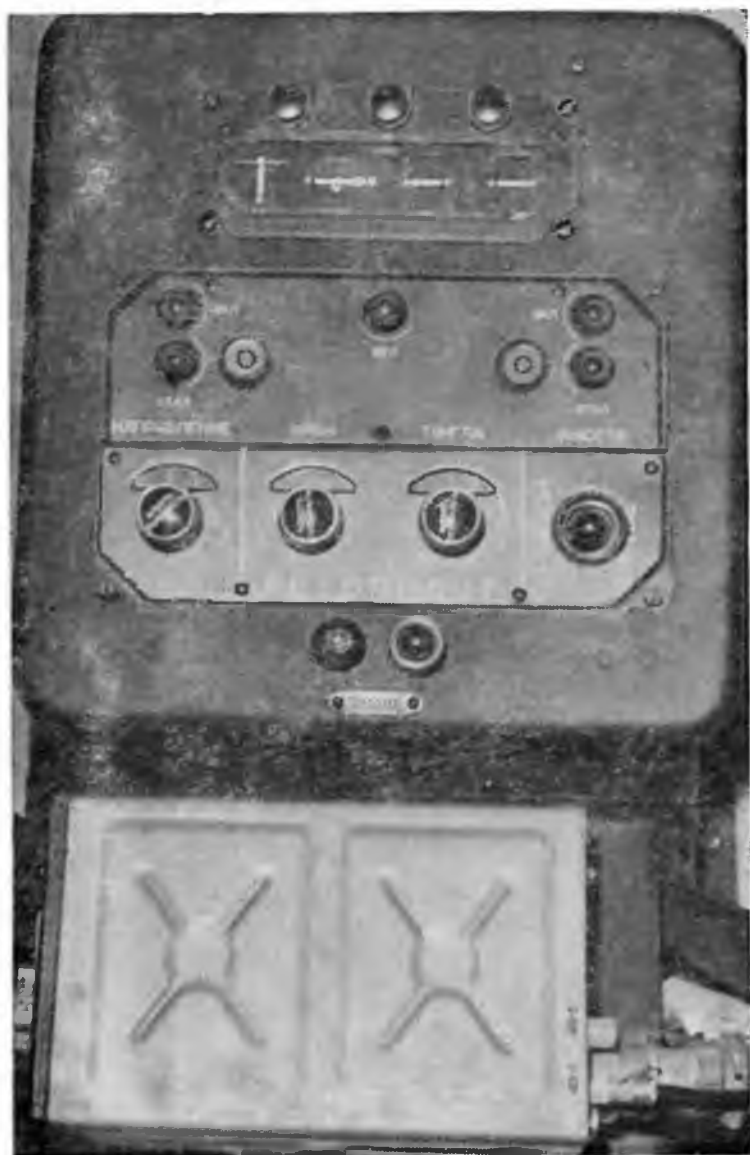


Рис. 8.26. Пульт управления автопилотом

Постоянно регистрируемые параметры:

- 1) барометрическая высота полета с помощью датчика ДВ-15МВ;
- 2) приборная скорость полета с помощью датчика ДАС;
- 3) шаг несущего винта с помощью датчика МУ-615А;
- 4) обороты несущего винта с помощью датчика Д-1М;
- 5) угол крена (датчик АГБ-ЗК правого летчика);
- 6) угол тангажа (датчик АГБ-ЗК правого летчика).

Сигналы разовых команд:

- аварийный остаток топлива;
- отказ топливных насосов;
- пожар;
- отказ основной гидросистемы;
- отказ дублирующей гидросистемы;
- падение давления масла в главном редукторе.

Система САРПП-12 состоит из следующих элементов:

- накопителя информации К12-51Д;
- согласующего устройства УСС-4-2;
- датчика высоты ДВ-15МВ;
- датчика скорости ДАС;
- датчика угловых перемещений МУ-615А;
- распределителя сигналов 1186А;
- сигнализатора давления МСТ-2,5 с, взаимодействующего с системой САРПП-12.

8.19.8. Автопилот АП-34Б

Четырехканальный электрогидравлический автопилот АП-34Б предназначен для автоматической стабилизации вертолета по тангажу, крену, направлению, высоте и скорости полета.

Четыре канала (направления, крена, тангажа и высоты) автопилота обеспечивают:

- стабилизацию положения вертолета относительно трех осей в горизонтальном полете, при спуске и наборе высоты, при висении и переходе с одного режима на другой;
- стабилизацию заданной барометрической высоты полета вертолета в горизонтальном полете и при висении;
- выполнение эволюций, допускаемых инструкцией экипажу вертолета, при включенном автопилоте с помощью обычных рычагов управления.

Кроме того, установка двух блоков: корректора — задатчика приборной скорости (КЗСП) и блока сигнала готовности (БСГ) — позволила стабилизировать приборную скорость полета вертолета. При этом воздействие КЗСП на автопилот происходит по каналу тангажа.

Автопилот работает как в режиме автоматической стаби-

лизации вертолета, так и в режиме дифференциального (комбинированного) управления, когда летчик может в любой момент вмешаться в управление вертолетом при включенном автопилоте.

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

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

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

В комплект автопилота входят:

- пульт управления (рис. 8.26);
- агрегат управления;
- компенсационный датчик крена;
- компенсационный датчик тангажа;
- датчик угловой скорости направления 1209К;
- датчик угловой скорости крена 1209Г;
- датчик угловой скорости тангажа 1209Е;
- блок усилителя 1479Б;
- нулевой индикатор ИН-4;
- корректор высоты КВ-11.

Точность выдерживания в спокойной атмосфере:

- направления $\pm 2^\circ$;
- крена $\pm 1^\circ$;
- угла тангажа $\pm 1^\circ$;
- высоты ± 6 м до 1000 м (± 12 м более 1000 м);
- скорости ± 15 км/ч.

Нормальная работа автопилота в полете при включенном режиме стабилизации по каналам НАПРАВЛЕНИЕ, КРЕН, ТАНГАЖ и ВЫСОТА сопровождается горением зеленых кнопок-ламп этих каналов и характеризуется отсутствием рывков или колебаний вертолета относительно его осей, перемещением подвижного индекса в крайнее положение и ухода вертолета с заданного режима полета.

Отказ автопилота приводит к появлению указанных факторов, при этом загораются красные кнопки-лампы каналов НАПРАВЛЕНИЕ или ВЫСОТА (каналы КРЕН и ТАНГАЖ световой сигнализации отказа не имеют).

При отказах автоматически отключается режим стабилизации вертолета по тому каналу, в котором произошел отказ.

После отказа какого-либо канала автопилота и выполнения действий, указанных в подразделе «Отказ автопилота», отказавший канал выключить вручную.

Выключение автопилота вручную производится:

- одновременно всех каналов — нажатием кнопки ВЫКЛ. АП, расположенной на обеих ручках управления;
- канала высоты — нажатием на одну из кнопок растопоривания фрикциона рычага «шаг-газ»;
- канала направления — нажатием одного из надпедальников.

8.19.9. Курсовая система ГМК-1А

Курсовая система ГМК-1А служит для определения и указания курса, углов разворота вертолета и выдачи магнитных (или истинных) пеленгов.

В зависимости от решаемых задач и условий полета система может работать в одном из двух режимов:

- магнитной коррекции (МК);
- гирополукомпаса (ГПК).

В комплект курсовой системы входят:

- индукционный датчик ИД-3, установленный в хвостовой балке;
- коррекционный механизм КМ-8; установлен на этажерке за левым летчиком;
- пульт управления ПУ-26; установлен на правой боковой панели электропюльта;
- гироагрегат ГА-6; установлен на этажерке за левым летчиком;
- автомат согласования АС-1; установлен на этажерке за левым летчиком;
- указатели УГР-4УК; установлены на левой и правой приборных досках.

Погрешность после устранения девиации гиромагнитного курса по указателю УГР-4УК не должна превышать $\pm 1^\circ$.

Погрешность определения курсовых углов радиостанций не более $\pm 2^\circ$.

Время готовности к работе в режиме «МК» не более 3 мин, а в режиме «ГПК» — 5 мин. Режим работы («МК» или «ГПК») курсовой системы устанавливается переключателем, расположенным на пульте управления.

При нормальной работе курсовой системы шкала указателя курса УГР-4УК отслеживает изменения курса вертолета, показания указателя курса УГР-4УК соответствуют показаниям компаса КИ-13, лампа ЗАВАЛ ГА на пульте управления курсовой системой не горит.

В случае отказа курсовой системы возникают ненор-

мальности в поведении шкалы указателя курса, загорается лампочка ЗАВАЛ ГА на пульте управления, что свидетельствует о выходе из строя гироскопа, и при включенном канале курса автопилота АП-34Б может произойти рывок вертолета по курсу, так как отказ курсовой системы автопилот воспринимает как резкое изменение курса относительно стабилизируемого положения.

8.19.10. Авиагоризонт АГБ-3К

Нормальная работа авиагоризонта характеризуется отсутствием красного флажка на лицевой части прибора, нормальной реакцией прибора на изменение положения вертолета, соответствием показаний левого и правого авиагоризонтов. Появление красного флажка сигнализирует об отказе питания по постоянному или переменному току.

При отказе авиагоризонт выдает ложные показания, не соответствующие действительному пространственному положению вертолета.

8.19.11. Светотехническое оборудование

Светотехнические средства вертолета обеспечивают полеты и наземную эксплуатацию в любых метеословиях как днем, так и ночью.

Светотехническое оборудование включает в себя:

- аэронавигационные огни БАНО-45 и ХС-39;
- две посадочно-поисковые фары ФПП-7;
- проблесковый маяк МСЛ-3;
- строевые огни ОПС-57;
- контурные огни;
- систему красного подсвета электропультов летчиков, приборных досок и отдельных приборов;
- освещение кабин.

8.19.12. Рентгенометр ДП-3А-1

Бортовой рентгенометр ДП-3А-1 предназначен для измерения мощностей доз гамма-излучения в среде, окружающей выносной блок рентгенометра.

Диапазон измерения мощности дозы от 0,1 до 500 Р/ч.

8.20. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.20.1. Радиостанция Р-860

Радиостанция МВ диапазона Р-860 предназначена для радиотелефонной связи экипажа вертолета с наземными командными радиостанциями и другими вертолетами (самолетами) в воздухе.

Диапазон рабочих частот радиостанции 118,25—136,5 МГц.

Радиостанция позволяет производить набор любого канала связи (волны) в пределах рабочего диапазона частот без предварительной настройки. Набор требуемого канала связи производится переключением двух ручек установки волны на пульте управления.

Дальность двусторонней связи при работе с наземными радиостанциями типа РАС-УКВ составляет не менее 100 км на высоте полета 1000 м.

При полетах в горной местности вследствие распространения волн МВ диапазона в пределах прямой видимости связь по радиостанции Р-860 может быть неустойчивой или временами отсутствовать. В этом случае радиосвязь следует осуществлять по радиостанции КВ диапазона или по радиостанции Р-860 через самолеты (вертолеты), находящиеся в воздухе.

В комплект радиостанции Р-860 входят:

- приемопередатчик;
- пульт дистанционного управления.

На вертолете радиостанция работает в комплекте со штыревой антенной типа АШС-1.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.2. Радиостанция Р-842М

Радиостанция КВ диапазона Р-842М предназначена для бесподстроечной радиотелефонной связи экипажа вертолета с наземными радиостанциями.

Дальность двусторонней радиосвязи составляет не менее 400 км при высоте полета 1000 м.

Радиостанция обеспечивает предварительную настройку и установку с пульта управления десяти любых зафиксированных частот во всем рабочем диапазоне, составляющем 2—8 МГц.

Время перехода с приема на передачу и обратно не более 1 с.

В комплект радиостанции Р-842М входят:

- приемопередатчик;
- пульт дистанционного управления.

На вертолете радиостанция работает в комплекте с двухлучевой тросовой антенной, размещенной снаружи фюзеляжа.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.3. Радиостанция «Карат-М24» (устанавливается на отдельных вертолетах)

Радиостанция «Карат-М24» является радиостанцией КВ диапазона и имеет такие же назначение и дальность связи, как и радиостанция Р-842М.

Рабочий диапазон частот радиостанции составляет 2—10,1 МГц. Радиостанция обеспечивает набор любой частоты связи в полете с помощью ручек, расположенных на пульте управления.

В комплект радиостанции входят:

- приемопередатчик;
- блок управления;
- пульт управления;
- согласующее устройство;
- фильтр высокой частоты.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.4. Автоматический радиокомпас АРК-9

Автоматический средневолновый радиокомпас АРК-9 предназначен для навигации вертолета по сигналам приводных и широковегательных радиостанций.

Радиокомпас обеспечивает непрерывный отсчет курсового угла радиостанции (КУР) и позволяет решать следующие навигационные задачи:

- выполнение полета на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курса;
- автоматическое определение пеленга на радиостанцию с использованием показаний магнитного компаса;
- выполнение захода на посадку.

Диапазон рабочих частот от 150 до 1300 кГц.

Дальность действия радиокомпаса на высоте полета 1000 м при работе с приводной радиостанцией ПАР-8С составляет не менее 160—180 км.

Радиокомпас АРК-9 имеет следующие режимы работы: «Компас», «Антенна», «Рамка».

В режиме «Компас» производится автоматическое пеленгование радиостанции. При настройке радиокомпаса на частоту сигнала пеленгуемой радиостанции стрелка указателя радиокомпаса устанавливается в положение, соответствующее курсовому углу этой радиостанции.

В режиме «Антенна» радиокомпас работает как обычный приемник СВ диапазона.

В режиме «Рамка» радиокомпас работает как слуховой радиопеленгатор. При установке рамочной антенны компаса с помощью переключателя ручного вращения РАМКА

Л—П на пульте управления в положение минимальной слышимости принимаемого сигнала стрелка указателя радиокompаса устанавливается в положение, соответствующее КУР; или в положение, отличное от КУР на 180° (обратный пеленг). При необходимости прослушивания наземных радиостанций в режиме «Рамка» рамочная антенна отклоняется вручную на угол $\pm 90^\circ$ от положения, соответствующего направлению на приводную станцию. Угол отклонения рамки отсчитывается по указателю радиокompаса.

При полетах в горах применение радиокompаса затрудняется из-за наличия «горного эффекта», приводящего к неустойчивым показаниям и возникновению ошибок показаний КУР до $\pm 25^\circ$. В этом случае определение навигационных элементов полета с помощью радиокompаса не должно производиться.

В комплект радиокompаса входят:

- приемник;
- пульт управления и дистанционный переключатель волн (ДПВ);
- антенный усилитель;
- блок направленной антенны (рамка);
- блок питания.

В качестве указателей радиокompаса используются два совмещенных указателя УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А.

В качестве ненаправленной антенны радиокompаса применяется тросиковая антенна из стального канатика.

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

8.20.5. Радиовысотомер РВ-3

Радиовысотомер малых высот РВ-3 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне 0—300 м.

В радиовысотомере предусмотрена возможность установки опасной высоты путем перемещения треугольного индекса на указателе высоты ручкой УСТАНОВКА ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ. При уменьшении высоты полета до значений, равных установленной высоте и менее, экипажу выдается звуковая (в течение 4—8 с) и световая сигнализация.

При полетах над снежным или ледяным покровом в несколько метров толщиной, а также в горах и при транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске показания радиовысотомера имеют неустойчивый характер.

В этом случае пользоваться показаниями радиовысотомера не рекомендуется.

В комплект радиовысотомера входят:

- приемопередатчик;
- указатель высоты;
- две рупорные антенны (приемная и передающая).

Кроме того, на вертолете в комплект РВ-3 введена лампа РВ НЕ РАБОТАЕТ.

На шкале указателя высоты нанесены деления высоты от 0 до 300 м. Цена деления шкалы в диапазонах высоты:

- 1 м — в диапазоне 0—25 м;
- 5 м — в диапазоне 25—50 м;
- 10 м — в диапазоне 50—300 м.

На указателе высоты имеются ручка установки опасной высоты и лампа сигнализации опасной высоты. Питание радиовысотомера осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц.

8.20.6. Магнитофон МС-61

Магнитофон МС-61 предназначен для записи информации с выходов радиоприемных устройств, СПУ и автономной записи информации с ларингофонов левого летчика.

Магнитофон имеет режимы работы «Автопуск» и «Непрерывная работа». В режиме «Автопуск» включение протяжного механизма происходит автоматически в момент начала произношения первого слова.

Выключение протяжного механизма происходит также автоматически через 5—25 с после окончания речи. Включение и выключение протяжного механизма сигнализируются соответственно загоранием и погасанием сигнальной лампы ЗАПИСЬ на пульте управления магнитофоном.

В режиме «Непрерывная работа» протяжный механизм работает постоянно, также постоянно горит лампа ЗАПИСЬ.

Магнитофон имеет два режима записи: «СПУ» и «ЛАР». В режиме «СПУ» осуществляется запись информации, прослушиваемой левым летчиком по СПУ, а также информации, передаваемой и принимаемой по средствам внешней связи. Режим «ЛАР» используется для скрытой записи информации, не предназначенной для передачи в эфир по средствам внешней связи.

В комплект магнитофона МС-61 входят:

- аппарат записи;
- пульт управления.

Питание аппаратуры осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

веске показания радиовысотомера имеют неустойчивый характер.

В этом случае пользоваться показаниями радиовысотомера не рекомендуется.

В комплект радиовысотомера входят:

— приемопередатчик;

— указатель высоты;

— две рупорные антенны (приемная и передающая).

Кроме того, на вертолете в комплект РВ-3 введена лампа РВ НЕ РАБОТАЕТ.

На шкале указателя высоты нанесены деления высоты от 0 до 300 м. Цена деления шкалы в диапазонах высоты:

1 м — в диапазоне 0—25 м;

5 м — в диапазоне 25—50 м;

10 м — в диапазоне 50—300 м.

На указателе высоты имеются ручка установки опасной высоты и лампа сигнализации опасной высоты. Питание радиовысотомера осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В, частотой 400 Гц.

8.20.5а. Радиовысотомер А-037

Радиовысотомер А-037 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне от 0 до 750 м. Точность измерения истинной высоты ± 2 м на высотах до 20 м и $\pm 0,1$ Н на высотах более 20 м.

На передней панели индикатора (указателя) радиовысотомера справа размещена ручка « Δ », с помощью которой производится установка опасной высоты путем перемещения индекса по шкале указателя.

В ручку « Δ » опасной высоты вмонтирована желтая лампа световой сигнализации опасной высоты. При достижении заданной опасной высоты в полете выдается звуковая и световая сигнализация.

Слева на лицевой панели индикатора имеется кнопка ТЕСТ, с помощью которой проверяется работоспособность радиовысотомера по отклонению стрелки индикатора в контрольный сектор.

Перед шкалой индикатора расположен флажок бленкера красного цвета, появление которого будет свидетельствовать об отказе радиовысотомера.

При полетах на малых высотах над толстым слоем снега (льда), лесом, а также в горах и при транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске показания радиовысотомера имеют неустойчивый характер. В этом

случае пользоваться показаниями радиовысотомера не рекомендуется.

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

В комплект радиовысотомера входят:

- приемопередатчик А-037-1;
- индикатор высоты А-034-4-22;
- две антенны (приемная и передающая);
- рама амортизационная.

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

8.20.6. Магнитофон МС-61

Магнитофон МС-61 предназначен для записи информации с выходов радиоприемных устройств, СПУ и автономной записи информации с ларингофонов левого летчика.

Магнитофон имеет режимы работы «Автопуск» и «Непрерывная работа». В режиме «Автопуск» включение протяжного механизма происходит автоматически в момент начала произношения первого слова.

Выключение протяжного механизма происходит также автоматически через 5—25 с после окончания речи. Включение и выключение протяжного механизма сигнализируются соответственно загоранием и погасанием сигнальной лампы ЗАПИСЬ на пульте управления магнитофоном.

В режиме «Непрерывная работа» протяжной механизм работает постоянно, также постоянно горит лампа ЗАПИСЬ.

Магнитофон имеет два режима записи: «СПУ» и «ЛАР». В режиме «СПУ» осуществляется запись информации, прослушиваемой левым летчиком по СПУ, а также информации, передаваемой и принимаемой по средствам внешней связи. Режим «ЛАР» используется для скрытой записи информации, не предназначенной для передачи в эфир по средствам внешней связи.

В комплект магнитофона МС-61 входят:

- аппарат записи;
- пульт управления.

Питание аппаратуры осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.7. Радиокompас АРК-У2 с радиоприемником Р-852

Автоматический радиокompас АРК-У2 с радиоприемником Р-852 обеспечивает прослушивание сигналов и вывод вертолета на аварийную радиостанцию типа Р-855У (Р-855УМ). Кроме того, радиокompас АРК-У2 может быть использован для привода вертолета на аэродром посадки по сигналам наземной радиостанции РАС-УКВ (в случае отказа радиокompаса СВ диапазона).

Дальность действия радиокompаса при полете на радиостанцию Р-855УМ на высоте полета 1000 м не менее 40 км в режиме «Антенна» и 15 км в режиме «Компас».

В качестве приемного устройства радиокompаса АРК-У2 используется радиоприемник Р-852. Частота работы радиокompаса АРК-У2 определяется частотой настройки радиоприемника Р-852 и частотой работы наземной радиостанции, на которую производится привод вертолета.

Радиокompас имеет следующие режимы работы:

- «Антенна», в котором обеспечивается прослушивание сигналов аварийной радиостанции Р-855У по приемнику Р-852;

- «Компас», в котором обеспечивается автоматическое пеленгование аварийной радиостанции.

В этом случае стрелка на указателе АРК-У2 устанавливается в положение, соответствующее приближенному значению КУР. Привод вертолета на радиостанцию Р-855У осуществляется при выдерживании в полете нулевых показаний стрелки указателя АРК-У2.

В комплект радиокompаса АРК-У2 входят:

- блок управляющей схемы;
- антенный усилитель;
- пульт управления;
- коммутационная коробка;
- антенный блок (рамочная антенна).

На вертолете радиокompас работает в комплекте с указателем курса БСУП-2. Питание радиокompаса осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В 400 Гц.

На вертолете радиоприемник Р-852 работает в комплекте с антенной АШС-1.

Питание радиоприемника Р-852 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.8. Аппаратура речевой информации РИ-65

Речевой информатор РИ-65 предназначен для речевого оповещения членов экипажа об аварийных ситуациях, возникших на вертолете. Речевые сообщения выдаются авто-

матически в телефоны членов экипажа при поступлении на РИ-65 сигналов от датчиков бортовых систем одновременно со срабатыванием световой сигнализации. При поступлении сигналов от нескольких датчиков одновременно речевые сообщения выдаются последовательно в зависимости от степени важности сообщения (первым выдается сообщение, записанное на дорожке с меньшим номером).

Сообщения о пожаре на борту вертолета выдаются, кроме того, автоматически на вход радиостанции Р-860 для передачи на наземный командный пункт.

Аппаратура РИ-65 обеспечивает выдачу на телефоны членов экипажа следующих речевых сообщений (не более 16 речевых сообщений выдает один блок РИ-65-10):

- «Борт № . . . Пожар в отсеке левого двигателя»;
- «Борт № . . . Пожар в отсеке правого двигателя»;
- «Борт № . . . Пожар в отсеке обогревателя»;
- «Отказал левый генератор постоянного тока»;
- «Отказал правый генератор постоянного тока»;
- «Аварийный остаток топлива»;
- «Велика температура газов левого двигателя»;
- «Велика температура газов правого двигателя»;
- «Отказала основная гидросистема»;
- «Отказали насосы расходного бака»;
- «Отказали насосы основных топливных баков»;
- «Обледенение»;
- «Отказал генератор переменного тока»;
- «РИ-65 исправен».

В комплект аппаратуры РИ-65 входят:

- аппарат речевых сообщений (блок РИ-65-10);
- пульт дистанционного управления (блок РИ-65-20).

Кроме того, в систему РИ-65 на вертолете введено сигнальное табло ВКЛЮЧИ РИ-65.

Питание аппаратуры РИ-65 осуществляется от бортовой сети +27 В.

8.20.9. Самолетное переговорное устройство СПУ-7

Самолетное переговорное устройство СПУ-7 предназначено для обеспечения внутривертолетной телефонной связи между членами экипажа, выхода на средства внешней радиосвязи, прослушивания сигналов по радиокompасам АРК-9 и АРК-У2 и выдачи в телефоны сигналов специального назначения от радиовысотомера РВ-3 при снижении ниже установленной высоты и речевого информатора РИ-65 об аварийных ситуациях на вертолете.

В комплект переговорного устройства СПУ-7 входят:

- усилитель У-2;
- два абонентских аппарата СПУ летчиков.

Кроме того, в хему СПУ на вертолете введены две дополнительные переговорные точки, выключатель ЛАРИНГ, переговорная точка бортового техника.

Питание СПУ-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.10. Аппаратура опознавания

В комплект аппаратуры опознавания входят:

- приемопередатчик;
- комплекты дополнительных блоков;
- пульт управления;
- выключатель РАБОЧИЙ — ЗАПАСНОЙ;
- выключатель «1—2» изделия 81;
- антенны 1, 2 и 3-го диапазонов.

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

8.20.10а. Изделие 6201

Назначение и порядок эксплуатации изделия 6201 изложены в Техническом описании и Инструкции по эксплуатации данного изделия.

Питание изделия 6201 осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В 400 Гц.

8.20.11. Радиостанция Р-828

Радиостанция Р-828 предназначена для обеспечения радиосвязью экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов, а при совместной работе с радиокompасом АРК-У2 — для привода вертолета на наземные радиостанции. Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 20—59,975 МГц. Пульт управления радиостанции позволяет осуществлять выбор любой из 10 заранее настроенных частот.

Дальность двусторонней радиосвязи при работе с наземной радиостанцией Р-111 составляет не менее 70 км на высоте полета 1000 м, а на высоте полета 100 м — около 40 км.

Дальность действия радиокompаса АРК-У2 при совместной работе с радиостанцией Р-828 составляет 40—50 км на высоте полета вертолета 1000 м, а на высоте полета 100 м — 15—25 км. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.12. МВ-ДМВ радиостанция Р-863

МВ-ДМВ радиостанция Р-863 предназначена для обеспечения беспойсковой и бесподстроечной телефонной радиосвязью экипажа вертолета в пределах прямой видимости с наземными командными пунктами и между вертолетами в полете.

Диапазон рабочих частот радиостанции составляет в МВ диапазоне 100—149,975 МГц, в ДМВ диапазоне — 220—399,975 МГц. Пульт управления позволяет выбрать в полете любой из 20 заранее настроенных каналов связи. Радиостанция Р-863 работает на широкополосную МВ-ДМВ антенну АШВ-75, установленную на хвостовой балке.

Радиостанция может работать в режимах амплитудной и частотной модуляции. Выбор режима производится переключателем АМ-ЧМ.

В комплект радиостанции Р-863 входят:

- приемник-возбудитель;
- передатчик;
- блок согласования;
- пульт управления с запоминающим устройством.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

Кроме того, в схему СПУ на вертолете введены две дополнительные переговорные точки, выключатель ЛАРИНГ, переговорная точка бортового техника.

Питание СПУ-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

8.20.10. Аппаратура опознавания

В комплект аппаратуры опознавания входят:

- приемопередатчик;
- комплекты дополнительных блоков;
- пульт управления;
- выключатель РАБОЧИЙ — ЗАПАСНОЙ;
- выключатель «1—2» изделия 81;
- антенны 1, 2 и 3-го диапазонов.

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

8.20.11. Радиостанция „Эвкалипт-М24”

Радиостанция „Эвкалипт-М24” предназначена для обеспечения радиосвязью экипажей вертолетов с пунктами управления сухопутных войск, а при ее сопряжении с радиокompасом АРК-У2 — для привода вертолетов на наземные радиостанции. Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 20—59, 975 мГц. Радиостанция позволяет выбрать в полете любой из 10 заранее настроенных каналов в пределах рабочего диапазона частот.

Дальность двусторонней радиосвязи при работе с наземной радиостанцией Р-111 составляет не менее 70 км на высоте полета 1000 м, а на высоте полета 100 м — порядка 40 км.

Дальность действия радиокompаса АРК-У2, сопряженного с радиостанцией „Эвкалипт-М24”, при работе с наземной радиостанцией Р-111 составляет 40—50 км на высоте полета вертолета 1000 м, а на высоте полета 100 м — 15÷25 км.

В комплект радиостанции „Эвкалипт-М24” входят:

- приемопередатчик;
- пульт управления;
- антенное согласующее устройство;
- фазовый датчик;
- блок управления антенным согласующим устройством;
- блок сопряжения с АРК-У2.

На вертолете радиостанция работает в комплекте с антенной НИПВ. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

Раздел 9

**ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ
И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА**

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
9.1. Аэродинамические особенности вертолета . . .	307
9.2. Основные летные характеристики вертолета .	310
9.3. Особенности управления вертолетом . . .	313
9.4. Балансировка вертолета	316
9.5. Особенности устойчивости вертолета . . .	328
9.6. Маневренность вертолета	331
9.7. Пояснение причин и смысла установленных в инструкции ограничений	336
9.8. Пояснение рекомендаций летчику по действиям в особых случаях в полете	338

9.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА

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

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

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

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

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

Пятилопастный несущий винт предназначен для создания подъемной силы и тяги, необходимой для осуществления поступательного полета вертолета. Кроме того, с помощью несущего винта производится управление вертолетом относительно продольной и поперечной осей. Лопасты имеют прямоугольную форму в плане.

Воздушный рулевой винт, установленный на вертолете, предназначен для уравнивания реактивного момента несущего винта и для путевого управления вертолетом.

Винт трехлопастный, толкающий, изменяемого в полете шага. Вращение винта осуществляется от главного редуктора через трансмиссию. Изменение шага винта осуществляется движением педалей ножного управления из кабины экипажа.

На вертолете установлены два газотурбинных двигателя ТВ2-117А, которые посредством двухступенчатых свободных турбин передают мощность на вал главного редуктора. Двигатели расположены над кабиной перед главным редуктором.

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

Все перечисленные особенности вертолета Ми-8 обуславливают его аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость.

9.1.1. Потребная мощность для горизонтального полета

Потребная мощность для горизонтального полета вертолета существенно зависит от скорости полета. Наибольшая мощность требуется при отсутствии поступательной скорости (при висении вертолета вне зоны влияния воздушной подушки), а также в горизонтальном полете на максимальной скорости.

С появлением поступательной скорости величина потребной мощности для горизонтального полета уменьшается. При этом уменьшение потребной мощности происходит до той скорости горизонтального полета, с которой затраты мощности на преодоление лобового сопротивления вертолета будет увеличиваться быстрее, чем будут уменьшаться затраты мощности на создание силы тяги несущего винта (индуктивной мощности).

Такой характер изменения мощности объясняется тем, что при увеличении скорости полета растет количество воздуха, проходящего через винт, что приводит к уменьшению индуктивной мощности, идущей на создание тяги винта, которая в установившемся горизонтальном полете уравнивает вес вертолета и его вредное сопротивление (сопротивление фюзеляжа, шасси, втулки и др.).

Составляющая тяги винта, которая уравнивает вес вертолета, при изменении скорости полета практически не меняется. Составляющая же тяги, уравнивающая вредное сопротивление вертолета, с ростом скорости увеличивается.

Уменьшение индуктивной мощности при увеличении скорости полета приводит к уменьшению всей потребной для полета мощности. Это происходит до тех пор, пока рост затрат мощности на преодоление вредного сопротивления не превысит снижения затрат мощности, идущих на создание тяги винта, равной весу вертолета.

Для вертолета Ми-8Т минимальное значение потребной мощности для горизонтального полета находится в диапазоне скоростей 110—120 км/ч.

9.1.2. Тяга несущего винта

Свободная тяга, развиваемая несущим винтом вертолета на взлетном режиме работы двигателей (3000 л. с.) в стандартных атмосферных условиях на уровне моря при

штиле, составляет 10800 кгс. Зависимость тяги несущего винта на взлетном режиме работы двигателей от высоты висения вертолета над поверхностью площадки, расположенной на уровне моря, показана на графике рис. 9.1.

Из графика на рис. 9.1 видно, что при взлетном весе 11100 кгс вертолет при использовании взлетной мощности двигателей висит на высоте 8 м.

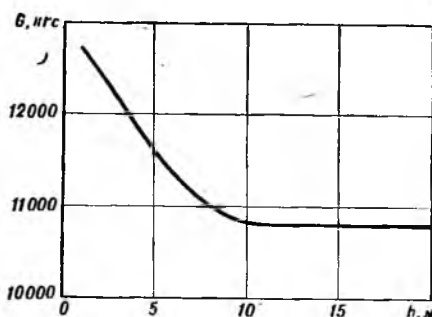


Рис. 9.1. Зависимость тяги несущего винта на взлетном режиме работы двигателей от высоты висения вертолета от площадки до колес шасси

Максимальная тяга, развиваемая несущим винтом при висении вертолета на высоте 3 м над поверхностью площадки, составляет 12200 кгс.

Тяга несущего винта сильно изменяется от изменений атмосферных условий и зависит от температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра и барометрического давления на высоте площадки.

Зависимость тяги от указанных параметров использована при отработке номограмм для определения предельных полетных весов вертолета, которые приведены на рис. 1.1 и 1.2.

Кроме того, тяга несущего винта зависит от фактической мощности двигателей, которая в процессе эксплуатации (выработки ресурса) изменяется. Тяга при этом может уменьшаться на 200—300 кгс и увеличиваться до 150 кгс.

Поэтому для проверки соответствия фактической тяги несущего винта предельному весу вертолета, определенному по номограмме на рис. 1.2, в каждом конкретном случае перед взлетом производить контрольное висение, высота которого над поверхностью должна составлять 3 м на площадках, расположенных на высотах до 3000 м, и не менее 4 м на площадках, расположенных на высотах более 3000 м.

Высота контрольного висения с предельным весом, определенным по номограмме на рис. 1.1, во всех случаях должна составлять не менее 10 м.

9.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

Поляра несущего винта вертолета на режиме висения приведена на рис. 9.2. На рис. 9.3 приведены значения максимальной и минимальной скоростей горизонтального полета, а также наивыгоднейшей скорости набора высоты и экономической скорости полета вертолета в зависимости от высоты полета и взлетного веса. Минимальная скорость до высоты 3000 м составляет 60 км/ч, максимальная скорость до высоты 1000 м равна 250 км/ч для вертолета с нормальным полетным весом и 230 км/ч с максимальным полетным весом. Скорости уменьшаются с увеличением высоты полета до практического потолка. Наивыгоднейшие скорости набора высоты и экономические скорости составляют 120 км/ч у земли до высоты 4000 м и до 110—105 км/ч выше 4000 м.

Зависимости вертикальной скорости и времени набора от высоты и взлетного веса на номинальном режиме работы двигателей приведены на рис. 9.4. Вертикальная скорость набора высоты у земли составляет 5 м/с у вертолета с нормальным полетным весом и 4 м/с у вертолета с максимальным взлетным весом, а практический потолок соответственно равен 4500 и 4000 м.

Изменение практического потолка (максимальной высоты полета) вертолета с изменением температуры наружного воздуха и взлетного веса показано на рис. 9.5. При взлетном весе вертолета 9000 кгс максимальная высота полета составляет в стандартных условиях 6000 м. С увеличением температуры наружного воздуха на 10°С потолок (высота полета) вертолета снижается в среднем на 500 м в связи с уменьшением мощности двигателей.

Висения и полеты на малых высотах над местностью (препятствием) в целях обеспечения безопасности полета в случае отказа одного двигателя не рекомендуется производить в диапазоне высот и скоростей, указанных на рис. 9.6.

Аэродинамические поправки приемников воздушного давления приведены на рис. 9.7.

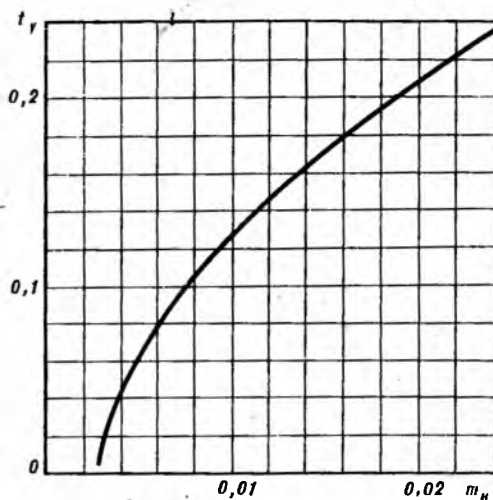


Рис. 9.2. Поляра несущего винта

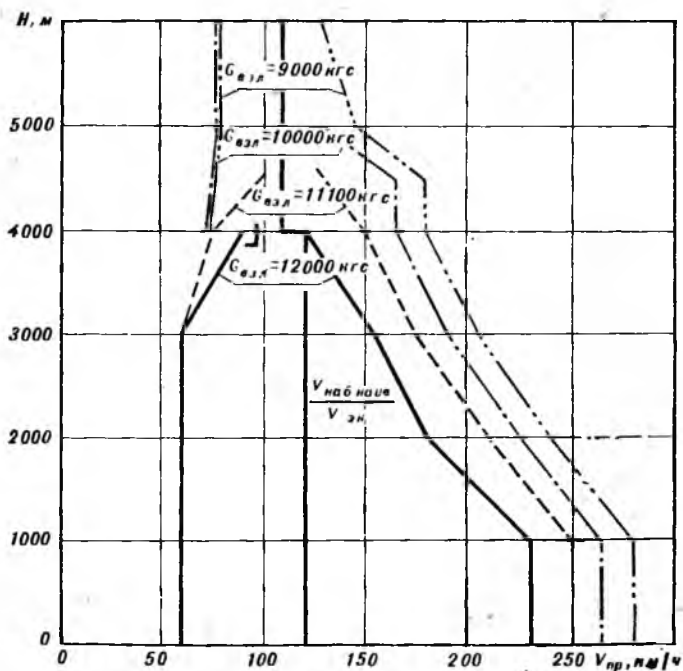


Рис. 9.3. Минимальные и максимальные скорости горизонтального полета, наивыгоднейшая и экономическая скорость в зависимости от высоты полета и взлетного веса

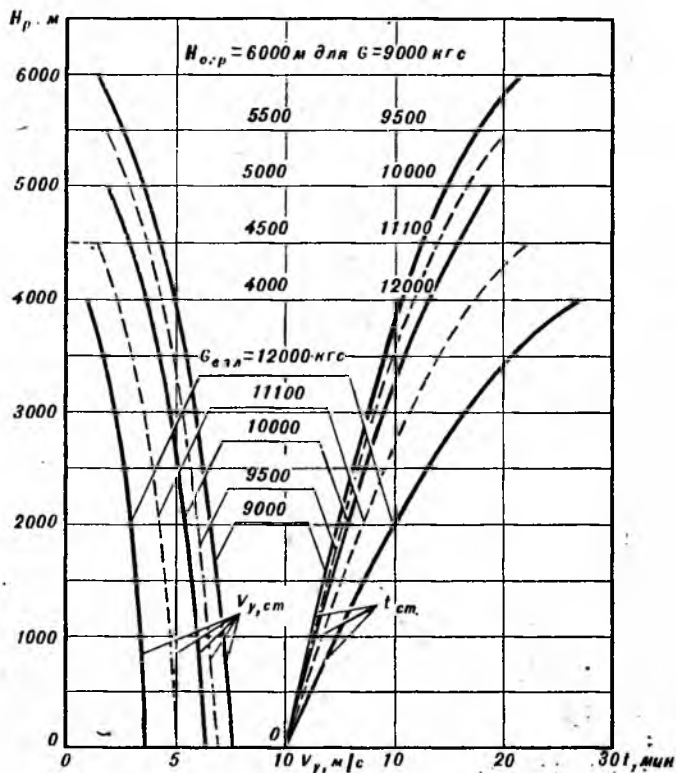


Рис. 9.4. Зависимость вертикальной скорости и времени набора от высоты и взлетного веса на номинальном режиме работы двигателей

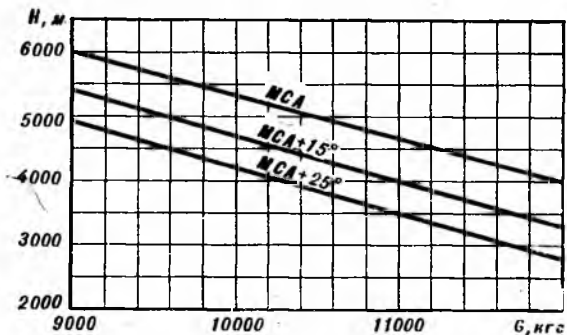


Рис. 9.5. Изменение практического потолка (максимальной высоты полета) вертолета с изменением температуры наружного воздуха и взлетного веса

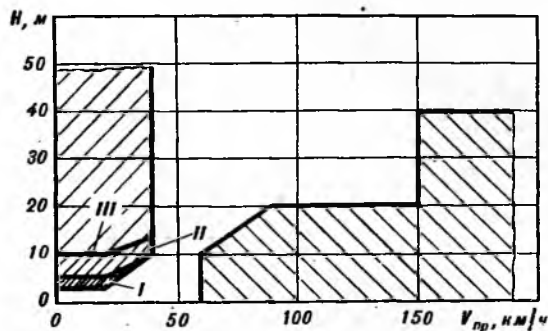


Рис. 9.6. Опасные зоны «высота — скорость» ограничения полетного веса при висениях и полетах на малой высоте у земли:

I — $G_{пол} = 11\,000 \div 12\,000$ кгс; II — $G_{пол} = 10\,000 \div 11\,000$ кгс;
III — $G_{пол} < 10\,000$ кгс.

Предупреждение. Следует избегать по возможности длительных полетов в заштрихованных зонах

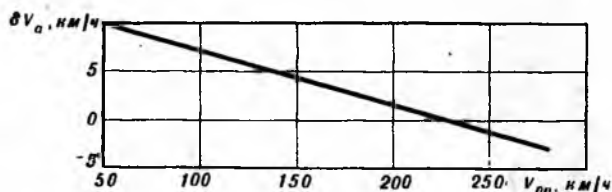


Рис. 9.7. Аэродинамические поправки приемников воздушного давления

9.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ

Управление вертолетом в полете осуществляется путем изменения сил и моментов, воздействующих на вертолет относительно трех его осей (рис. 9.8).

Продольное управление осуществляется продольным перемещением ручки управления циклическим шагом несущего винта. При этом изменяется циклический шаг и происходит соответствующий наклон равнодействующей R сил на несущем винте, что приводит к одновременному возникновению момента относительно поперечной оси $M_{прод}$ и силы H , направленной вдоль продольной оси.

Поперечное управление осуществляется отклонением ручки управления циклическим шагом несущего винта вбок. При этом происходит соответствующее изменение циклического шага и наклона равнодействующей R сил на

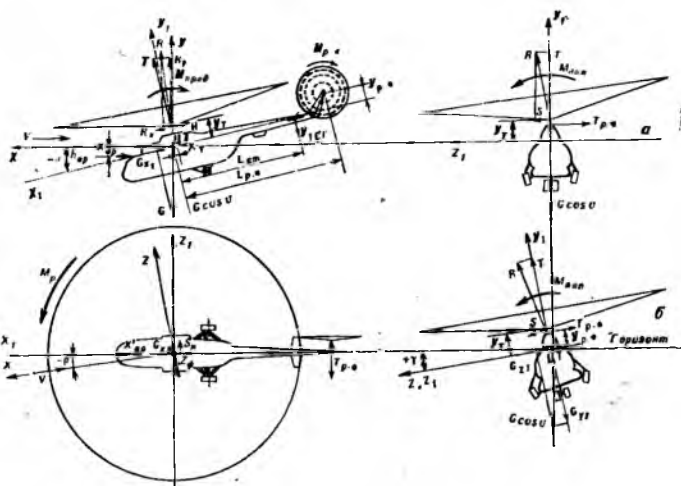


Рис. 9.8. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в установившемся горизонтальном полете:
 а — без крена (с левым скольжением); б — без скольжения (с правым креном)

несущем винте в поперечном направлении, в результате чего на вертолет начинают действовать момент относительно продольной оси $M_{\text{поп}}$ и боковая сила S , направленная вдоль поперечной оси.

Управление общим шагом несущего винта служит для изменения величины равнодействующей сил несущего винта. Оно осуществляется одновременным изменением угла установки всех его лопастей с помощью рычага общего шага.

При увеличении общего шага сила тяги несущего винта увеличивается, при этом на вертолет начинает действовать реактивный момент несущего винта (относительно вертикальной оси), направленный в сторону, противоположную направлению вращения винта.

Увеличивается и мощность, потребляемая несущим винтом при условии постоянства оборотов винта.

Поэтому на вертолете управление общим шагом связано с управлением силовой установкой.

Путевое управление осуществляется посредством изменения общего шага рулевого винта, связанного с отклонением педалей путевого управления.

При отклонении педалей изменяется сила тяги рулевого винта, что приводит к изменению момента, действующего на вертолет относительно вертикальной оси. Кроме путевого управления рулевой винт обеспечивает уравнивание реактивного момента несущего винта.

Отклонение ручки управления вперед и влево и правой педали вперед от нейтрального положения принято положительным.

Воздействуя с помощью указанных видов управления на величины сил и моментов, действующих на вертолет, летчик имеет возможность удерживать вертолет в желаемом положении на различных режимах полета. Управление циклическим и общим шагом несущего винта осуществляется с помощью автомата перекоса.

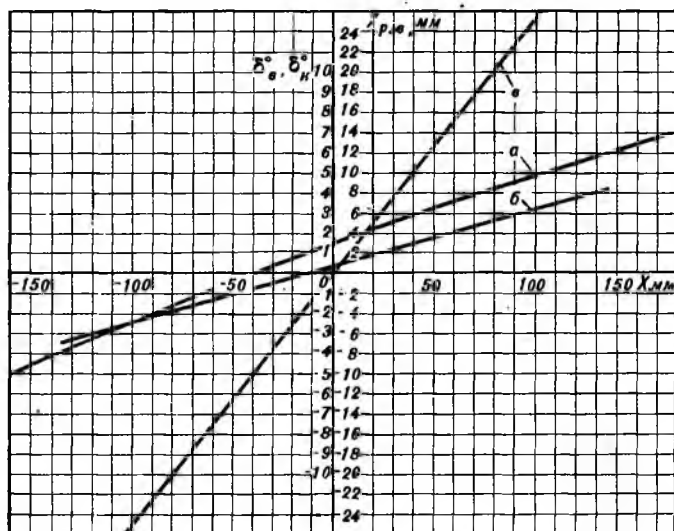


Рис. 9.9. Зависимость отклонения органов управления от хода ручки и педалей управления вертолета при выключенном автопилоте:

а — продольное отклонение автомата перекоса; б — поперечное отклонение автомата перекоса; в — ход штока рулевого винта

Кинематическая связь ручки управления с автоматом перекоса (рис. 9.9) выполнена таким образом, что нейтральному положению ручки соответствует отклонение кольца автомата перекоса вперед и влево, благодаря чему уменьшено отклонение ручки на крейсерских режимах полета. Аналогично нейтральному положению педалей соответствует положительный угол установки лопастей рулевого винта, что позволяет сохранять на крейсерском режиме полета близкое к нейтральному положение педалей. Все это снижает утомляемость летчика при длительных полетах на крейсерском режиме.

Поскольку управление осуществляется через необратимые гидроусилители, для создания нагрузок на рычагах управления в системе установлены загрузочные пружины. Жесткость пружин и сила трения электромагнитных тормозов автотриммеров подобраны таким образом, что при откате автотриммера в любом положении рычагов управления усилие управления не превышает 12 кгс на ручке управления и 20 кгс на педалях при полных их перекадках. Снятие усилий загрузочных механизмов производится практически мгновенно после нажатия кнопки автотриммера на ручке управления, с помощью которой включаются тормоза загрузочных механизмов.

В продольном управлении вертолета имеется гидравлический упор, создающий дополнительное усилие на ручке управления величиной 12 ± 4 кгс при отклонении ее назад на величину, соответствующую отклонению автомата перекаса назад на $2^\circ \pm 12'$. Гидроупор вступает в работу при обжатии амортизаторов низкого давления основных стоек шасси. Гидроупор предназначен для предупреждения летчика о дальнейшем небезопасном отклонении ручки управления назад при посадке или рулении вертолета, которое может привести к удару лопастей несущего винта о хвостовую балку.

9.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА

9.4.1. Балансировка вертолета на земле

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

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

Восстанавливающими силами являются вертикальные составляющие реакции земли и при правильном действии летчика боковая составляющая силы тяги несущего винта.

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

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

На скользкой наклонной поверхности (лед, мокрая трава) при работе несущего винта возможно соскальзывание вертолета вбок. Опасность опрокидывания или соскальзывания вертолета увеличивается с увеличением тяги несущего винта.

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

При взлете с площадки, имеющей уклон, увеличение тяги от 60% взлетного веса до момента отрыва вертолета рекомендуется производить энергично, а при посадке энергично уменьшать общий шаг несущего винта, чтобы минимальное время находиться в условиях слабоустойчивого равновесия вертолета. При внезапном увеличении крена на земле, т. е. в начале опрокидывания, летчик должен энергично сбросить шаг несущего винта или быстро отделить вертолет от земли.

9.4.2. Особенности поведения вертолета при отделении его от грунта на взлете

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

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

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

Для парирования действия силы тяги рулевого винта летчик отклонением ручки вправо изменяет наклон силы тяги несущего винта так, чтобы ее боковая составляющая была направлена против силы тяги рулевого винта.

Так как ось вращения рулевого винта расположена ниже плоскости втулки несущего винта, то балансировка вертолета на режиме висения при симметричной загрузке кабины в поперечной плоскости возможна лишь при наличии правого крена, равного для вертолета Ми-8Т 2—2,5°.

Наличие правого крена — условие равновесия сил в поперечной плоскости, исключая боковое перемещение вертолета на режиме висения.

9.4.3. Балансировка вертолета в поступательном полете

Для того чтобы вертолет совершал установившийся прямолинейный полет в заданном направлении, летчик должен отклонением органов управления установить равновесие моментов и сил, действующих на вертолет в полете.

Уравновешивание моментов и сил, действующих на вертолет в установившемся полете, путем отклонения органов управления называется балансировкой вертолета. Отклонения органов управления, при которых выполняются условия равновесия (балансировки), называются *баланси- ровочными*.

Балансировку вертолета подразделяют на продольную, поперечную, путевую и представляют на графиках в виде баланси- ровочных кривых, выражающих зависимость баланси- ровочных отклонений органов управления от скорости и других параметров или условий полета.

Схема сил и моментов, действующих в установившемся прямолинейном горизонтальном полете, приведена на рис. 9.8. На этой же схеме показано расположение осей систем координат, применяемых при анализе условий баланси- ровки вертолета: связанной системы координат X_1 , Y_1 и Z_1 и скоростной системы координат.

В полете на вертолет действуют следующие силы и моменты:

G — вес вертолета;

R — полная аэродинамическая сила несущего винта;

$X_{вр}$ — сила вредного лобового сопротивления (фюзеляжа и других ненесущих частей вертолета);

$Z_{ф}$ — боковая составляющая силы сопротивления фюзеляжа в полете со скольжением;

$Y_{ст}$ — подъемная сила стабилизатора;

$T_{р. в}$ — сила тяги рулевого винта;

M_p — реактивный момент от вращения несущего винта;

$M_{р. в}$ — реактивный момент от вращения рулевого винта;

$M_{\text{прод}}$, $M_{\text{поп}}$ — продольный и поперечный моменты на втулке несущего винта от разноса горизонтальных шарниров (возникают пропорционально отклонению вектора силы R от оси несущего винта). При анализе условий балансировки действующие силы заменяют их проекциями на направления осей применяемых систем координат, как показано на рис. 9.8.

R_x , R_y — проекции силы R на направления осей X , Y скоростной системы координат;

H , T , S — проекции силы R на направления осей X_1 , Y_1 , Z_1 связанной системы координат;

$X'_{\text{вр}}$ — проекция силы $X_{\text{вр}}$ на связанную ось X_1 ;

$G_{x_1} = G \sin \vartheta$ — проекция силы веса на связанную ось X_1 ;

$G_{y_1} = G \cos \vartheta \cos \gamma$ — проекция силы веса на связанную ось Y_1 ;

$G_{z_1} = G \cos \vartheta \sin \gamma$ — проекция силы веса на связанную ось Z_1 .

Условия равновесия моментов чаще рассматриваются в связанной системе координат. Условия равновесия сил могут рассматриваться как в связанной, так и в скоростной системе координат в зависимости от наглядности их применения.

9.4.4. Продольная балансировка и изменение ее по скорости

Условиями продольной балансировки являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной поперечной оси координат Z_1 и равенство нулю сумм проекций сил на оси Y и X скоростной системы координат.

Для горизонтального полета (рис. 9.8) эти условия имеют вид

$$R_y - G = 0;$$

$$R_x - X_{\text{вр}} = 0;$$

$$(HY_T + M_{\text{прод}}) + M_{\text{р. в}} + Y_{\text{ст}}L_{\text{ст}} - TX_T - X_{\text{вр}}h_{\text{вр}} = 0.$$

При выполнении продольной балансировки в полете на заданной скорости летчик действует рычагом «шаг-газ» и продольным отклонением ручки управления. Рычагом «шаг-газ» устанавливается необходимая величина силы R , а продольным отклонением ручки управления — ее наклон (вперед или назад), необходимый для выполнения условий балансировки на заданном режиме полета. Однако наклоном силы R только от ручки управления выполнить одновременно условия равновесия моментов и условия равно-

весия сил без изменения угла тангажа вертолета практически невозможно. Поэтому в процессе выполнения балансировки балансировочное отклонение ручки управления определяется выполнением условия равновесия моментов, а окончательное выполнение условия равновесия сил происходит путем соответствующего изменения угла тангажа вертолета.

При продольном отклонении ручки управления момент от силы T , равный TX_T , меняется очень мало, и поэтому можно считать, что выполнение условия равновесия моментов на заданном режиме полета происходит в основном за счет изменения момента $HU_T + M_{\text{прод.}}$

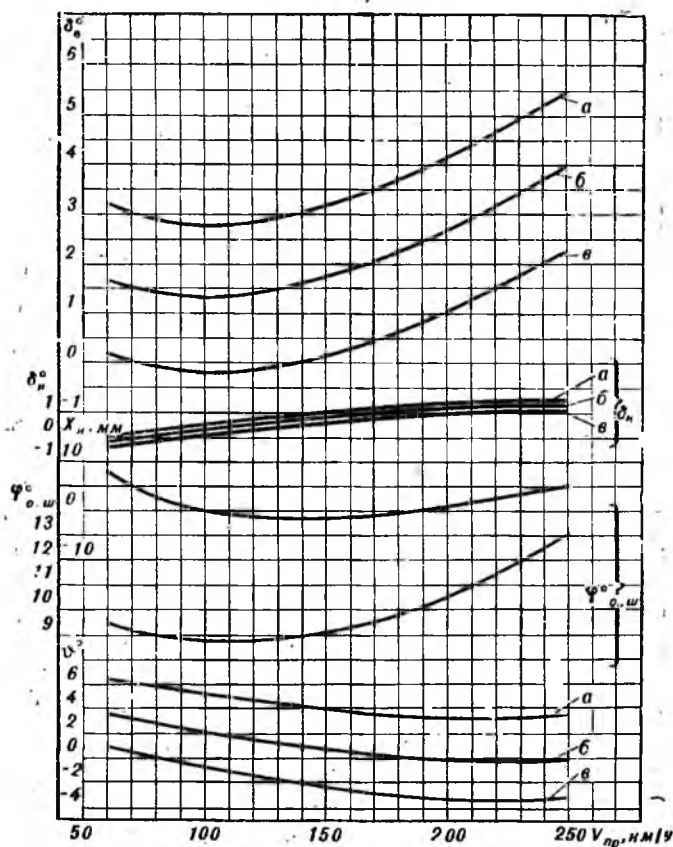


Рис. 9.10. Балансировочные кривые вертолета по скорости прямолинейного горизонтального полета:
центровки: а — минус 95 мм (задняя); б — 140 мм (средняя); в — 370 мм (передняя)

На графиках продольную балансировку представляют балансировочными кривыми продольного наклона автомата перекоса δ_v° , общего шага $\varphi_{o.m}^\circ$ и угла тангажа θ° для различных режимов и условий полета. (рис. 9.10 и 9.11).

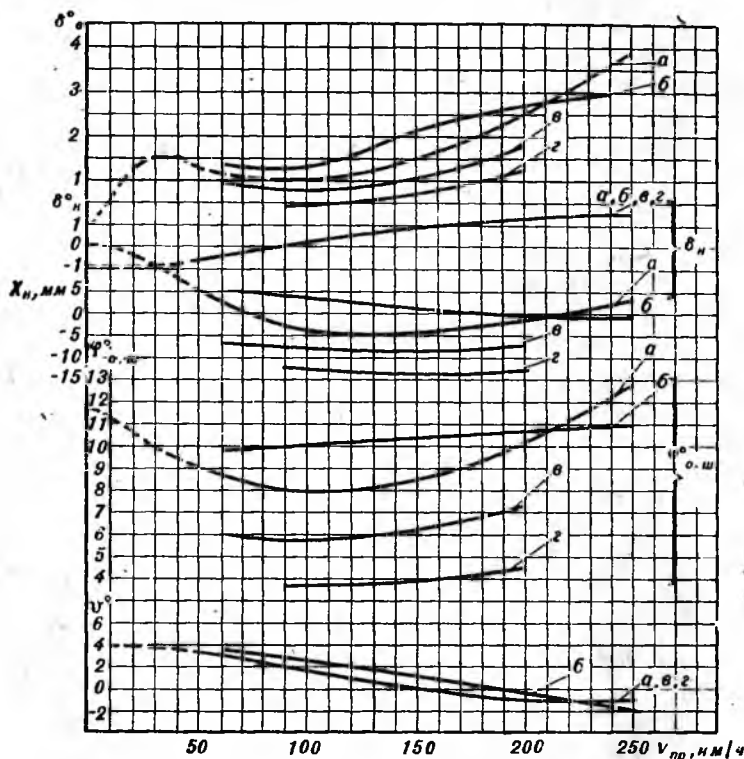


Рис. 9.11. Балансировочные кривые вертолета по скорости для различных режимов прямолинейного полета; нормальный вес, $X_T = 140$ мм:

а — горизонтальный полет; б — номинальный режим двигателей; в — моторное планирование $V_H = 5$ м/с; г — самовращение несущего винта

Отклонение автомата перекоса на 1° соответствует приблизительно 30 мм продольного хода ручки управления.

Углы тангажа на графиках приведены относительно строительной горизонтали (пола кабины) вертолета, так как в полете летчик ощущает именно этот тангаж.

Наиболее существенно продольная балансировка зависит от скорости полета и изменения продольной центровки.

На висении при отсутствии ветра продольное отклонение ручки управления и угол тангажа вертолета определяются в основном положением центра тяжести вертолета.

При смещении центра тяжести вертолета вдоль продольной оси, например, из заднего положения в переднее увеличится пикирующий момент от силы T , равный TX_T . Вертолет начнет опускаться и перемещаться вперед, так как при опускании носа вертолета нарушается равновесие продольных сил (увеличивается сила R_x).

В этом случае для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонить назад на такую величину, чтобы момент $HU_T + M_{\text{прод}}$ уравновесил момент от смещения центровки TX_T , а изменение при этом угла тангажа на пикирование установило равновесие продольных сил. При попутном ветре отклонение ручки управления назад еще более увеличивается.

На вертолете Ми-8Т изменение центровки на 100 мм изменяет продольный наклон автомата перекоса приблизительно на $0,5\text{--}0,7^\circ$ и угла тангажа на 2° практически во всем диапазоне скоростей полета.

С изменением скорости полета существенное изменение продольной балансировки имеет место в диапазоне скоростей от висения до $70\text{--}80$ км/ч по прибору (рис. 9.10 и 9.11).

При увеличении скорости от висения до $30\text{--}35$ км/ч по прибору наблюдается резкое увеличение суммарного продольного момента вертолета на кабрирование, и для балансировки вертолета необходимо существенно отклонять ручку управления вперед.

Максимальное балансировочное отклонение ручки управления вперед будет на скорости 40 км/ч.

При дальнейшем увеличении скорости от $40\text{--}45$ км/ч до $90\text{--}100$ км/ч по прибору величина кабрирующего момента уменьшается, и для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонять назад.

В диапазоне скоростей $100\text{--}130$ км/ч по прибору балансировочное положение ручки управления практически не изменяется.

При увеличении скорости более 120 км/ч по прибору балансировочное отклонение ручки управления вперед увеличивается и достигает своего наибольшего значения на максимальной скорости.

Такой характер отклонения ручки управления по скорости определяется в основном соотношением кабрирующих моментов от сил H и $Y_{\text{ст}}$ и пикирующего момента от силы $X_{\text{вр}}$.

Если преобладает увеличение кабрирующих моментов, то балансировочное отклонение ручки управления вперед увеличивается; если их соотношение не меняется, то не изменяется и отклонение ручки управления.

Угол тангажа вертолета определяется условием равновесия продольных сил и моментов. С увеличением скорости полета угол тангажа увеличивается на пикирование.

При переходе с одного режима полета к другому даже на одной скорости наблюдается разбалансировка вертолета в продольном направлении (рис. 9.11).

Наибольшая величина разбалансировки вертолета достигается при переходе с режима набора высоты на максимальной мощности двигателей к планированию на режиме самовращения несущего винта и наоборот, особенно на больших скоростях полета.

При переходе с режима горизонтального полета в набор высоты на скорости 120 км/ч требуется перемещение ручки управления на себя на величину $\Delta X_{\text{в}} = 15 \div 20$ мм.

При переходе с режима горизонтального полета на режим самовращения несущего винта на скорости полета 140 км/ч требуется отклонение ручки управления на себя на 30 мм.

Наличие груза на свободной внешней подвеске практически не влияет на продольную балансировку вертолета на всех режимах полета.

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

Запасы продольного управления имеют наименьшее значение «от себя» на режиме горизонтального полета с максимальной скоростью с предельно задней центровкой и «на себя» — на режиме висения с предельно передней центровкой при ветре сзади допустимой величины и составляют около пятой части полного диапазона отклонения продольного управления в ту и другую сторону.

9.4.5. Поперечная балансировка и изменение ее по скорости

Условием поперечной балансировки вертолета является равенство нулю суммы моментов относительно связанной продольной оси X_1 и равенство нулю суммы проекций сил на поперечную связанную ось координат Z_1 . Для горизонтального полета без крена (рис. 9.8) условия поперечной балансировки имеют вид

$$\begin{aligned}(SY_{\tau} + M_{\text{пол}}) - T_{\text{р. в}} Y_{\text{р. в}} &= 0; \\ S - T_{\text{р. в}} + Z_{\Phi} &= 0.\end{aligned}$$

При этом поперечным моментом от боковой силы фюзеляжа Z_{ϕ} обычно пренебрегают ввиду его относительной малости. В связи с тем что сила S расположена относительно центра тяжести на большем расстоянии, чем сила тяги рулевого винта $T_{p.v}$ и при этом еще действует поперечный момент несущего винта $M_{\text{пов}}$, то выполнить одновременно условие равновесия моментов и равновесие сил одним отклонением ручки управления без создания крена или скольжения не удастся.

Поэтому, выполняя поперечную балансировку, летчик поперечным отклонением ручки управления устанавливает такие величину и направление момента $(SY_T + M_{\text{пов}})$, чтобы уравновесить поперечный момент от силы тяги рулевого винта $T_{p.v}$ $Y_{p.v}$. При этом для выполнения условия равновесия поперечных сил он создает либо правый крен, либо левое скольжение. При левом скольжении создается боковая сила сопротивления Z_{ϕ} , а при правом крене — проекция силы веса G_{z_1} на ось Z_1 , которые и выполняют условие равновесия поперечных сил.

Изменение поперечной балансировки с ростом скорости полета оценивается по балансировочным отклонениям ручки управления (или автомата перекоса) в поперечном направлении на разных скоростях установившегося режима полета (рис. 9.10 и 9.11).

На висении вертолет балансируется только с правым креном до $2-2,5^\circ$ и при отклоненной вправо ручке управления. Наличие бокового ветра на висении меняет требуемое отклонение ручки управления — ветер слева уменьшает, а ветер справа увеличивает требуемое отклонение ручки управления вправо.

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

Такой характер изменения поперечного отклонения ручки управления по скорости обусловлен тем, что с увеличением скорости полета вектор аэродинамической силы несущего винта R отклоняется вправо и возникающий при этом поперечный момент $(SY_T + M_{\text{пов}})$ значительно больше, чем требуется для уравновешивания поперечного момента от силы тяги рулевого винта.

В режиме набора высоты требуемые отклонения ручки управления влево с ростом скорости полета практически такие же, как и в режиме горизонтального полета.

Максимальное отклонение ручки управления влево на вертолете Ми-8Т требуется при планировании на большой скорости на режиме самовращения несущего винта.

Таким образом, минимальный запас отклонений ручки управления вправо будет на висении при допустимом ветре справа, а влево — на планировании при работе несущего винта на режиме самовращения. Запасы поперечного управления в этих случаях достаточные.

Рассмотренные особенности поперечной балансировки относились к полету с симметричной поперечной центровкой, т. е. при $Z_T = 0$.

Однако возможны случаи, когда вследствие несимметричной загрузки центровка будет смещена вправо или влево от продольной плоскости вертолета. В этом случае условие равновесия поперечных моментов будет иметь вид

$$(SY_T + M_{\text{поп}}) - T_{p.v} Y_{p.v} \pm TZ_T = 0,$$

т. е. добавляется поперечный момент от силы T , равный TZ_T .

При смещении центровки к правому борту ($+Z_T$) отклонения ручки управления вправо будут уменьшаться, так как уравнивание поперечного момента от тяги рулевого винта в этом случае будет осуществлено также и за счет момента поперечной асимметрии. При этом величина силы S уменьшается и для выполнения условия равновесия поперечных сил углы крена вправо или скольжения влево будут больше, чем в полете с симметричной поперечной загрузкой.

При смещении центра тяжести вертолета к левому борту, наоборот, отклонение ручки управления вправо увеличивается, а углы крена вправо или скольжения влево будут меньше.

В этом случае на отдельных режимах возможен прямолинейный полет вертолета без крена и скольжения.

Поэтому в случае невозможности симметричного расположения грузов в грузовой кабине рекомендуется располагать их в сторону левого борта в пределах установленного ограничения.

9.4.6. Путевая балансировка и изменение ее по скорости

Путевая балансировка вертолета достигается при условии равенства нулю суммы моментов относительно связанной вертикальной оси координат Y_1 .

Для горизонтального полета со скольжением (рис. 9.8) условие путевой балансировки имеет вид

$$M_p - T_{p.в} L_{p.в} \pm Z_\phi X_\phi + S X_\tau = 0 \quad (X_\phi \approx 0).$$

Суммарный момент от сил Z_ϕ и S очень мал по сравнению с моментом от силы $T_{p.в}$, поэтому условие путевой балансировки можно рассмотреть в виде

$$M_p - T_{p.в} L_{p.в} = 0.$$

Путевая балансировка выполняется изменением силы тяги рулевого винта $T_{p.в}$ при отклонении педалей путевого управления. Величина балансирующего значения хода штока рулевого винта, а соответственно и отклонение педалей путевого управления будут зависеть от тех же параметров и условий полета, от которых зависят значения M_p и $T_{p.в}$.

Учитывая, что

$$M_p = 716,2 \frac{N_{дв}}{n_{н.в}},$$

а $T_{p.в}$ в полете без скольжения пропорциональна величине шага рулевого винта (хода штока рулевого винта), плотности воздуха ρ и квадрату частоты вращения несущего винта $n_{н.в}$, зависимость X_n на данной скорости для качественного анализа можно представить в виде

$$X_n = \frac{1}{K} \frac{N_{дв}}{\rho n_{н.в}^3},$$

где K — коэффициент влияния скорости полета на тягу рулевого винта. С увеличением скорости полета значение K увеличивается.

Наибольшая величина хода штока рулевого винта, а следовательно, и правой педали вперед имеет место на режиме висения, где потребная мощность двигателей наибольшая (рис. 9.11).

С переходом к горизонтальному полету и с ростом скорости потребная мощность двигателей уменьшается примерно до $V_{кр} = 110 \div 120$ км/ч, а с дальнейшим увеличением скорости горизонтального полета начинает возрастать. Примерно так же изменяются с ростом скорости реактивный момент несущего винта и потребное отклонение педалей для путевой балансировки. Однако из-за увеличения эффективности рулевого винта с ростом скорости полета наименьшее потребное отклонение правой педали в горизонтальном полете наблюдается не на скоростях 110—

120 км/ч, а на скоростях 170—180 км/ч. С дальнейшим увеличением скорости потребное отклонение правой педали вперед увеличивается.

При наборе высоты потребные отклонения правой педали вперед больше, чем в горизонтальном полете на той же скорости, из-за большей потребной мощности.

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

Отклонение педалей в эксплуатационном диапазоне скоростей планирования на режиме самовращения несущего винта практически не изменяется. При переходе с режима горизонтального полета в режим набора высоты на $V_{пр} = 120$ км/ч требуется отклонить правую педаль на 25 мм, а на режим самовращения несущего винта при $V_{пр} = 140$ км/ч — левую педаль вперед на 25 мм от соответствующего балансирующего положения педалей в горизонтальном полете.

Изменение продольной центровки вертолета практически не оказывает влияния на путевую балансировку.

Минимальные запасы путевого управления имеют место на висении с максимальным взлетным весом и планировании на режиме самовращения несущего винта.

Для обеспечения достаточных запасов путевого управления по правой педали на режимах висения взлетный вес вертолета уменьшается на величину поправки, определенную по номограммам на рис. 1.1 и 1.2.

Необходимо иметь в виду, что рассмотренные особенности продольной, поперечной и путевого балансировки вертолета наиболее заметно проявляются при выполнении переходных режимов полета: на взлете и посадке, разгоне и торможении в горизонтальном полете, переходе с моторного полета на режим самовращения несущего винта.

9.4.7. Балансировка вертолета на виражах, спиралях и координированных скольжениях

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

Поперечная и путевая балансировка на спиральях изменяются незначительно.

Режимы координированных скольжений в летной эксплуатации вертолета применяются в отдельных случаях.

Примерами применения режимов координированного скольжения могут служить: прямолинейный полет с откатыванием путевого управления, висение над заданной точкой с определенным курсом при наличии бокового ветра, перемещения вбок.

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

Условиями боковой балансировки вертолета являются равновесие моментов относительно вертикальной и продольной осей и равновесие проекции сил на поперечную ось: $\Sigma M_y = 0$; $\Sigma M_x = 0$; $\Sigma Z = 0$.

Сумма моментов ΣM_y состоит из следующих слагаемых: реактивного момента несущего винта M_p , момента, создаваемого рулевым винтом $M_{y.p.v.}$, момента планера $M_{y.пл}$ (фюзеляж, киль, шасси).

Поэтому условие $\Sigma M_y = 0$ можно записать так:

$$M_p + M_{y.p.v.} + M_{y.пл} = 0.$$

Аналогично этому уравнения $\Sigma M_x = 0$ и $\Sigma Z = 0$ представим в виде

$$M_{x.n.v.} + M_{x.p.v.} + M_{x.пл} = 0;$$

$$Z_{n.v.} + T_{p.v.} + Z_{пл} + G \cos \vartheta \sin \gamma = 0.$$

Влияние угла скольжения на балансировку вертолета показано на рис. 9.12 и 9.13.

Вертолет Ми-8Т во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета имеет достаточно большую степень статической устойчивости по углу скольжения. При достаточно больших углах скольжения расход ручки в поперечном направлении на единицу угла крена при скольжении уменьшается и при крене 9—14° вертолет становится нейтральным в поперечном отношении.

9.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА

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

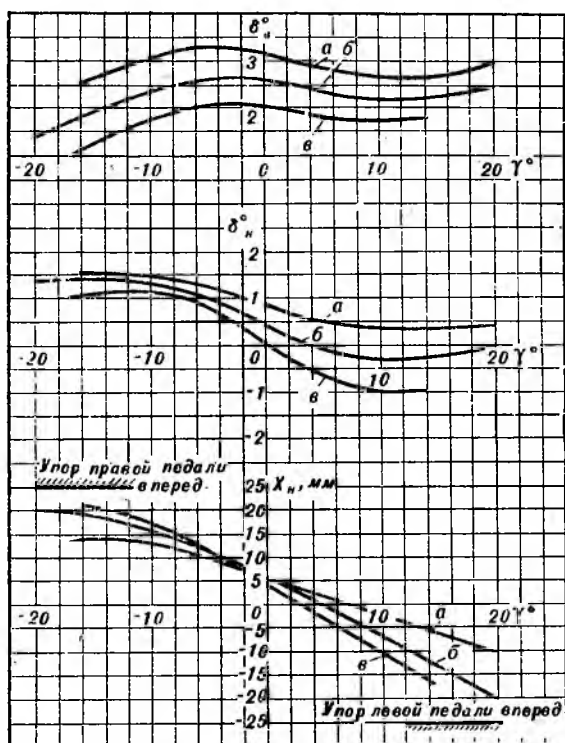


Рис. 9.12. Балансировочные кривые вертолета по углу крена при выполнении координированных скольжений из режимов горизонтального полета на различных скоростях; нормальный вес, $X_T = 140$ мм:

a — $V_{пр} = 220$ км/ч; *б* — $V_{пр} = 150$ км/ч; *в* — $V_{пр} = 100$ км/ч

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

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

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

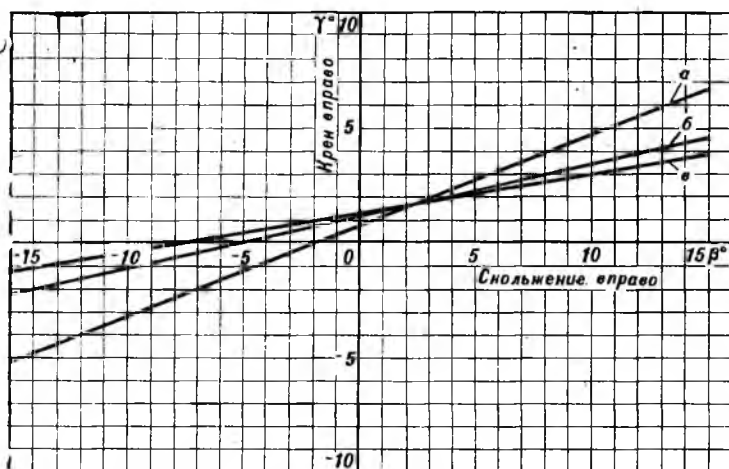


Рис. 9.13. Зависимость угла крена вертолета от угла скольжения из режимов горизонтального полета на различных скоростях:

а — $V_{пр}=220$ км/ч; б — $V_{пр}=150$ км/ч; в — $V_{пр}=100$ км/ч

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

Движение вертолета после возмущения имеет явно выраженный колебательный характер по скорости, углам крена и тангажа с переменной по времени амплитудой этих параметров.

Кроме того, наблюдается медленный аperiodический уход вертолета с режима. То есть, как и другие вертолеты, вертолет Ми-8Т не обладает динамической устойчивостью во всем диапазоне скоростей полета, в том числе и на висении. Вместе с тем степень динамической неустойчивости вертолета Ми-8Т вполне приемлемая, о чем говорит достаточно большое время полета вертолета с освобожденным управлением в спокойной атмосфере до достижения изменения угла крена на 10° как наиболее быстро меняющегося параметра.

Это время достигает две и более минуты в полете с выключенным автопилотом.

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

9.6. МАНЕВРЕННОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Способность вертолета изменять положение в пространстве, т. е. изменять скорость, высоту и направление полета, определяет его маневренность. Выполнение на вертолете пилотажа требует знания ряда особенностей, которые излагаются в данном разделе.

9.6.1. Разгон в горизонтальном полете

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

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

Для выполнения горизонтального разгона с предельным темпом летчик должен увеличить мощность двигателей до взлетной за время 9—10 с с одновременным увеличением угла тангажа на пикирование до 15—20°.

Особое внимание при этом необходимо обратить на обороты несущего винта, не допуская их выхода за допустимые минимальные значения.

В процессе дальнейшего разгона при постоянной мощности двигателей летчик выдерживает горизонтальный разгон соответствующим уменьшением угла тангажа на пикирование. Время разгона вертолета с предельным темпом в диапазоне скоростей 60—220 км/ч составляет 36—26 с. Максимальное возрастание скорости за секунду в среднем составляет 6—9 км/ч.

По мере увеличения скорости полета на разгоне проявляется тенденция вертолета к кренению вправо, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, что устраняется соответствующим отклонением ручки управления влево.

9.6.2. Торможение в горизонтальном полете

Для уменьшения скорости вертолета в горизонтальном полете необходимо увеличить угол тангажа и уменьшить шаг несущего винта. Это приведет к уменьшению пропульсивной силы и торможению.

Чем больше увеличение угла тангажа на кабрирование, тем больше потребное для горизонтального торможения уменьшение общего шага несущего винта и тем интенсивнее будет происходить торможение вертолета за счет возникновения продольной составляющей полной аэродинамической силы, совпадающей по направлению с силой вредного сопротивления.

Для выполнения интенсивного горизонтального торможения со скоростями, близких к максимальным, летчик должен увеличить угол тангажа на $10\text{--}15^\circ$ от исходного значения за время примерно $8\text{--}12$ с с одновременным уменьшением общего шага несущего винта для сохранения заданной высоты полета.

Уменьшение общего шага в этом случае может достигать $2,5\text{--}3^\circ$ по указателю.

Особое внимание при этом необходимо обратить на обороты несущего винта, не допуская их выхода за допустимые максимальные значения.

В процессе дальнейшего торможения летчик поддерживает постоянно высоту соответствующим изменением угла тангажа, а при подходе к минимальной скорости в конце торможения должен увеличить мощность двигателей и уменьшить угол тангажа. Среднее время горизонтального торможения вертолета от скорости 220 км/ч до 60 км/ч с предельным темпом может достигать 28 с.

На торможении по мере уменьшения скорости полета проявляется тенденция вертолета к кренению влево, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, которая парируется летчиком отклонением ручки управления вправо.

Направление полета поддерживается соответствующими отклонениями педалей.

9.6.3. Виразж

Вирази (развороты) выполняются в допустимом диапазоне скоростей полета с креном до 30° (табл. 2.6).

На скоростях полета менее 250 км/ч и на высотах до 1000 м разрешено выполнение неустановившихся виражей с креном до 45° при нормальном полетном весе. Максимальные углы крена ограничены из условия непревышения максимально допустимой перегрузки и сохранения достаточных запасов по срыву потока на лопастях несущего винта.

При выполнении форсированных виражей как с постоянным общим шагом, так и с уменьшением его в процессе разворота постоянно высота летчик поддерживает

ет увеличением вертикальной перегрузки, увеличивая угол атаки несущего винта отклонением ручки управления на себя по мере увеличения угла крена. При этом обороты несущего винта увеличиваются, а скорость полета в процессе разворота уменьшается.

Форсированный разворот на 180° с исходных скоростей 200—250 км/ч происходит:

- при постоянном положении общего шага винта — с уменьшением скорости при выполнении маневра на 10—45 км/ч за 17—38 с;

- при уменьшении общего шага — с уменьшением скорости на 40—100 км/ч за 17—27 с.

Наиболее энергичное уменьшение скорости полета и уменьшение оборотов несущего винта происходят при выполнении неуставившихся разворотов с уменьшением общего шага в процессе разворота. Увеличение оборотов несущего винта в этом случае происходит как путем увеличения угла атаки (вертикальной перегрузки), так и путем уменьшения общего шага и может достигать 99%, на что летчику необходимо обращать внимание. Более энергичное уменьшение скорости полета достигается за счет того, что положительный угол атаки несущего винта для получения той же самой вертикальной перегрузки в этом случае будет больше, чем на маневре с постоянным общим шагом. Угол атаки будет больше на величину, необходимую для компенсации снижения тяги несущего винта при уменьшении общего шага. Следовательно, получается большее сопротивление вертолета и большая по величине продольная составляющая полной аэродинамической силы несущего винта для торможения.

На неуставившемся вираже с уменьшением общего шага вследствие более энергичного уменьшения скорости заметнее проявляется тенденция к увеличению крена на левом вираже и к выходу из крена на правом, обусловленная особенностями изменения поперечной балансировки вертолета по скорости.

9.6.4. Горка

Горка выполняется в целях интенсивного набора высоты.

Летчик, выполняя горку, плавно берет ручку управления на себя, создавая необходимую для резкого изменения траектории полета перегрузку увеличением угла тангажа. При этом угол атаки несущего винта возрастает и момент сопротивления его вращению уменьшается. В результате

обороты несущего винта на входе в горку увеличиваются, но не превышают допустимых максимальных значений.

На вертолете горки выполняются только с помощью ручки управления при постоянном общем шаге во избежание создания чрезмерной нагрузки на лопасти несущего винта.

Максимально допустимая вертикальная перегрузка ограничена величиной 1,5 до высот 500 м, 1,4 в диапазоне высот 500—1000 м и 1,3 в диапазоне высот 1000—2000 м из условия недопущения чрезмерного повышения нагрузки в элементах несущего винта и системы управления.

В целях недопущения превышения вертикальных перегрузок более максимальных значений при выполнении горок введено ограничение: при вводе в горку максимальное увеличение угла тангажа не должно превышать 20° за время не менее 6—7 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При интенсивном выводе вертолета из горки перегрузка становится меньше единицы, при этом угол конусности лопастей несущего винта уменьшается и при последующем отклонении ручки управления на себя лопасти приближаются к хвостовой балке. Поэтому для обеспечения безопасных зазоров между лопастями и хвостовой балкой вертикальная перегрузка не должна падать ниже 0,5. Для обеспечения этого требования ручку управления следует перемещать так, чтобы в полете с постоянным общим шагом вертолет вышел в горизонтальный полет за время не менее 6 с.

9.6.5. Пикирование

Пикирование состоит из ввода, снижения по наклонной траектории с постоянным углом тангажа и вывода из пикирования.

Ввод в пикирование и вывод из него во всех случаях выполняются при постоянном общем шаге несущего винта.

В Инструкции под углом пикирования понимается величина изменения угла тангажа на пикирование от его значения перед вводом в горизонтальном полете.

При вводе вертолета в пикирование в конце выполнения пространственных маневров, например горки, разворота на горке с конечной скоростью менее 150 км/ч, отсчет величины изменения угла тангажа на пикирование (угла пикирования) затруднен, так как скорость полета и угол тангажа при их выполнении непрерывно изменяются. В этом случае угол пикирования определяется как угол тангажа по АГБ-ЗК. При этом значение угла тангажа на пи-

кирование должно быть не больше величин углов тангажа, указанных в табл. 4.3 для скорости менее 150 км/ч.

Ввод в пикирование выполняется плавно за время не менее 5—6 с при изменении угла тангажа от исходного на 20° . Этим обеспечивается ввод в пикирование с вертикальной перегрузкой не менее 0,5, что необходимо для обеспечения безопасного зазора между лопастями несущего винта и хвостовой балкой.

Максимальная скорость начала вывода из пикирования должна быть на 30 км/ч меньше допустимых скоростей, указанных в табл. 4.4, при изменении угла тангажа от исходного на 20° и на 15 км/ч меньше при изменении угла тангажа от исходного на 10° . Чтобы не допускать превышения указанных скоростей и вместе с тем обеспечить пикирование по прямолинейной траектории в течение не менее 5 с, скорость ввода в маневр с изменением угла тангажа на пикирование 20° не должна превышать 180 км/ч для высот до 1000 м, а с изменением угла тангажа 10° —220 км/ч для высот до 500 м (табл. 4.3).

Для вывода из пикирования допускается увеличение угла тангажа в сторону кабрирования до 10 — 15° , при этом время вывода должно быть не менее 8—9 с, вертикальная перегрузка на выводе при указанных условиях не превышает максимально допустимых значений.

9.6.6. Разворот на горке

Разворот на горке начинается выполнением горки со скоростей 180—220 км/ч. В разворот вертолет вводится при достижении скорости на горке не менее 120 км/ч. Ввод в разворот с меньших скоростей на горке не рекомендуется по той причине, что в процессе его выполнения скорость полета продолжает уменьшаться и может выйти за пределы минимально допустимой.

Разворот на горке выполняется практически координированно с малыми значениями поперечной перегрузки (углов скольжения) и представляет собой восходящую неустановившуюся спираль в конце горки с разворотом до 180° и выходом в горизонтальный полет в конце разворота.

При выполнении разворотов на горке также отмечается тенденция вертолета к увеличению угла крена при левом развороте и к уменьшению при правом, как и при выполнении неустановившихся виражей и разворотов.

В процессе выполнения как левого, так и правого разворота на горке вертолет достаточно устойчив и хорошо управляем.

9.7. ПОЯСНЕНИЕ ПРИЧИН И СМЫСЛА УСТАНОВЛЕННЫХ В ИНСТРУКЦИИ ОГРАНИЧЕНИИ

9.7.1. Обоснование ограничений минимальной и максимальной скоростей полета и рекомендуемого диапазона высот висения.

Минимальная скорость полета вертолета на высотах до 3000 м ограничена величиной 60 км/ч по следующим причинам:

- на меньших скоростях ненадежно работает указатель скорости, поскольку ПВД обдуваются потоком, сильно скошенным вниз под влиянием несущего винта;

- неустойчивые режимы снижения вертолета на скоростях полета от 0 до 60 км/ч с вертикальными скоростями более 4 м/с.

На высотах менее 200 м, когда возможна ориентировка относительно земли, в случае крайней необходимости допустим полет на меньших скоростях до висения. Однако это крайне нежелательно, так как при отказе одного и особенно двух двигателей посадка вертолета затруднена.

Полет на скоростях меньше минимальной и висение разрешаются на высотах до 10 м от поверхности площадки. При этом вес вертолета должен быть в пределах, обеспечивающих висение на заданной высоте в соответствии с номограммами, данными в Инструкции экипажу.

С высоты висения до 10 м в зависимости от полетного веса (рис. 2.2) в случае отказа одного двигателя на скоростях 0—20 км/ч при вмешательстве в управление практически сразу же после отказа двигателя и при наличии под вертолетом площадки, пригодной для вынужденной посадки с коротким пробегом (0—15 м), обеспечивается возможность выполнения посадки без поломки вертолета.

При скоростях полета от 60 до 90 км/ч на высотах до 20 м обеспечивается посадка перед собой. На скоростях 90—150 км/ч с высоты до 20 м возможна посадка с отворотом от препятствий, а при скоростях более 150 км/ч с высот до 40 м возможно выполнение посадки с разворотом на 180°.

На высотах более 3000 м минимальная скорость полета увеличивается с высотой, поскольку возрастает потребная мощность при полете на малых скоростях и на скорости меньше минимальной не обеспечивается горизонтальный полет при номинальном режиме работы двигателей.

Максимальные скорости полета на высотах более 1000 м ограничены из условий сохранения достаточных запасов

по скорости до режимов, на которых развивается срыв потока на конце отступающей лопасти.

Известно, что при полете с поступательной скоростью отступающая лопасть обтекается потоком с меньшей скоростью, чем наступающая. Однако из условий уравнивания вертолета по крену подъемная сила лопасти по азимутам приблизительно сохраняется. Поэтому в зоне меньших скоростей увеличиваются угол атаки сечений лопасти и коэффициент подъемной силы. С увеличением скорости полета указанное различие в условиях работы наступающей и отступающей лопастей несущего винта возрастает, на некоторой скорости полета угол атаки на конце отступающей лопасти достигает критического значения, и появляется срыв потока. Появление срыва потока приводит к резкому увеличению нагрузок в лонжероне лопасти и забустерной части управления несущим винтом, а также вибраций вертолета.

Средний угол атаки лопастей несущего винта увеличивается с увеличением веса вертолета и уменьшением плотности воздуха, т. е. с увеличением высоты полета и температуры наружного воздуха. Поскольку увеличение среднего угла атаки лопастей уменьшает запас до срыва потока, то с увеличением веса вертолета, высоты полета и температуры наружного воздуха уменьшается скорость полета, на которой возникает срыв.

Заданные Инструкцией экипажу максимальные скорости полета обеспечивают отсутствие срыва потока на всех установившихся режимах полета. В связи с уменьшением запасов до срыва потока с лопастей на больших высотах и больших скоростях полета нельзя допускать при этих условиях резких маневров.

9.7.2. Обоснование других ограничений

Взлетный вес ограничен величинами 11100 кгс (нормальный) и 12000 кгс (максимальный) из условий прочности агрегатов вертолета и обеспечения достаточных запасов по срыву потока на лопастях несущего винта при выполнении полета с максимальной скоростью и на маневрах.

Разрешенный взлетный вес в зависимости от техники взлета и метеоусловий уточняется по специальным программам, учитывающим тягу несущего винта и запасы путевого управления.

Максимальный вес груза в кабине ограничен из условий обеспечения прочности пола и условия получения взлетного веса не больше максимального.

Центровки вертолета ограничены из условий обеспечения необходимых запасов управления на всех режимах полета, а также из условий сохранения в допустимых пределах переменной составляющей изгибающего момента, действующего на вал несущего винта.

~~Максимальная скорость полета с полустыкнутыми стропами ограничена из условий обеспечения прочности узлов крепления стропок.~~

Минимальная высота и скорость полета над пересеченной местностью ограничены для исключения опасного воздействия воздушных течений на вертолет.

Максимальная угловая скорость разворота и скорость дачи правой педали при разворотах на висении ограничены из условий прочности трансмиссии рулевого винта и хвостовой балки.

Скорость ветра сбоку и сзади на режиме висения ограничена из условий обеспечения необходимых запасов управления.

Скорость ветра при раскрутке и остановке несущего винта ограничена в целях исключения ударов по упорам втулки несущего винта, а также исключения возможности ударов концов лопастей несущего винта по хвостовой балке.

Углы крена на вираже ограничены в целях ограничения перегрузки и сохранения достаточных запасов по срыву потока на лопастях несущего винта, а также для упрощения техники пилотирования.

Максимальные и минимальные обороты несущего винта ограничены из условий прочности главного редуктора.

Вес груза и взлетный вес вертолета с грузом на внешней подвеске ограничены из условий прочности подвески, а также для обеспечения необходимых запасов тяги несущего винта.

9.8. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИЙ ЛЕТЧИКУ ПО ДЕЙСТВИЯМ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

9.8.1. Отказ в полете одного двигателя

Вертолет с одним отказавшим двигателем и другим двигателем, работающим на взлетном режиме, может продолжать полет на режимах, указанных на рис. 9.14. Если при этом включена противообледенительная система двигателя, то вследствие снижения мощности двигателя при отборе от него воздуха вес вертолета, при котором возможен горизонтальный полет, уменьшается на 400—500 кгс.

Полет на одном двигателе нужно выполнять на скорости 120 км/ч, при которой потребная мощность мини-

мальна. В связи с тем что время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме ограничено 6 мин, а полет на номинальном режиме может происходить со снижением, после отказа одного двигателя необходимо подобрать площадку и выполнить посадку по-самолетному с одним работающим двигателем.

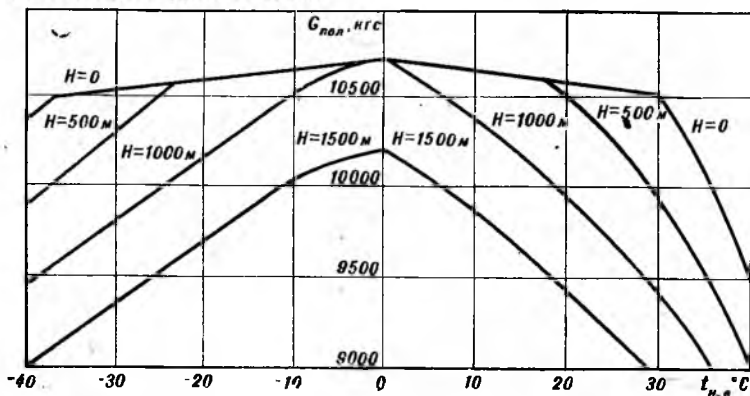


Рис. 9.14. Зависимость полетного веса вертолета от высоты полета и температуры наружного воздуха при отказе одного из двигателей и работе другого на взлетном режиме ($V_{\text{вп}} = 120 \text{ км/ч}$)

В случае невозможности произвести безопасную посадку в течение 6 мин работы двигателя на взлетном режиме использовать запас высоты и выполнять полет в течение 5 мин на номинальном режиме, после чего снова перевести двигатель на взлетный режим.

Если это окажется невозможным из-за рельефа местности, необходимо использовать вплоть до посадки повышенные режимы работающего двигателя.

9.8.2. Отказ в полете двух двигателей

В случае отказа в полете двух двигателей полет и посадка могут продолжаться только на режиме самовращения несущего винта.

Характеристика самовращения в виде зависимости вертикальной скорости от скорости полета приведена на рис. 9. 15. Согласно этой характеристике минимальная вертикальная скорость имеет место при скоростях полета 140—150 км/ч, а минимальный угол наклона траектории — на скоростях 180—190 км/ч. Поэтому при необходимости получить максимальный пройденный путь для обеспечения безопасной посадки необходимо планирование с высоты

2000 м выполнять на скорости 180—190 км/ч, если же задача получения максимальной дальности планирования не стоит, то скорость полета на режиме самовращения рекомендуется выдерживать равной 140 км/ч.

При переходе на режим самовращения после отказа двигателей необходимо иметь в виду следующие обстоятельства. Сразу же после отказа двигателей начинает быстро уменьшаться скорость вращения несущего винта и, если летчик промедлит с уменьшением общего шага, обороты несущего винта могут стать меньше минимально допустимых (89% по тахометру).

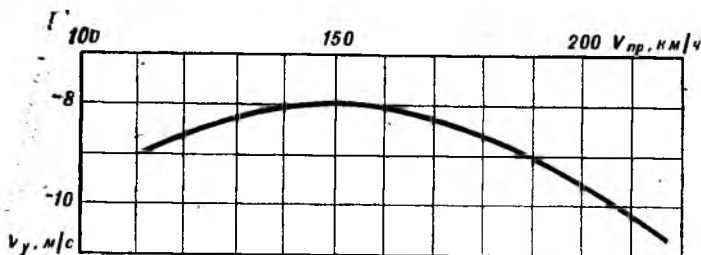


Рис. 9.15. Зависимость вертикальной скорости снижения от скорости полета вертолета на режиме самовращения несущего винта

После отказа двигателей пропадает реактивный момент несущего винта и вертолет разбалансируется в путевом отношении. Для восстановления балансировки необходимо дать левую ногу. Кроме того, после уменьшения общего шага ручку управления необходимо немного отклонить на себя.

В процессе планирования при положении ручки общего шага на нижнем упоре возможно возрастание оборотов несущего винта выше рекомендованных 92—95%, особенно при выполнении торможения путем отклонения ручки управления на себя. Для снижения оборотов несущего винта необходимо несколько увеличить общий шаг. Предпосадочное торможение рекомендуется выполнять плавно, постепенно увеличивая угол тангажа вертолета по мере уменьшения поступательной скорости. К концу торможения желательно иметь обороты несущего винта, близкие к верхнему пределу ограничений (103%), чтобы увеличить запас кинетической энергии винта, расходуемый при выравнивании вертолета и предпосадочном подрыве.

Наиболее сложной частью посадки с режима самовращения является правильная координация отклонения ручки управления от себя и увеличения общего шага, поскольку

ку слишком раннее выравнивание вертолета и подрыв ведут к израсходованию кинетической энергии винта до касания земли вертолетом и к последующему увеличению вертикальной скорости до момента приземления.

Слишком позднее выравнивание грозит разрушением хвостовой опоры, рулевого винта и хвостовой балки. Слишком поздний подрыв не позволяет полностью использовать кинетическую энергию несущего винта и погасить вертикальную скорость планирования.

Правильное выполнение посадки с режима самовращения позволяет приземлить вертолет с малой вертикальной и горизонтальной составляющими скорости, а обороты несущего винта в момент приземления могут снижаться до 70—75%.

9. 8. 3. Отказ путевого управления

Если в результате отказа путевого управления не изменяется шаг рулевого винта, а привод исправен, уравновешивание вертолета возможно:

а) путем изменения момента рыскания за счет скольжения вертолета (например, правое скольжение дает момент, разворачивающий вертолет вправо);

б) путем изменения реактивного момента несущего винта за счет изменения мощности двигателя (горизонтальной или вертикальной скорости полета).

При увеличении мощности двигателей вертолет разворачивается влево, при уменьшении — вправо.

Посадка вертолета выполняется по-самолетному.

Если в результате отказа путевого управления нарушен привод рулевого винта, то рулевой винт не может уравновесить реактивный момент несущего винта. Поэтому реактивный момент должен быть уменьшен за счет сброса общего шага и перевода двигателей на режим малого газа. Полет необходимо продолжить на режиме самовращения, балансируя вертолет в путевом отношении за счет скольжения и, если вертолет разворачивается вправо, за счет увеличения мощности двигателя. Посадку также необходимо выполнять с режима самовращения с поступательной скоростью.

9. 8. 4. Земной резонанс

Земной резонанс — это поперечные колебания вертолета на шасси при работающем несущем винте, сопровождающиеся отклонениями лопастей относительно вертикальных шарниров.

Колебания типа земного резонанса, как правило, отсутствуют на всех режимах эксплуатации вертолета на земле. Возникновению таких колебаний способствуют сильный начальный толчок, большое отклонение ручки управления от нейтральной, снижающее демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров, а также снижения демпфирования в стойках шасси при стоянке или пробеге на необжатых стойках шасси. Поэтому при появлении усиливающихся боковых колебаний вертолета на земле необходимо энергично сбросить общий шаг и убрать коррекцию, что приводит к обжатию основных стоек шасси, увеличению в них демпфирования и падению оборотов несущего винта; ручку управления нужно поставить в нейтральное положение, что приводит к увеличению демпфирования лопастей за счет действия демпферов, установленных на вертикальных шарнирах. Если колебания вертолета не прекращаются, необходимо выключить двигатели.

Генерал-майор авиации
С. ДЕДУХ

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

КОНТРОЛЬНАЯ КАРТА

Перед выруливанием (взлетом) и посадкой летчик-штурман по команде командира экипажа зачитывает соответствующий раздел карты по СПУ.

Члены экипажа проверяют и докладывают командиру экипажа о результатах проверки.

Командир экипажа контролирует доклады членов экипажа и для самоконтроля сообщает по СПУ результаты личной проверки.

Примечание. Карта не отменяет объема работ, подлежащего выполнению членам экипажа согласно Инструкции экипажу.

№ по пор.	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
Перед выруливанием			
1	Перекачивающие насосы	Включены	Бортовой техник
2	Авиагоризонты	Включены, разарретированы	Командир экипажа, летчик-штурман
3	Курсовая система	Включена, согласована	Летчик-штурман
4	Автопилот	Включен	Командир экипажа
5	Радиовысотомер	Включен, безопасная высота установлена	Командир экипажа
6	САРПП	Включен	Командир экипажа
7	АРК	Включен, настроен на ПРС... (ближнюю или дальнюю)	Летчик-штурман
8	Система опознавания	Включена, код выставлен	Командир экипажа
9	Обогрев ПВД (при $t_{н.в.} = +5^{\circ} \text{C}$ и ниже)	Включен	Летчик-штурман
10	Обогрев двигателей и ПОС вертолета (при $t_{н.в.} = +5^{\circ} \text{C}$ и ниже)	Включены	Бортовой техник
11	Фары (при полетах ночью)	Включены, отрегулированы	Командир экипажа
12	Освещение приборов и пультов (при полетах ночью)	Включено, отрегулировано	Командир экипажа, летчик-штурман
13	АНО, контурные и строевые огни, маяк (при полетах ночью)	Включены	Командир экипажа
14	Входная дверь	Закрыта, на стопоре	Бортовой техник

№ по пор.	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
Перед взлетом			
1	Авиагоризонты	Разарретированы	Командир экипажа, летчик-штурман
2	Показания приборов	Нормальные	Бортовой техник
3	Частота вращения НВ	Установлена 95 ± 2 , коррекция правая	Командир экипажа
4	Курсовая система	Согласована, курсозадатчик на МК взлета	Летчик-штурман
5	Направление и скорость ветра	Ветер спереди (слева, справа, сзади) ..., м/с	Летчик-штурман
Перед посадкой			
1	Давление аэрорама	Установлено	Командир экипажа, летчик-штурман
2	Полетная масса	Соответствует предельной (меньше предельной)	Летчик-штурман
3	Курс посадки	Установлен на ...	Летчик-штурман
4	АРК	Настроен на ПРС ... (ближнюю или дальнюю)	Летчик-штурман
5	Радиовысотомер	Безопасная высота установлена	Командир экипажа
6	Направление и скорость ветра	Спереди (слева, справа, сзади) ..., м/с	Летчик-штурман

ЛИСТ УЧЕТА ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

Номер временного изменения	Входящий № письма, гриф, и дата	Номера страниц	Дата введения	Дата аннулиро- вания	Подпись

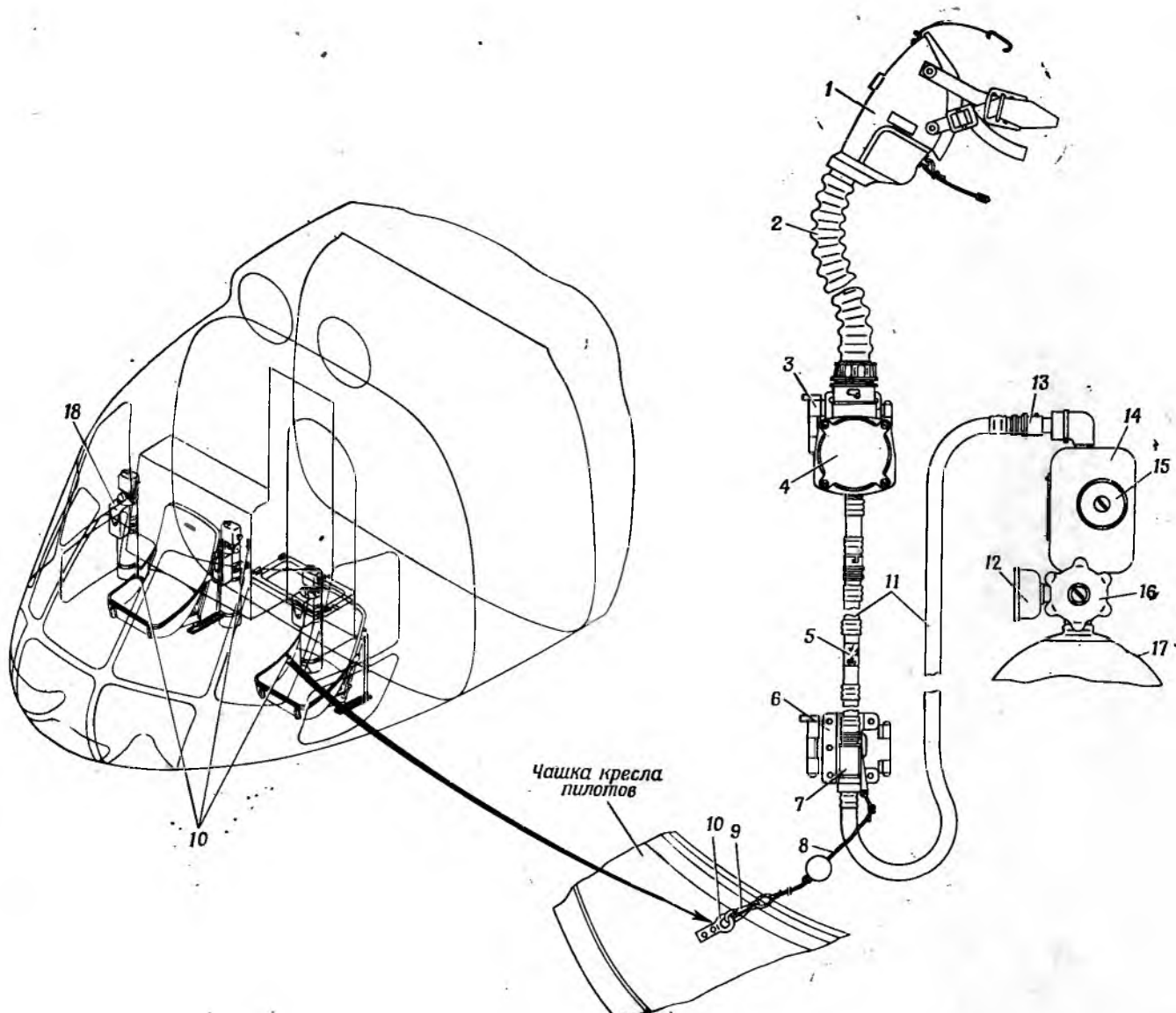


Рис. 8.9. Схема размещения кислородного оборудования:

1 — кислородная маска КМ-16Н; 2 — гофрированный шланг с байонетным замком; 3 — замок для крепления прибора КР-58; 4 — прибор кислородный КР-58; 5 — индикатор потока кислорода; 6 — вилка; 7 — разъем; 8 — шнур; 9 — карабин; 10 — скоба; 11 — реверсивное соединение; 12 — манометр; 13 — байонетное соединение; 14 — кислородный переносной прибор КР-21; 15 — вентиль аварийной подачи кислорода; 16 — запорный вентиль; 17 — кислородный баллон емкостью 7,5 л; 18 — карман для хранения кислородной маски КМ-16Н и прибора КР-58 в кабине летчиков