Р А З Д Е Л 6 ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ 227

6.1. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ 230
6.2. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА 236
6.3. ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ 239
6.4. НЕИСПРАВНОСТИ РЕДУКТОРОВ 241
6.5. НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ 242
6.5А. ВЫХОД ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400) 244
6.6. ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ 245
6.7. ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ 245
6.7А. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. ИЛИ СТРУЖКА ПР. ДВИГ. (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ СИГНАЛИЗАТОРОМ СТРУЖКИ СС-78 В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЕЙ) 245
6.8. НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ (ПОМПАЖ) 246
6.9. ОТКАЗ ОГРАНИЧИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ 246
6.10. ОТКАЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ (ПОДКАЧИВАЮЩЕГО И ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ) 247
6.11. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО ОСТАЛОСЬ 300 Л 248
6.11.А. ЗАЕДАНИЕ ПОПЛАВСКОГО КЛАПАНА В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ 248
6.12. ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ 249
6.13. ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ 250
6.13А. ПОРЫВ ДИАФРАГМЫ ОДНОГО ИЗ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ВЫПОЛНЕННОЙ ДОРАБОТКОЙ ПО РАЗДЕЛЕНИЮ ГАЗОВЫХ ПОЛОСТЕЙ СПАРЕННЫХ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ) 251
6.14. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС 251
6.15. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПРЕВЫШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА 252
6.15А САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВПРАВО ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ 252
6.15Б. ПОТЕРИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИ ПОЛЁТАХ В ОБЛАКАХ ИЛИ НОЧЬЮ 253
6.16. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НИЖЕ МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ 254
6.16.А. ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО 255
6.17. ПОЯВЛЕНИЕ НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ В ПОЛЕТЕ 256
6.18. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ 258
6.19. ОТКАЗ АВТОПИЛОТА 262
6.20. ОТКАЗ ЛЕВОГО АВИАГОРИЗОНТА 263
6.21. ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ 263
6.22. ОТКАЗ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА 263
6.23. ОТКАЗ ЛЕВОГО УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ 264
6.24. ОТКАЗ РАДИОСТАНЦИИ Р-860 265
6.25. ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-9 265
6.26. ПОТЕРЯ РАДИОСВЯЗИ 266
6.27. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ 266
6.28. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНЫХ УПОРОВ УПРАВЛЕНИЯ 267
6.28.А. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ ПО-ВЕРТОЛЁТНОМУ 267
6.29. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ ВЕРТОЛЕТА В ПОЛЁТЕ 270
6.30. ПРАВИЛА ВЫНУЖДЕННОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ 273
6.31.РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПРИВОДНИВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА 273

Р А З Д Е Л 7 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ 276

7.1. ПРОВЕРКА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ 276
7.2. ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ 280
7.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ 291
7.4. АСТРОКОМПАС 293
7.5. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН ВЕРТОЛЕТА 294
7.6. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА 295
7.7. ПРИМЕНЕНИЕ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15 296
7.8. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОГО УПОРА 297
7.9. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 298
7.10. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В 299

Р А З Д Е Л 8 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ 302

8.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА 302
8.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ 303
8.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА 309
8.4. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА 313
8.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА 319
8.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА 319
8.7. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ 325
8.8. СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ 326
8.9. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА 329
8.10. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ 329
8.11. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 332
8.12. САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 335
8.13. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА 335
8.14. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ 339
8.15. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО 343
8.16. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА 344
8.17. СИСТЕМА ЗАПУСКА 345
8.18. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ 346
8.19. ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ МАСЛОСИСТЕМ И ПОЯСНЕНИЕ СМЫСЛА УСТАНОВЛЕННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ 352
8.20. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ 354
8.21. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ 355
8.22. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 359
8.23. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 360
8.24. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 374
8.25. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12ДМ 378
8.25А. БЛОК СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400 379
8.26. РЕНТГЕНОМЕТР ДП-3А-1 379
8.27. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 380

Р А З Д Е Л 9 ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКА ПОЛЕТА 392

9.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА 392
9.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА 395
9.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ 399
9.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА 404
9.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА 418
9.6. МАНЕВРЕННОСТЬ ВЕРТОЛЕТА 419
9.7. ПРИЧИНЫ И СУЩНОСТЬ УСТАНОВЛЕННЫХ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА ОГРАНИЧЕНИИ 421
9.8. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТЧИКУ ПО ДЕЙСТВИЯМ ПРИ ОСОБЫХ

СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ 424
9.9. КОЛЕБАНИЯ ВЕРТОЛЕТА.....428
ПРИЛОЖЕНИЯ **430**

Р А З Д Е Л 6
ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

Во всех случаях при отказе авиационной техники в полете командир экипажа обязан доложить по радио руководителю полетов о случившемся и в зависимости от характера отказа, условий полета, располагаемого времени действовать, руководствуясь указаниями данного 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 двигателей и меньше скорость полета, тем больше разбалансировка вертолета);

—уменьшение оборотов турбокомпрессора и температуры газов остановившегося двигателя;

—увеличение оборотов турбокомпрессора работающего двигателя;

—уменьшение оборотов несущего винта.

6.1.2. Действия экипажа при отказе двигателя на высотах более 100 м:

—уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92 %;

—одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—разгоном или торможением установить скорость полета 120 км/ч;

—определить по показаниям приборов отказавший двигатель;

—подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;

—при достижении скорости полета 120 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет;

—установить рычагом шаг-газ работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;

—убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности выполнения горизонтального полета. Продолжить полет до ближайшего аэродрома или выбрать площадку и произвести посадку;

—для выполнения посадки уточнить полетный вес вертолета.

П р и м е ч а н и е. Полет с одним выключенным двигателем разрешается выполнять при работе второго двигателя на взлетном режиме в течение 6 мин. Допускается одноразовая (за ресурс) непрерывная работа на форсированном режиме до 60 мин, после чего двигатель подлежит замене.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запуск в полете отказавшего двигателя запрещается.

А. При полетном весе вертолета менее 12000 кгс необходимо:

—на глиссаде снижения режим полета выдерживать таким образом, чтобы значение скорости полета было на 20 км/ч больше значения текущей высоты до высоты 40 м;

—с высоты 40 м начать плавное торможение вертолета отклонением ручки управления на себя с таким расчетом, чтобы на высоте 5 м скорость составляла 40 км/ч при вертикальной скорости снижения 3—2 м/с;

—на высоте 7—5 м придать вертолету посадочное положение;

—с высоты 5—3 м произвести уменьшение вертикальной скорости путем увеличения общего шага с темпом 2— 4 °/с. При увеличении общего шага плавной дачей правой педали парировать разворот вертолета влево и ручкой управления выдерживать посадочный угол тангажа. В процессе увеличения общего шага не допускать падения оборотов несущего винта менее 88%;

—приземление произвести на скорости 30 км/ч;

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

—после опускания переднего колеса применить тормоза колес.

При полетном весе вертолета более 12 000 кгс необходимо учитывать следующие особенности:

—уменьшение скорости на глиссаде производить таким образом, чтобы скорость 70—60 км/ч сохранять до высоты 10—5 м;

—приземление производить на скорости 50 км/ч;

—перед приземлением особое внимание уделять сохранению оборотов несущего винта не менее 88%.

П р и м е ч а н и е. Если в момент отказа двигателя скорость была менее 120 км/ч и вертолет при разгоне до высоты 20—10 м не достиг скорости, обеспечивающей горизонтальный полет с одним работающим на форсированном режиме двигателем (см. табл. 6.1), перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано выше.

Т а б л и ц а 6.1

Зависимость скорости от веса вертолета и барометрической высоты полета

Высота (барометрическая), м	Скорость, км/ч, при полетном весе	
	нормальном	максимальном
500	55—190	95—155
1000	65—185	105—145
2000	85—165	—
3000	120—130	—

6.1.3. Действия экипажа при отказе двигателя на высоте ниже 100 м:

—уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;

—одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—перейти на торможение вертолета с набором высоты путем увеличения угла тангажа до 10—15^0, если скорость полета была более 120 км/ч;

—определить по показаниям приборов отказавший двигатель;

—подать команду бортовому технику закрыть кран останова и пожарный кран отказавшего двигателя;

—при достижении скорости 120 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет;

—установить рычагом шаг-газ работающему двигателю режим, на котором вертолет летит без снижения;

—убедиться в нормальной работе двигателя и в возможности

выполнения горизонтального полета;

—на установившейся скорости продолжить полет на аэродром посадки или выбрать площадку и произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

Если в момент отказа двигателя скорость полета менее 80 км/ч, необходимо:

—уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов несущего винта не менее 92%;

—одновременно соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—разгоном или торможением установить скорость полета 40—60 км/ч в зависимости от полетного веса вертолета;

—установить режим снижения с вертикальной скоростью не более 3—4 м/с;

—снижение производить на выбранную площадку;

—произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.4. Действия экипажа при отказе двигателя на висении,

А. При высоте висения до 3 м:

—не изменяя положения рычага шаг-газ, соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—немедленно с переходом на снижение отклонением рычага шаг-газ вверх уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолет от разворота и кренения;

—после приземления уменьшить общий шаг несущего винта до минимального, закрыть стоп-кран обоих двигателей;

—подать команду бортовому технику закрыть пожарные краны обоих двигателей.

Б. При высоте висения от 3 до 5 м:

—не изменяя положения рычага шаг-газ, соответствующим отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—по достижении высоты 3 м энергичным отклонением рычага шаг-газ вверх до упора уменьшить вертикальную скорость, удерживая вертолет от разворота и кренения.

После приземления действовать, как указано в п. А.

В. При высоте висения от 5 до 10 м:

—немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на 2—4° с одновременным парированием возникающих крена и разворота соответствующим отклонением ручки управления и педалей;

—оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—с высоты 3 м отклонением рычага шаг-газ вверх с максимально возможным темпом уменьшить вертикальную скорость к моменту приземления, удерживая вертолет от разворота и кренения. После приземления действовать, как указано в п. А.

Г. При высоте висения более 110 м:

—немедленно уменьшить общий шаг несущего винта на величину, необходимую для сохранения оборотов не менее 92%;

—отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—перевести вертолет в разгон с углом тангажа до -15°;

—оба рычага раздельного управления перевести вверх до упора;

—после разгона до скорости 80—100 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет;

—последующий набор высоты и полет для выбора посадочной площадки выполнять на скорости 120 км/ч.

П р и м е ч а н и е. Если вертолет при разгоне до высоты 20—10 м не достиг скорости горизонтального полета с одним работающим на форсированном режиме двигателем (см. табл. 6.1) и продолжает снижаться, перейти на интенсивное торможение вертикальной и поступательной скорости и произвести посадку, как указано в ст. 6.1.2.

6.1.5. Действия экипажа при отказе двигателя на взлете

Прерванный взлёт

А. На высотах до 10 м и скорости полета 50 км/ч и менее необходимо:

—уменьшением общего шага несущего винта перевести вертолет на снижение и не допускать падения оборотов винта менее 92%;

—ручкой управления и педалями парировать возникающие крен и разворот;

—отклонением ручки управления придать вертолету посадочный угол;

—при достижении высоты 2—3 м энергичным отклонением

рычага шаг-газ вверх вплоть до упора уменьшить вертикальную скорость и обеспечить приземление вертолета по-самолетному на основные колеса;

—опустить переднее колесо, уменьшить без задержки общий шаг несущего винта до минимального с одновременной отдачей ручки управления от себя на 1/3—1/4 хода и применить тормоза колес;

—после останова вертолета бортовому технику закрыть стопкран и пожарные краны обоих двигателей.

Б. На высотах более 10 м и скоростях полета более 60 км/ч необходимо:

—энергичным отклонением рычага шаг-газ вниз не допустить уменьшения оборотов несущего винта ниже 92%;

—отклонением ручки управления и педалей парировать возникающие крен и разворот;

—оба рычага раздельного управления двигателями перевести вверх до упора, при этом на табло высветится надпись ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН;

—на высоте 1—5 м придать вертолету посадочное положение;

—отклонением ручки управления на себя произвести торможение вертолета в зависимости от полетного веса таким образом, чтобы приземление произошло на скорости:

—при полетном весе 12000 кгс—30 км/ч, при полетном весе 11 100 кгс —20—10 км/ч;

—после приземления уменьшить общий шаг несущего винта до минимального с одновременной отдачей ручки управления от себя на 1/3—1/4 хода;

—после останова вертолета бортовому технику закрыть стопкран и пожарные краны обоих двигателей.

При невозможности безопасной посадки прямо перед собой после включения форсированного режима работающему двигателю увеличить скорость полета до 80— 120 км/ч и произвести продолженный взлет на одном работающем двигателе. Выполнить заход на посадку и произвести посадку, как указано в ст. 4.12.7.

6.1.6. На вертолете при нормальном и максимальном полетном весе возможен полет без снижения с одним работающим на форсированном режиме двигателем в стандартных атмосферных условиях в диапазоне скоростей, указанных в табл. 6.1.

При включении ПОС диапазон скоростей горизонтального полета сужается по сравнению с приведенными в табл. 6.1 (минимальная скорость увеличивается, а максимальная уменьшается

на 20 км/ч).

Выполнение полета с одним работающим двигателем рекомендуется выполнять на скорости 120—130 км/ч, так как на этой скорости потребная для полета мощность имеет минимальное значение.

6.1.7. Во всех случаях отказа одного из двигателей в полете при невозможности выполнения горизонтального полета с одним работающим на форсированном режиме двигателем необходимо выбрать площадку и произвести посадку.

6.2. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

6.2.1. Признаки:

—резкая разбалансировка вертолета, проявляющаяся как резкий рывок вертолета вправо; величина разбалансировки зависит от скорости полета (чем выше режим работы двигателя и меньше скорость полета, тем резче проявляется разбалансировка);

—изменение звука от работающих двигателей;

—быстрое падение оборотов несущего винта;

—падение оборотов и температуры газов обоих двигателей.

6.2.2. 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 вертолёт от кренов и разворотов;

—перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение , дать команду бортовому технику «Закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;

—разгоном или торможением установить скорость планирования 100—120 км/ч;

—обороты несущего винта выдерживать наибольшими в пределах 90-100 % по указателю путём соответствующего отклонения рычага общего шага, не допуская забросов выше 110% и падения ниже 88%;

—произвести сброс внешних подвесок в целях уменьшения полётного веса;

—сбалансировать вертолёт триммерами, создав незначительный пикирующий момент. а поперечным триммером полностью снять усилия от крепящего момента;

—выбрать площадку и выполнить заход на посадку по возможности против ветра;

—при наличии большой высоты заход на площадку можно уточнять отклонением рычага общего шага, не допуская выхода оборотов за допустимые пределы;

—на высоте 100-70 м небольшими плавными отклонениями ручки управления установить и выдерживать постоянной приборную скорость 100 км/ч для посадки с пробегом или 70 км/ч – для посадки без пробега:

—с высоты 70—50 м перевести взгляд на землю для визуального определения текущего значения высоты вертолета относительно площадки приземления, при этом ручкой управления сохранять установившееся значение угла тангажа. Для облегчения летчику определения момента «подрыва» несущего винта бортовому технику начиная с высоты 50 м производить отсчет текущего значения высоты по радиовысотомеру, сообщая по СПУ: «Пятьдесят, сорок, тридцать, двадцать»;

—с высоты 15—10 м при выполнении посадки с пробегом и 20—15 м без пробега увеличить общий шаг (произвести «подрыв» несущего винта за время не менее 1 с) до 7—8° и 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.

П р и м е ч а н и я: 1. Если выбранная для посадки площадка находится в стороне от направления полета или возникла необходимость изменить направление посадки по условиям направления ветра (при наличии достаточной высоты полета), следует выполнить необходимый маневр.

2. Для выполнения посадки на режиме самовращения несущего винта с разворотом на угол до 180° (с креном 15°) высота должна быть не менее 650 м.

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 планирования 70 км/ч для посадки с коротким пробегом или без пробега в соответствии с рекомендациями по выполнению «подрыва» несущего винта, торможения вертолета и выполнения приземления, приведенными для случая отказа двигателей на высотах более 100 м. После останова на пробеге дать команду бортовому технику «Закрыть 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 88% с одновременным переходом на интенсивное торможение путем придания вертолету угла тангажа до 20° в зависимости от скорости и высоты полета (чем больше скорость и меньше высота, тем больше угол), на которых отказали двигатели. Увеличением общего шага не допускать превышения оборотов более 110%.

Перевести рычаги стоп-кранов двигателей в закрытое положение. Соответствующим отклонением рычагов управления устранять возникающие крен и разворот.

Если высота позволяет своевременно затормозить вертолет до скорости 70 км/ч, необходимо сбалансировать вертолет на этой скорости и дальше действовать в соответствии с рекомендациями, указанными в тексте предыдущего тире. Если высота окажется недостаточной, то 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.

На висении при отказе обоих двигателей действия экипажа

такие же, как и при отказе одного двигателя (ст. 6.1.4), но при этом следует учитывать, что разбалансировка вертолета в путевом отношении, уменьшение оборотов несущего винта и переход вертолета на снижение имеют более резко выраженный характер.

6.2.3. При выполнении посадок на лес, воду, болото или при наличии других препятствий предпосадочное торможение с углом тангажа 15—25° необходимо продолжить до начала гашения вертикальной скорости увеличением общего шага и при необходимости выполнить посадку с углом тангажа, при котором выполнялось торможение.

6.3. ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ

6.3.1. Признаки:

— загорание табло ПОЖАР на приборной доске левого летчика и загорание красного сигнального табло на средней панели верхнего пульта летчиков (на щитке противопожарной системы), указывающего место возникновения пожара: ПОЖАР. ЛЕВ. ДВ., ПОЖАР ПРАВ. ДВ, ПОЖАР КО-50 и ПОЖАР РЕДУК. АИ-9;

— РИ-65 информирует: «Пожар в ... отсеке»;

— появление дыма, пламени или запаха гари в кабине.

6.3.2. При появлении признаков пожара установить место возникновения пожара по табло сигнализации, звуковой информации РИ-65 или визуально.

При возникновении пожара в отсеках левого или правого двигателя загорается общее табло ПОЖАР и красное табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. или ПОЖАР ПРАВ, ДВ. Одновременно автоматически включается подача огнегасительного состава из огнетушителя 1-й очереди в отсек горящего двигателя (о чем свидетельствует загорание желтого табло 1 ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека).

6.3.3. Действия экипажа.

После загорания на щитке противопожарной системы табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ (ПОЖАР ПРАВ. ДВ.) командир экипажа обязан:

—выключить краном останова двигатель, в отсеке которого возник пожар;

—дать команду бортовому технику «Закрыть противопожарный кран левого (правого) двигателя»;

—перейти на однодвигательный полет в последовательности,

указанной в подразделе 6.1.

6.3.4. Если пожар не ликвидирован огнетушителем 1-й очереди и общее табло ПОЖАР на приборной доске левого летчика продолжает гореть после его отключения нажатием кнопки ВЫК. СИГНАЛ ПОЖАРА, то вручную включить огнетушитель 2-й очереди в отсек горящего двигателя, для чего нажать кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После ликвидации очага пожара запускать двигатель, в отсеке которого был пожар, **запрещается.**

6.3.5. При возникновении пожара в редукторном отсеке или отсеке АИ-9 загорается общее табло ПОЖАР, на щитке противопожарной системы загорается красное табло ПОЖАР РЕДУК. АИ-9. Одновременно включается автоматическая очередь пожаротушения, о чем свидетельствует загорание желтого табло срабатывания огнетушителя I ОЧЕРЕДЬ.

Если пожар применением системы пожаротушения 1-й очереди не ликвидирован, далее действовать согласно ст. 6.3.4.

6.3.6. При возникновении пожара в отсеке обогревателя КО-50 одновременно с общим табло ПОЖАР загорается красное табло ПОЖАР КО-50 и включается автоматически 1-я очередь системы пожаротушения. Если при этом пожар не ликвидируется, действовать согласно ст. 6.3.4.

6.3.7. Если экипаж по каким-либо признакам обнаружил пожар в одном из защищаемых отсеков, а автоматика включения системы пожаротушения не сработала, необходимо щ8 под табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. (ПОЖАР ПРАВ. ДВ.), ПОЖАР КО-50, ПОЖАР РЕДУК. АИ-9 (в зависимости от того, в каком отсеке возник пожар). При этом должен сработать огнетушитель 1-й очереди и загореться желтое табло I ОЧЕРЕДЬ соответствующего отсека. В дальнейшем при необходимости включения 2-й очереди огнетушителя нажать кнопку РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ, расположенную под табло соответствующего отсека.

6.3.8. После ликвидации пожара в одном из отсеков с помощью 1-й (автоматической) очереди для приведения противопожарной системы в готовность к ликвидации пожара, который может возникнуть в другом защищаемом отсеке, необходимо переключатель ОГНЕТУШЕНИЕ — КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ кратко-

временно перевести в положение КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ, после чего снова вернуть в положение ОГНЕТУШЕНИЕ. При этом для тушения пожара, возникшего в другом защищаемом отсеке (так как огнегасительный состав из огнетушителя автоматического срабатывания уже израсходован), командир экипажа или по его команде бортовой техник обязан включить РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ II ОЧЕРЕДЬ нажатием кнопки, расположенной под табло соответствующего отсека.

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 проводка, то обесточить весь вертолет).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. После ликвидации пожара в любом из отсеков дальнейшее выполнение задания прекратить и произвести посадку.

2.Если после использования всех средств пожаротушения пожар не прекращается, командиру экипажа принять решение о немедленном выполнении посадки или покидании вертолета экипажем (в зависимости от сложившейся обстановки).

6.4. НЕИСПРАВНОСТИ РЕДУКТОРОВ

6.4.1. Признаки.

При неисправности редукторов (главного, промежуточного или хвостового) появляются непривычные шумы или вибрации вертолета, а также резко повышается температура или падает давление масла, мигает или горит табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК.

6.4.2. Действия экипажа. При появлении непривычного шума, вибраций, а также при увеличении температуры выше максимально допустимой или уменьшении давления масла ниже минимально допустимого немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей на скорости 120—140 км/ч и произвести посадку на выбранную площадку. В зависимости от условий посадку выполнить по-вертолетному или по-самолетному.

При загорании в полете (мигании или непрерывном горении) табло СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК., не сопровождающемся рос-

том 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 указателю, немедленно перейти на снижение с малой мощностью двигателей и произвести посадку на выбранную площадку по возможности по-самолетному.

6.5. НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

При неисправности системы автоматического регулирования двигателя в полете действия летчика в различных случаях неодинаковы и определяются по признакам неисправности.

6.5.1. Признаки:

—колебание оборотов турбокомпрессоров двигателей в диапазоне более 1%;

—при перемещениях рычага общего шага режим работы одного из двигателей не изменяется.

Обороты несущего винта при появлении этих признаков сохраняются в диапазоне 95±2% автоматически.

Действия экипажа: при появлении одного из признаков неисправности выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром.

6.5.2. Признаки: образование разницы в оборотах турбокомпрессоров двигателей более 2%, самопроизвольное увеличение оборотов несущего винта (один из этих признаков или оба вместе).

а) Действия летчика на висении, взлете и предпосадочном планировании. При появлении одного из признаков, произвести посадку. В случае увеличения оборотов несущего винта до 101% и более плавным поворотом рукоятки коррекции влево с одновременным отклонением рычага общего шага вверх установить их равными 95±2% и поддерживать в этом диапазоне вручную (рычаг общего шага вверх — коррекция влево).

б) Действия летчика на остальных режимах полета:

—отклонением рычага общего шага вверх установить обороты несущего винта 92 — 93%;

—определить характер неисправности САР, для чего плавно

отклонить рычаг общего шага вниз, не допуская увеличения оборотов несущего винта более 98%, а затем вверх, при этом могут иметь место следующие случаи изменения оборотов турбокомпрессоров двигателей и несущего винта.

П е р в ы й с л у ч а й. При перемещениях рычага общего шага происходит изменение оборотов турбокомпрессоров обоих двигателей, обороты несущего винта поддерживаются в диапазоне 95±2% автоматически. В этом случае перевести вертолет в горизонтальный полет и установить скорость 100—150 км/ч. Выполнение задания прекратить и произвести посадку на свой или ближайший аэродром.

В т о р о й с л у ч а й. При отклонении рычага общего шага вниз обороты турбокомпрессора одного из двигателей уменьшаются, а при отклонении вверх увеличиваются, обороты несущего винта в диапазоне 95±2% поддерживаются автоматически, другой двигатель работает на взлетном режиме, обороты его турбокомпрессора не изменяются. В этом случае плавным отклонением рычага общего шага вниз установить обороты несущего винта 95%. Плавным отклонением вниз рычага раздельного управления двигателя с неисправной САР уменьшить режим по оборотам его турбокомпрессора на 3%, при этом режим работы двигателя с исправной САР увеличится. Дальнейшее пилотирование вертолета не отличается от обычного, за исключением необходимости более плавного перемещения ручки управления вертолетом и рычага общего шага, так как поддерживание оборотов несущего винта в диапазоне 95±2% обеспечивается автоматикой только одного двигателя (рукоятка коррекции в этом случае должна находиться в правом крайнем положении). Выполнение задания прекратить, установить скорость горизонтального полета 100—150 км/ч и произвести посадку по-вертолетному или по-самолетному на ближайшую выбранную площадку или аэродром.

Т р е т и й с л у ч а й. При отклонении рычага общего шага вниз обороты турбокомпрессора одного двигателя (работающего на взлетном режиме) не изменяются, а обороты второго уменьшаются медленно и не обеспечивается автоматическое поддержание оборотов несущего винта 95 ±2%. В этом случае при достижении оборотов несущего винта 96% дальнейшее отклонение рычага общего шага вниз прекратить. Повернуть рукоятку коррекции влево до достижения оборотов несущего винта 95%. Для изменения режима полета потребный режим работы двигателей

устанавливать плавным поворотом рукоятки коррекции с одновременным отклонением рычага общего шага, поддерживая обороты несущего винта в диапазоне 95±2% вручную (рычаг общего шага вверх—коррекция вправо, рычаг общего шага вниз—коррекция влево).

Выполнение задания прекратить, установить скорость горизонтального полета 100—150 км/ч и произвести посадку по-вертолетному или по-самолетному на ближайшую выбранную площадку или аэродром.

6.5.3. Признаки:

—загорание желтого табло ПРЕВЫШЕНИЕ ОБОРОТОВ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ, ЛЕВЫЙ ДВИГАТ. (ПРАВЫЙ ДВИГАТ.);

—выключение двигателя не происходит.

Действия экипажа:

—кратковременно отключить РПР этого двигателя;

—убедиться в погасании желтого табло;

—включить РПР.

Если желтое табло после включения РПР продолжает гореть, выключить РПР, усилить контроль за параметрами работы двигателя, выполнение задания прекратить и произвести посадку на свой аэродром.

6.5а. ВЫХОД ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400)

6.5а.1. Признаки: загорание желтого табло $n_{нв}$ НИЗКИЕ или $n_{нв}$ ВЫСОКИЕ.

6.5а.2. Действия экипажа:

– немедленно проконтролировать обороты несущего винта по указателю;

– в случае выхода оборотов несущего винта за допустимые пределы, указанные в ст. 2.4.14 и 2.4.15, соответствующими отклонениями органов управления вертолетом (в зависимости от режима полета) установить обороты несущего винта в заданных пределах.

6.6. ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

6.6.1. Признаки:

—загорание сигнальных табло с желтыми светофильтрами;

—загорание сигнальных табло с красными светофильтрами.

6.6.2. Действия экипажа:

—при загорании сигнального табло с желтым светофильтром усилить контроль за работой двигателей и продолжить выполнение задания;

—при загорании сигнального табло с красным светофильтром уменьшением режима работы двигателей рычагом общего шага попытаться понизить уровень вибраций.

Если сигнальное табло с красным светофильтром погасло, выполнение задания прекратить, установить скорость 130—140 км/ч и следовать до ближайшего аэродрома. Посадку произвести по-самолетному. Если сигнальное табло с красным светофильтром не гаснет, выключить двигатель, на котором возникла недопустимая вибрация и действовать так же, как при отказе одного двигателя.

6.7. ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ

6.7.1. Признаки: уменьшение давления масла в двигателе до 2 кгс/см^2 по указателю.

6.7.2. Действия экипажа:

—рычагом раздельного управления снизить режим работы этого двигателя, продолжить полет и убедиться, что температура масла в двигателе не превышает 150°. Выполнение задания прекратить и следовать до ближайшего аэродрома;

—посадку произвести по-самолетному. В случае уменьшения давления масла в двигателе ниже 2 кгс/см ^{2} двигатель выключить и действовать, как при отказе одного двигателя.

6.7а. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. ИЛИ СТРУЖКА ПР. ДВИГ. (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ СИГНАЛИЗАТОРОМ СТРУЖКИ СС-78 В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЕЙ)

6.7а.1. Признаки: мигание или устойчивое горение желтого табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. или СТРУЖКА ПР. ДВИГ.

6.7а.2. Действия экипажа:

– проконтролировать значения температуры и давления масла в двигателе:

– если значения параметров двигателя нормальные, выполнение задания прекрати, .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 подразд. 6.1

6.8. НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ (ПОМПАЖ)

6.8.1. Признаки:

—появление характерного звука работы двигателей (хлопки);

—резкое уменьшение числа оборотов турбокомпрессора двигателя;

—возрастание температуры газов неустойчиво работающего двигателя;

—резкое уменьшение давления воздуха (колебательного характера) за компрессором (по ИР-117) неустойчиво работающего двигателя.

6.8.2. Действия экипажа: в полете уменьшением режима работы двигателя попытаться ликвидировать его неустойчивую работу. Если ликвидировать помпаж не удалось, выключить неустойчиво работающий двигатель и действовать, как при отказе одного двигателя.

6.9. ОТКАЗ ОГРАНИЧИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ

6.9.1. Признаки: не загорается одно из табло ЛЕВ. ДВИГ. *t*° ГАЗОВ ВЫСОКА или ПРАВ. ДВИГ. *t*° ГАЗОВ ВЫСОКА при температуре газов по указателю 950° С и более.

6.9.2. Действия экипажа:

—уменьшить режим работы двигателей и не допускать превышения оборотов турбокомпрессоров более 97, 5%;

—продолжать выполнение задания, усилить контроль за температурой газов двигателя.

6.10. ОТКАЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ
(подкачивающего и перекачивающих насосов)

ОТКАЗ ПОДКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА

6.10.1. Признаки:

—гаснет табло РАСХОД. РАБОТАЕТ;

—кратковременное падение оборотов двигателей на 2—5%, давления топлива на 3—4 кгс/см^2 и падение оборотов несущего винта на 1—3%;

—РИ-65 информирует: «Отказал насос расходного бака».

6.10.2. Действия экипажа: при отказе подкачивающего насоса выполнение задания продолжать. При этом нормальную работу двигателей обеспечивают насосы двигателей ДЦН-70.

ОТКАЗ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ

6.10.3. Признаки:

—гаснет сигнальное табло ЛЕВЫЙ БАК РАБОТАЕТ или ПРАВЫЙ БАК РАБОТАЕТ или оба табло вместе;

—РИ-65 информирует: «Отказали насосы основных топливных баков»;

—преждевременное уменьшение количества топлива в расходном баке.

6.10.4. Действия экипажа:

—при отказе одного перекачивающего насоса (гаснет одно сигнальное табло ЛЕВЫЙ БАК РАБОТАЕТ или ПРАВЫЙ БАК РАБОТАЕТ) выполнение задания продолжать. При этом обеспечивается перекачка топлива в расходный бак одним работающим перекачивающим насосом;

—при отказе обоих перекачивающих насосов (например, при полностью обесточенном вертолете) пополнение топливом расходного бака из основных топливных баков не производится, для расходования остается только 320 л топлива, находящегося в расходном баке. При уменьшении топлива в расходном баке необходимо оценить возможность посадки на аэродром (основной, запасной) или выбранную площадку и принять решение о выполнении посадки.

П р и м е ч а н и е. Топлива 320 л достаточно для полета на высоте 500 м и скорости по прибору 220 км/ч в течение 21 мин на расстояние 70 км с посадкой по-вертолетному.

6.11. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО ОСТАЛОСЬ 300 Л

6.11.1. Признак: РИ-65 информирует «Аварийный остаток топлива».

6.11.2. Действия экипажа:

—дать команду бортовому технику «Проверить количество топлива по топливомеру»;

—оценить возможность полета до расчетного пункта посадки, учитывая, что остатка топлива 270 л достаточно для полета на высоте 500 м и скорости 220 км/ч в течение 17 мин на расстояние 55 км с посадкой по-вертолетному;

—принять решение о продолжении полета или о посадке на запасной аэродром (выбранную площадку);

—пилотировать вертолет плавно, развороты выполнять координирование, избегая скольжении для предотвращения попадания воздуха в топливную систему и самовыключения двигателей.

6.11.3. Вследствие заедания поплавкового клапана в расходном баке световое табло ОСТАЛОСЬ 270 Л может загореться и при наличии топлива в подвесных топливных баках. В этом случае будет гореть табло ЛЕВЫЙ БАК РАБОТАЕТ, ПРАВЫЙ БАК РАБОТАЕТ. Если световое табло ОСТАЛОСЬ 270 Л горит устойчиво, то необходимо замерить количество топлива в расходном баке, а затем в течение 5 мин проследить за его выработкой. При уменьшении уровня топлива в расходном баке на вертолетах, имеющих аварийную магистраль перекачки, открыть кран 768600 М, поставить переключатель с трафаретом ПЕРЕ ПУСК на пульте ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА в положение ОТКРЫТ и дальнейшую выработку топлива производить только вручную, не допуская переполнения расходного бака и выбивания топлива из дренажа. При этом количество топлива в расходном баке не должно превышать 370 - 390 л.

6.11.А. ЗАЕДАНИЕ ПОПЛАВСКОГО КЛАПАНА В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ

6.11.а.1. Признаки:

—повышенный расход топлива, несоответствующий режиму полёта;

—течь топлива из дренажной трубки расходного бака;

—появление запаха топлива.

6.11а.2 Действия экипажа:

—выключить перекачивающие насосы подвесных топливных баков;

—выработку топлива из подвесных топливных баков производить периодическим включением перекачивающих средств, не допуская уменьшения количества топлива в расходном баке менее 270 Л и увеличения более 390 Л.;

выполнение задания прекратить и принять решение о посадке на запасной аэродром или выбранную площадку.

6.12. ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

6.12.1. Признак: при разрушении в полете рулевого винта или трансмиссии к нему вертолет резко разворачивается влево и кренится вправо с опусканием носа.

6.12.2. Действия экипажа:

1. Немедленно уменьшить общий шаг несущего винта и при наличии достаточной высоты дать команду экипажу покинуть вертолет.

2. При отсутствии достаточной для покидания вертолета высоты необходимо:

—перейти на планирование на режиме самовращения несущего винта, при этом для сохранения направления создать крен в сторону, противоположную развороту;

—сбалансировать вертолет в полете скольжением, стремление вертолета к рысканию парировать поперечным управлением;

—выбрать подходящую площадку для посадки;

—выключить двигатели кранами останова;

—дать команду бортовому технику «Закрыть пожарные краны, выключить подкачивающие и перекачивающие насосы»;

—произвести посадку на режиме самовращения несущего винта. Перед посадкой необходимо крен уменьшить с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был убран полностью.

3. В том случае, когда привод рулевого винта исправен, но повреждено управление им (вертолет не реагирует на отклонение педалей), необходимо установить скорость полета 120—130 км/ч по прибору, уменьшить шаг несущего винта до значения, соответствующего горизонтальному полету или полету с небольшим снижением, продолжить полет до выбора площадки, пригодной для безопасной посадки, сбалансировать вертолет скольжением и произвести посадку по-самолетному. Перед приземлением для предотвра-

щения разбалансировки вертолета брать общий шаг **запрещается.**

4.Если отказ путевого управления произошел на висении или при перемещениях на малой высоте, необходимо:

—немедленно плавно уменьшить общий шаг и произвести снижение вплоть до приземления вертолета;

—в процессе снижения отклонением правой педали и ручки управления вправо пытаться остановить левый разворот и снос влево, а отклонением ручки управления на себя парировать опускание носа;

—в момент касания основных колес земли немедленно и энергично уменьшить шаг несущего винта до минимального значения и выключить двигатели;

—в случае опрокидывания вертолета немедленно покинуть его через аварийные выходы.

6.13. ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ

6.13.1. Признаки: при отказе основной гидросистемы (при падении в ней давления) гидроусилители автоматически переходят на питание от дублирующей гидросистемы, при этом загорается табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА и быстро нарастает давление в дублирующей системе от 45±3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см^2, поступает речевое сообщение РИ-65 «Отказала основная гидросистема».

6.13.2. Действия экипажа: в случае отказа основной гидросистемы выключатель ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА поставить в положение ВЫК., выполнение задания прекратить и произвести посадку на выбранную площадку.

П р и м е ч а н и е. При переходе на дублирующую систему автопилот АП-34Б и система расстопоривания фрикциона рычага шаг-газ отключаются. В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага шаг-газ, следует подобрать определенную затяжку фрикциона на рычаге шаг-газ.

Если высота не позволяет покинуть вертолет, необходимо:

—рычаг общего шага со стопора не снимать;

—уменьшить скорость полета;

—режим работы двигателей изменять коррекцией газа;

—усилия преодолевать совместно с летчиком-штурманом;

—произвести посадку.

6.13.3. При отказе в полете основной и дублирующей гидросистем (сильное «вождение» ручки управления, падение давления в обеих системах) экипажу по команде командира покинуть вертолет.

6.13а. ПОРЫВ ДИАФРАГМЫ ОДНОГО ИЗ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ВЫПОЛНЕННОЙ ДОРАБОТКОЙ ПО РАЗДЕЛЕНИЮ ГАЗОВЫХ ПОЛОСТЕЙ СПАРЕННЫХ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ)

6.13а.1. Признак: в 1,5—2 раза возрастает частота перемещения стрелки указателя манометра с 45±3 до 65^{+8}_{-2} кгс/см^2 и обратно.

6.13а.2. Действия экипажа: продолжить выполнение задания.

После посадки произвести проверку зарядки азотом обоих гидроаккумуляторов основной гидросистемы.

6.14. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС

6.14.1. Признак: возникновение быстро нарастающих колебаний вертолета при опробовании двигателей, на рулении, на пробеге после посадки или при выполнении взлета.

6.14.2. Действия экипажа:

—при возникновении быстро нарастающих колебаний вертолета в процессе опробования двигателей необходимо энергично переместить рычаг общего шага в нижнее положение и одновременно повернуть до упора влево рукоятку коррекции газа;

—при возникновении усиливающихся колебаний на пробеге после посадки, при взлете и рулении отклонить рычаг общего шага вниз до упора, коррекцию газа вывернуть влево, ручку управления удерживать в нейтральном положении и использовать тормоза колес.

Если во всех указанных случаях колебания вертолета не прекращаются, выключить двигатели.

6.15. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПРЕВЫШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

6.15.1. 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.

6.15а САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВПРАВО ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

При зависании после отрыва

Признаки:

– на перемещение правой педали до упора для сохранения направления, вертолет не реагирует и продолжает разворачиваться влево.

Действия летчика:

– немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., парируя возникший крен и тангаж;

– выполнить снижение вплоть до приземления вертолета;

– в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг до минимального и дать команду бортовому технику выключить двигатели и закрыть их пожарные краны.

При зависании перед посадкой

Признаки:

– на перемещение правой педали до упора для сохранения направления при торможении перед зависанием, вертолет не реагирует и продолжает разворачиваться влево;

– падение оборотов несущего винта менее установленного значения из-за резкого увеличения общего шага НВ при торможении перед зависанием;

– при вращении вертолет снижается и самопроизвольно изменяет крен и тангаж.

Действия летчика:

При зависании на высоте менее 10 м:

– немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., парируя возникший крен и тангаж;

– выполнить снижение вплоть до приземления вертолета;

– в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг НВ до минимального значения и дать команду бортовому технику выключить двигатели и закрыть их пожарные краны.

При зависание на высоте более 10 м:

– удерживая правую педаль на упоре, немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., и одновременно, парируя возникающий крен и тангаж, отклонением ручки управления вперед и влево перевести вертолет на поступательный полет;

– уйти на повторный заход;

– выполнить повторный заход на посадку по-самолетному.

6.15б. ПОТЕРИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИ ПОЛЁТАХ В ОБЛАКАХ ИЛИ НОЧЬЮ

Признаки:

– положение вертолета по показаниям приборов не совпадает с физиологическими ощущениями положения вертолета в пространстве.

Действия летчика:

– немедленно соответствующим отклонением органов управления убрать крен вертолета и установить шарик указателя скольжения в центр, одновременно проинформировать лётчика - штурмана о возникновении иллюзий;

– по показаниям авиагоризонта установить нулевой тангаж;

– по показаниям вариометра и высотомера определить - набирает вертолет высоту или снижается. Соответствующим отклонением ручки управления и рычага шаг-газа вывести вертолет в горизонтальный полет и установить заданный режим полета, не допуская при этом выхода оборотов НВ за допустимые пределы;

– при сохранении иллюзий с разрешения руководителя полетов выйти из облаков, если это возможно, и перейти на визуальное пилотирование вертолета.

6.16. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НИЖЕ МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ

6.16.1. Признаки:

—появление тряски вертолета, аналогичной тряске, возникающей при выполнении предпосадочного торможения;

—разворот вертолета с одновременным опусканием носа;

—самопроизвольное снижение вертолета с различными вертикальными скоростями в зависимости от исходного режима работы двигателей при неизменном положении рычага шаг-газ;

—неустойчивые показания указателя скорости (колебания стрелки по шкале через отметку 450 км/ч);

—колебание стрелок прибора контроля оборотов двигателя в пределах ±2% при фиксированном положении рычага шаг-газ.

6.16.2. Действия экипажа:

1. Если выход вертолета на скорость полета ниже минимально допустимой произошел при работе двигателей на режимах, соответствующих выполнению горизонтального полета или набора высоты, необходимо:

—не изменяя режима работы двигателей, плавным отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа от —5 до —10° и начать увеличение скорости полета вертолета;

—по достижении поступательной скорости 80—100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную скорость.

2. С режима планирования необходимо:

—отклонением ручки управления от себя установить угол тангажа от —5 до —10° с одновременным увеличением мощности вплоть до взлетной;

—по достижении скорости полета по прибору 80— 100 км/ч перевести вертолет в режим горизонтального полета и установить заданную поступательную скорость.

6.16.3. Уменьшение оборотов турбокомпрессора ниже 85—88% на скорости полета, близкой к нулевому значению относительно воздушной массы, даже при сохранении оборотов несущего винта в допустимых пределах приводит к переходу вертолета в режим вертикального снижения со скоростью до 20 м/с (режим «Вихревое кольцо»).

6.16.4. Для вывода вертолета из режима «Вихревое кольцо» необходимо:

—отклонением ручки управления от себя перевести вертолет на поступательную скорость с углом тангажа от —5 до —10°;

—после достижения скорости полета по прибору 80—100 км/ч плавно увеличить общий шаг несущего винта и установить режим горизонтального полета.

П р и м е ч а н и е. 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.

6.16.А. ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО

Попадание вертолета в решим "Вихревого кольца" возможно при вертикальном снижении со скоростью более 3 м/сек или при моторном планировании с поступательной скоростью менее 40 км/ч и вертикальной скоростью снижения более 4 м/сек.

Признаки:

– самопроизвольное увеличение вертикальной скорости снижения;

– тряска и броски вертолета в стороны;

– ухудшение эффективности управления;

– неустойчивые показания указателей скорости и вариометра.

Действия экипажа:

– отклонением ручки управления "от себя" с одновременным увеличением мощности двигателей до взлетной перевести вертолет в разгон с углом тангажа на пикирование 10-20 гряд., не допуская уменьшения частоты вращения НВ менее 92%;

– при достижении скорости 60-80 км/час перевести вертолет в режим горизонтального полёта.

Примечания:

1. При таком выводе вертолета из режима "Вихревого кольца" потеря высоты составляет 50-200 метров и завися от:

– исходной величины поступательной скорости в момент входа в режим "Вихревого кольца";

– величины вертикальной скорости снижения в момент выхода из режима "Вихревого кольца";

– темпа разгона поступательной скорости (угла тангажа на

пикирование) и увеличения мощности двигателей;

– полетной массы вертолета;

– температуры наружного воздуха и атмосферного давления

2. При запаздывании с выводом из режима "Вихревого кольца вертикальная скорость может достигать 20 м/сек.

3. Величина угла тангажа при разгоне скорости зависит от высоты в момент вывода из режима "Вихревого кольца".

6.17. ПОЯВЛЕНИЕ НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ В ПОЛЕТЕ

6.17.1. 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.

ВКЛАДЫШ к Инструкции экипажу (Руководства по лётной эксплуатации) вертолётов Ми-8Т, Ми-8МТ всех модификаций и Ми-14, Ми-14ПС, БТ (14.07.94 г.)

Опыт эксплуатации вертолётов Ми-8Т, Ми-8МТ показал, что на некоторых из них в полёте на скоростях более 120 км/ч возможно возникновение низкочастотных вертикальных колебаний. Изложенные в ИЭ (РЛЭ) рекомендации по выводу вертолёта из низкочастотных колебаний не всегда эффективны. В связи с этим, до отработки установленным порядком очередных Изменений к ИЭ (РЛЭ) вертолётов Ми-8Т, Ми-8МТ и Ми-14, руководствоваться следующими указаниями.

Факторами, способствующими возникновению низкочастотных вертикальных колебаний вертолёта, являются

– собственные незначительные упругие колебания фюзеляжа

вертолёта, которые воспринимаются датчиками автопилота, и через органы управления воздействуют на фюзеляж, увеличивая колебания вертолёта;

– собственные вертикальные колебания фюзеляжа вертолёта, которые через пол кабины экипажа - кресло- руку лётчика приводят к непроизвольному продольному перемещению ручки управления (при нажатой кнопке фрикциона - и к перемещению рычага общего шага), что возбуждает проводку управления и усиливает колебания фюзеляжа вертолёта.

Подраздел "Появление низкочастотных колебаний в полёте Раздела "Особые случаи в полёте" изложить в следующей редакции:

Признаки

– появление низкочастотных вертикальных колебаний вертолёта с частотой близкой к частоте вращения несущего винта и колебаний конуса вращения несущего на величины 300-600 мм по концу лопасти.

Действия экипажа:

– застопорить рычаг общего шага (отпустить кнопку фрикциона, если она была нажата);

– выключить автопилот;

– перевести вертолёт в прямолинейный полёт без снижения;

– освободить ручку управления, страхуя её от непроизвольных перемещений в продольном и поперечном отношении;

Примечание: В случае возникновении колебаний при застопоренном рычаге общего шага, кнопку фрикциона не нажимать.

– если в течение 2-3 с после освобождения ручки управления колебания не затухают, энергично уменьшить общий шаг несущего винта на 2-3°. После уменьшения общего шага до заданной величины немедленно отпустить кнопку фрикциона;

– уменьшить скорость полёта на 30-40 км/ч;

– после прекращения колебаний включить автопилот продолжить полёт на этой скорости;

– если после включения автопилота колебания возникли вновь, повторить действия по их устранению и завершить полёт с выключенным автопилотом на скорости 140-160 км/ч.

Примечание: При полётах на высотах ниже 50 м перевести вертолёт в пологий набор высоты с последующим освобождением ручки управ-

ления. При необходимости уменьшения общего шага, удерживать вертолёт от снижения упреждающим отклонением ручки управления "на себя".

6.18. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ

ОТКАЗ ОДНОГО ГЕНЕРАТОРА ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

6.18.1. Признаки:

— РИ-65 информирует: «Отказал первый генератор» («Отказал второй генератор»);

— загорается табло ГЕНЕРАТОР I ОТКАЗАЛ (ГЕНЕРАТОР II ОТКАЗАЛ) на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК;

— стрелка амперметра отказавшего генератора отклоняется до нуля;

— стрелка вольтметра при установке переключателя контроля напряжения на отказавший генератор установится на нуль.

6.18.2. Действия экипажа:

— установить выключатель отказавшего генератора ГЕНЕРАТОРЫ I (II) в положение ВЫК.;

— выключить противообледенительную систему несущего и рулевого винтов, для чего на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА левой панели электропульта:

если полет выполняется с включенной вручную ПОС, убедиться, что выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.—в положении ВКЛ., переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ — в положении РУЧНОЕ, установить переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ. — в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК.;

если полет выполняется с включенной автоматически ПОС, убедиться, что переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ.—в положении АВТОМ., выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.—в положении ВКЛ., установить переключатели ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ—в положение РУЧНОЕ и нажать кнопку ВЫК.;

—принять решение о дальнейшем выполнении задания.

П р и м е ч а н и е. При отказе одного из генераторов второй работающий генератор полностью обеспечивает питание всех потребителей электроэнергии вертолета, за исключением противообледенительной системы несущего и рулевого винтов.

ОТКАЗ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

6.18.3. Признаки:

—РИ-65 информирует: «Отказал первый генератор», «Отказал второй генератор»;

—загораются табло ГЕНЕРАТОР I ОТКАЗАЛ, ГЕНЕРАТОР II ОТКАЗАЛ на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК;

—стрелки амперметров обоих генераторов отклоняются до нуля;

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

—при отказе обоих генераторов переменного тока питание автоматически переключается на аккумуляторную шину. При этом остаются включенными: двигатель АИ-9В, преобразователи ПО-500 и ПТ-200Ц, трехстрелочные индикаторы ЭМИ-3РИ и ЭМИ-3РВИ, указатель шага несущего винта, термометр выходящих газов 2ИА-6, регулятор температуры газов РТ12-6-20, аппаратура контроля вибраций ИВ-500Е, индикатор режимов ИР-117, основная и дублирующая гидросистемы, электромагнитный кран ГА-19 в системе управления двигателями, обогрев левого ПВД противопожарная система, плафоны летчиков, II группа системы красного подсвета, дежурное освещение грузовой кабины, аэронавигационные огни, правая фара ФПП-7, проблесковый маяк МСЛ-3, радиостанция Р-860, радиокомпас АРК-9, система 020М, переговорное устройство СПУ-7, левый авиагоризонт АГБ-3К, радиовысотомер РВ-3 или А-037 магнитофон МС-61, аппаратура САРПП-12ДМ, замок внешней подвески ДГ-64, цепи аварийного сброса вооружения стеклоочиститель левого летчика, насосы топливных баков, механизмы МП-100М-2С в системе управления перестройкой оборотов двигателей, кран перепуска топлива, пожарные краны двигателей, нейтральный газ, воздушно-тепловой обогрев входных частей двигателей, сигнализатор обледенения РИО-3, ракеты ЭКСР-46, лебедка ЛПГ-150М, система подвижных упоров управления СПУУ-52-1, аппаратура РИ-65, электромагнитные тормоза ЭМТ-2М, электромагнитный кран ГА-192 подачи жидкости на расстопоривание ручки шаг-газ.

6.18.4. Действия экипажа:

—установить выключатели ГЕНЕРАТОРЫ I, II в положение ВЫК.;

—выключить противообледенительную систему несущего и рулевого винтов и стекол, для чего на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА левой панели электропульта;

если полет выполняется с включенной вручную ПОС, убедиться, что выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.— в положении ВКЛ., переключатель ДВИГ. ПЗУ ПРАВ.—в положении РУЧНОЕ, установить переключатели ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ., СТЕКОЛ—в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК.;

если полет выполняется с включенной автоматически ПОС, убедиться, что переключатели ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ., СТЕКОЛ—в положении АВТОМ., выключатель ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.—в положении ВКЛ., установить переключатель ДВИГ. ПЗУ ПРАВ.—в положение РУЧНОЕ и нажать кнопку ВЫК.;

—произвести запуск двигателя АИ-9В, как указано в подразд. 3.5;

—после запуска двигателя выключатель РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ. поставить в положение ВКЛ. Галетный переключатель контроля напряжения на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК установить в положение РЕЗЕР. ГЕН. Проверить по вольтметру напряжение генератора, которое должно быть 27—29 В, и по амперметру ток генератора, который не должен превышать 100 А. Время работы двигателя АИ-9В в режиме «Генератор» не более 30 мин;

—командиру экипажа в течение указанного времени принять решение о прекращении выполнения задания и возвращении на аэродром вылета или о выполнении посадки на запасном аэродроме.

П р и м е ч а н и е. При работе указанных в ст. 6.18.3 потребителей только от аккумуляторных батарей их емкости будет достаточно для 6—7 мин полета.

ОТКАЗ ОДНОГО ВЫПРЯМИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА

6.18.5. Признак: стрелка амперметра отказавшего выпрямительного устройства (ВУ) отклоняется до нуля.

6.18.6. Действия экипажа:

—установить выключатель отказавшего ВУ ВЫПРЯМИТЕЛИ I (II, III) на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК в положение ВЫК.;

—продолжить выполнение задания.

П р и м е ч а н и е. При отказе одного из выпрямителей два работающих выпрямителя могут обеспечить питание всех потребителей электроэнергии вертолета, необходимых для продолжения полета.

ОТКАЗ ДВУХ ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ

6.18.7. Признак: стрелки амперметров отказавших выпрямителей отклоняются до нуля.

6.18.8. Действия экипажа:

—установить выключатели отказавших ВУ на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК в положение ВЫК.;

—выключить обогреватель КО-50. Если после этого амперметр работающего ВУ показывает более 200А, то снизить нагрузку последовательным выключением рентгенометра ДП-3А, аппаратуры ДИСС-15, радиостанции ЯДРО-1А;

—командиру экипажа принять решение о прекращении выполнения задания и возвращении на аэродром вылета или о выполнении посадки на запасном аэродроме.

ОТКАЗ АППАРАТА ДМР-200Д

6.18.9. Признак: загорается красное табло СЕТЬ ПИТ. ОТ АККУМ.

6.18.10. Действия экипажа:

—убедиться, что напряжение на шине ВУ не ниже 27 В, а амперметры аккумуляторов показывают ток разряда (стрелка находится справа от нулевой отметки шкалы);

—расконтрить предохранительную защелку и включить выключатель СЕТЬ на ВУ, расположенный на центральном пульте в кабине экипажа;

—убедиться, что табло СЕТЬ ПИТ. ОТ АККУМ. погасло, напряжение на аккумуляторах № 1 и 2 возросло до 27 В и их амперметры показывают ток заряда;

—продолжить выполнение полетного задания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если при включении выключателя СЕТЬ НА ВУ амперметры продолжают показывать ток разряда, командиру экипажа принять решение о продолжении полета до ближайшего аэродрома или посадке на выбранную площадку.

6.19. ОТКАЗ АВТОПИЛОТА

6.19.1.Признаки:

—незначительный, но ощутимый рывок вертолета по курсу, крену, тангажу или высоте с одновременным уходом подвижного индекса нулевого индикатора канала в крайнее положение;

—возникновение колебаний вертолета относительно одной из осей с колебанием подвижного индекса индикатора канала;

—медленный уход вертолета с заданного режима полета;

—загорание лампы-кнопки на пульте управления.

6.19.2. Действия экипажа:

—при изменении пространственного положения вертолета своевременным отклонением рычагов управления предотвратить вращение вертолета и перевести его в горизонтальный прямолинейный полет; определить отказавший канал (каналы) автопилота по уходу подвижного индекса нулевого индикатора на пульте автопилота в крайнее положение; выключить отказавший канал и убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом автопилота; принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

—при возникновении колебаний вертолета выключить автопилот кнопкой, расположенной на ручке управления, и убедиться в исчезновении колебаний вертолета;

—последовательно включать каналы автопилота, проверяя, не возникают ли колебания вертолета; как только появятся колебания вертолета, выключить тот канал, после включения которого они возникли; убедиться в возможности пилотирования вертолета с отказавшим каналом и принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

—в случае медленного ухода вертолета с установленного режима полета определить отказавший канал автопилота по уходу подвижного индекса индикатора, выключить отказавший канал и принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания;

—при непреднамеренном развороте вертолета по курсу немедленно поставить ноги на педали, при этом от нажатия надпедальников произойдет отключение канала направления и движение педалей прекратится.

Повторное включение отказавшего канала **запрещается.**

6.20. ОТКАЗ ЛЕВОГО АВИАГОРИЗОНТА

6.20.1. Признаки:

—появление флажка сигнализации отказа авиагоризонта;

—на изменение крена и тангажа силуэт-самолетик не реагирует;

—вращается вокруг оси силуэт-самолетик;

—при отказе левого авиагоризонта и включенном автопилоте возникает рывок вертолета по крену и тангажу.

6.20.2. Действия летчика:

—в сложных метеорологических условиях выполнение задания прекратить и произвести посадку на ближайший аэродром;

—пилотирование вертолета производить по дублирующим приборам: указателю поворота, указателю высоты, вариометру и по правому авиагоризонту. В ПМУ летчику принять решение о продолжении или прекращении выполнения задания.

П р и м е ч а н и е. Признаки отказа правого авиагоризонта те же, что и при отказе левого, за исключением отсутствия рывков по крену и тангажу при включенном автопилоте. При отказе правого авиагоризонта левый летчик (командир экипажа) принимает решение о продолжении полета.

6.21. ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ

6.21.1. 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.

6.21.2. Действия экипажа: выполнение задания прекратить и вывести вертолет на свой или ближайший аэродром, используя радиокомпас и магнитный компас КИ-13. При отсчете показаний по магнитному компасу крен и тангаж вертолета не должны превышать 10°.

6.22. ОТКАЗ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА

6.22.1. Признаки:

—неустойчивые показания;

—изменение показаний при постоянной высоте полета;

—постоянство показаний при изменении высоты полета.

6.22.2. Действия экипажа:

—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, то постоянство высоты выдерживать по указателю радиовысотомера, правому барометрическому высотомеру и вариометру.

6.23. ОТКАЗ ЛЕВОГО УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

6.23.1. Признаки:

—неустойчивые показания;

—расхождение показаний скорости по указателю левого и правого летчика;

—несоответствие скорости полета по указателю установленному режиму полета.

6.23.2. Действия экипажа:

—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.

6.24. ОТКАЗ РАДИОСТАНЦИИ Р-860

6.24.1. Признаки:

—отсутствует ответ наземной радиостанции на запрос;

—отсутствует самопрослушивание при работе радиостанции в режиме «Передача».

6.24.2. Действия экипажа:

—убедиться в том, что АЗС КОМАНД. РС и СПУ-7 включены, а переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ установлен в положение УКР;

—проверить надежность подсоединения разъема шлемофона и его исправность;

—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 К.В радиостанции, доложить об этом руководителю полетов и действовать по его указанию.

6.25. ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-9

6.25.1. Признаки:

—стрелка указателя радиокомпаса при изменении направления полета остается неподвижной;

—непрерывное вращение стрелки указателя радиокомпаса или большие ее колебания в прямолинейном полете;

—не прослушиваются позывные приводной радиостанции, на которую настроен радиокомпас.

6.25.2. Действия экипажа:

—убедиться в том, что АЗС РАДИОКОМПАС АРК-9 включен, переключатель рода работ радиокомпаса 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 радиокомпаса;

—если работоспособность радиокомпаса восстановить не удалось, то об отказе доложить руководителю полетов;

—заход на посадку в сложных метеорологических условиях

производить по указаниям руководителя полетов в соответствии с требованиями подраздела 4.2. настоящей Инструкции.

6.26. ПОТЕРЯ РАДИОСВЯЗИ

Радиосвязь с руководителем полетов (КП) считается потерянной, если в течение 5 мин при использовании всех каналов на неоднократные запросы корреспондент не отвечает.

При потере радиосвязи включить сигнал БЕДСТВИЕ и действовать в соответствии с Наставлением по производству полетов.

6.27. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ

В случае потери ориентировки экипажу необходимо:

—включить сигнал БЕДСТВИЕ и немедленно доложить руководителю полетов о потере ориентировки;

—записать время и курс полета, определить остаток горючего и оценить обстановку;

—при необходимости встать в круг, перейти на режим максимальной продолжительности полета и набрать высоту 800—1000 м, чтобы создать наилучшие условия для обнаружения вертолета и оказания ему помощи средствами РТО;

—при потере ориентировки вблизи государственной границы или за линией фронта взять курс на свою территорию, а при полете над морем — в сторону берега;

—вступить в связь с радиопеленгаторами (радиолокаторами), ответившими на сигнал «Полюс», запросить у них курс полета на радиопеленгатор (радиолокатор) и взять курс, данный руководителем 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 об этом и действовать по его указаниям. При отказе радиооборудования на вертолете восстановление ориентировки следует производить выходом на линейный ориентир, взяв курс, перпендикулярный ему. Если после выхода на линейный ориентир ориентировка не будет восстановлена, по-

лет 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.

6.28. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНЫХ УПОРОВ УПРАВЛЕНИЯ

6.28.1. Признаки:

—при увеличении высоты полета или температуры наружного воздуха подвижный индекс нулевого индикатора не изменяет своего положения или отклоняется вправо (на ограничение хода правой педали);

—загорание кнопки-табло ОТКЛ. с красным светофильтром и отклонение подвижного индекса в крайнее левое положение.

6.28.2. Действия экипажа:

—при возникновении в полете первого признака отказа системы подвижных упоров поставить выключатель

—ПОДВИЖ. УПОРЫ в нижнее положение и убедиться в установке подвижного индекса в крайнее левое положение. В этом случае, а также при возникновении второго признака отказа посадку произвести в обычном порядке, не допуская резких и на большую величину отклонений педалей в целях предотвращения чрезмерного возрастания нагрузки трансмиссии вертолета;

—если после постановки выключателя ПОДВИЖ. УПОРЫ в нижнее положение подвижный индекс не устанавливается в крайнее левое положение, произвести посадку по-самолетному. При невозможности выполнить посадку по-самолетному произвести сброс внешних подвесок, выработать топливо из основных баков и произвести посадку по-вертолетному против ветра.

6.28.а. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ ПО-ВЕРТОЛЁТНОМУ

При зависании перед взлётом

Признаки:

—на перемещение правой педали до упора для сохранения направ-

ления, вертолёт не реагирует и продолжает разворачиваться влево;

—падение оборотов несущего винта менее установленного значения из-за резкого увеличения общего шага несущего винта.

Действия экипажа:

—немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., парируя возникший крен и тангаж;

—одновременно с уменьшением общего шага дать команду борттехнику «Выключить СПУУ –52» (с целью увеличения хода педали вправо);

—выполнить снижение вплоть до приземления вертолёта;

—в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг до минимального и дать команду бортовому технику выключить двигатели и закрыть их пожарные краны и обесточить вертолёт.

При зависании перед посадкой

Признаки:

—на перемещение правой педали до упора для сохранения направления при торможении перед зависанием, вертолёт не реагирует и продолжает разворачиваться влево;

—падение оборотов несущего винта менее установленного значения из-за резкого увеличения общего шага НВ при торможении перед зависанием;

—при вращении вертолёт снижается и самопроизвольно изменяет крен и тангаж.

Действия лётчика:

При зависании на высоте менее 10 м:

—немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., парируя возникший крен и тангаж;

—одновременно с уменьшением общего шага дать команду борттехнику «Выключить СПУУ –52»;

—выполнить снижение вплоть до приземления вертолёта;

—в момент касания земли энергично уменьшить общий шаг НВ до минимального значения и дать команду бортовому технику включить двигатели и закрыть их пожарные краны и обесточить вертолёт.

При зависании на высоте более 10 м:

—удерживая правую педаль на упоре , немедленно уменьшить общий шаг НВ на 1-2 град., и одновременно, парируя возникший крен и тангаж, отклонением ручки управления вперёд и влево перевести вертолёт на поступательный полёт;

—одновременно с уменьшением общего шага дать команду борттехнику «Выключить СПУУ –52» (с целью увеличения хода педали вправо);

—уйти на повторный заход;

—выполнить повторный заход на посадку по-самолётному.

6.28.б. Основными причинами возникновения самопроизвольного вращения вертолёта при выполнении взлёта или посадки по-вертолётному являются:

—превышение веса вертолёта более предельно допустимого, установленного Инструкцией экипажу для конкретных условий:

—потеря оборотов несущего винта ниже допустимых**.**

Сопутствующей причиной является наличие правого бокового или попутного ветра.

Самопроизвольное вращение вертолёта возникает из-за недостатка тяги рулевого винта для компенсации реактивного момента несущего винта.

Нарастание угловой скорости объясняется тем, что рулевой винт при ветре справа или справа сзади попадает в поток от несущего винта, при этом тяга рулевого винта падает. С началом вращения вертолёта рулевой винт попадает в режим «вихревого кольца», при этом величина тяги РВ ещё более падает, а угловая скорость вращения увеличивается.

Для предотвращения попадания вертолёта в самопроизвольное вращение при взлёте и посадке по-вертолётному экипаж должен:

—перед полётом тщательно определить предельно допустимый взлётный (посадочный) вес по номограммам и сравнить его с фактическим весом вертолёта, особенно при выполнении полётов на высокогорных площадках и в условиях повышенных температур наружного воздуха;

—взлёт и посадку производить против ветра;

—не допускать уменьшения оборотов несущего винта менее установленных Инструкцией экипажу».

6.29. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ ВЕРТОЛЕТА В ПОЛЁТЕ

6.29.1. Полеты до высоты 100 м, в том числе висения, подлеты и перемещения у земли, а также полеты при перевозке пассажиров и раненых на любой высоте, разрешается выполнять без парашютов. В этом случае на сиденьях должны быть специальные подушки, а члены экипажа — пристегнуты привязными ремнями. Во всех остальных случаях полеты производить со спасательными парашютами. Для раскрытия ранца на парашюте должен быть смонтирован страхующий парашютный прибор типа К.АП-3 или ППК.-У, установленный на высоту срабатывания 500 м (над рельефом местности) и на время срабатывания 2 с.

6.29.2. 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.

6.29.3. В случае возникновения в полете аварийной обстановки, при которой не обеспечивается безопасность посадки и создается угроза жизни перевозимых людей и членов экипажа, командир экипажа обязан прекратить выполнение задания и подать команду на покидание вертолета.

6.29.4. Покидание вертолета в воздухе производится по командам командира экипажа.

Если вертолет управляемый, то подаются две команды: предварительная — «Приготовиться к прыжку» и исполнительная — «Прыжок». Когда вертолет неуправляемый, то подается только одна исполнительная команда — «Прыжок».

6.29.5. При вынужденном покидании вертолета необходимо после отделения от него сделать задержку раскрытия парашюта в зависимости от высоты полета:

—на высотах более 500 м — 5с;

—на высотах 200—500 м — 2с;

—на высотах менее 200 м — немедленно.

6.29.6. При пользовании парашютными приборами с фалом гибкой шпильки длиной 2 м включение прибора для раскрытия ранца парашюта будет происходить только после отделения летчиков от вертолета через боковые аварийные люки, а бортового техника — как через аварийные люки летчиков, так и через дверь грузовой кабины.

При необходимости покидания вертолета летчиками через дверь грузовой кабины необходимо отсоединить карабин фала гибкой шпильки от специального узла на чашке сиденья.

6.29.7. Покидание вертолета членами экипажа осуществляется и 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.

6.29.8. Члены экипажа покидают управляемый вертолет в такой последовательности: первым покидает летчик-штурман, вторым — бортовой техник через аварийный люк летчика-штурмана или через дверь грузовой кабины.

Если в грузовой кабине находятся люди с парашютами, то командир экипажа покидает вертолет после покидания ими вертолета.

6.29.9. Действия летчика-штурмана при покидании вертолета по команде командира экипажа:

—правой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера и расстегнуть замок привязных ремней;

—левой рукой взяться за козырёк приборной доски, а правой за полумягкую петлю в переднем верхнем углу проема блистера;

—приподняться с сиденья, вывести парашют из чашки сиденья;

—развернуться вправо лицом к проему блистера и поставить правую ногу на чашку сиденья;

—взяться правой рукой за правый нижний угол проёма блистера, а левой рукой за левый нижний угол проёма блистера и поставить левую ногу на чашку сиденья с упором в правое ребро чашки;

—толчком обеих ног с одновременным энергичным движением обеими руками к себе, втягивая корпус тела в проем блистера, отделиться от вертолета в сторону вниз головой,

6.29.10. Действия бортового техника по команде командира экипажа:

а) При покидании вертолета через проем блистера летчика-штурмана:

—расстегнуть замок привязных ремней;

—встать с сиденья и сделать левой ногой шаг вперед;

—развернуться вправо лицом к проему блистера, правую ногу поставить на чашку сиденья летчика-штурмана;

—обеими руками взяться за боковые обрезы проема блистера;

—толчком обеих ног с одновременным движением рук к себе отделиться от вертолета в сторону вниз головой.

б) При покидании вертолета через проем двери грузовой кабины:

—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.

6.29.11. Действия командира экипажа (левого летчика) при покидании вертолета:

—левой рукой выдернуть рукоятку аварийного сброса блистера;

—правой рукой расстегнуть замок привязных ремней;

—правую ногу вынести в проход и поставить на пол между сиденьями летчиков;

—правой рукой взяться за полумягкую петлю в верхнем проеме блистера, а левой рукой опереться в нижний левый угол 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.

6.29.12. 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);

—перевести кормовой пулемёт ПКТ в походное положение (на вертолётах с установленным пулемётом в проёме заднего аварийного люка);

—зацепить карабин вытяжной веревки парашюта за трос у входной двери (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.

6.29.13. Если после выдергивания рукоятки аварийного сброса блистера (двери, крышки люка) сброс не произошел, энергичным толчком ноги или руки вытолкнуть блистер (дверь, крышку люка) наружу.

6.29.14. 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.

6.30. ПРАВИЛА ВЫНУЖДЕННОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

6.30.1. Аварийное покидание вертолета на земле выполнять в следующем порядке:

—экипажу — через проемы аварийно сброшенных блистеров и входной двери грузовой кабины;

—пассажирам — через проемы аварийно сброшенных входной двери и аварийных люков грузовой кабины.

6.30.2. Перед аварийным покиданием вертолета членам экипажа необходимо расстегнуть привязные ремни, оказать помощь пассажирам в покидании вертолета и после этого покинуть вертолет.

После покидания вертолета оказать помощь травмированным, отбежать на безопасное расстояние.

6.31.РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПРИВОДНИВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА

6.31.1.Командиру экипажа после принятия решения на приводнение:

- подать команду экипажу "Приготовиться к приводнению";
- сбросить блистер своего аварийного выхода;
- подтянуть привязные ремни;
- отсоединить карабин фала парашютного прибора от кресла;

– произвести приводнение;
– опустить светофильтр защитного шлема.

6.31.2. 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.

6.31.3. 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

Командиру экипажа:

– оценив условия приводнения (вертолет находится на плаву - в горизонтальном положении, на левом или правом боку), подать команду экипажу: "Покинуть вертолет". При этом командир экипажа своими действиями создает благоприятные условия для покидания вертолета членами экипажа (удерживая вертолет на плаву или в равновесном положении) и покидает вертолет через свой аварийный выход с парашютом, для чего перед покиданием рычаг шаг-газ и РРУД перевести вниз до упора, расстегнуть привязные ремни.

В процессе покидания (если кабина не заполнена водой) правой рукой взяться за мягкую ручку в верхнем переднем углу проема блистера, а левой .— за задний обрез проема блистера в его средней части, затем перенести левую ногу через рычаг шаг-газ и РРУД и поставить на нижний обрез проема люка, а правую - перенести на пол слева от ручки управления, после чего встать с сиденья с парашютом, вывести голову и туловище за обводы кабины и энергичным толчком отделиться от вертолета.

6.31.5.Летчику-штурману:

– по команде командира экипажа "Покинуть вертолет" выполнить действия, аналогичные действиям командира экипажа, но с учетом условий расположения своего рабочего места.

6.31.6.Бортовому технику:

– по команде командира экипажа "Покинуть вертолет" расстегнуть привязные ремни, выйти с парашютом в грузовую кабину, выбросить лодку группового пользования, если она есть на борту, и покинуть вертолет.

6.31.7. Если положение вертолета в момент приводнения неопределенное или в случае его быстрого затопления — вертолет покидается без команды. Очередность покидания зависит от сложившейся обстановки, и каждый член экипажа момент покидания определяет для себя сам.

В случае затопления вертолета аварийное покидание производить с парашютом через аварийные выходы вплавь на спине, энергично отталкиваясь руками и ногами от элементов конструкции вертолета.

При невозможности покидания вертолета через свой аварийный выход членам экипажа покидать вертолет через ближайший аварийный выход.

После покидания вертолета

6.31.8.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 вручную промежуточное дно ранца;

– извлечь из ранца парашюта НАЗ, лодку МДАС-1 "ОБ" и включить вручную 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.

Р А З Д Е Л 7
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

7.1. ПРОВЕРКА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

7.1.1. Проверка исправности и работоспособности ПОС выполняется перед полетами при температуре наружного воздуха +5° С и ниже, а также перед каждым полетом в сложных метеорологических условиях.

Перед запуском двигателей проверить исправность противообледенительной системы (ПОС), для чего:

—включить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ, СИСТЕМА (УПРАВЛЕНИЕ, ПЗУ ДВИГАТ. ЛЕВОГО, ПЗУ ДВИГАТ. ПРАВОГО, ОБОГРЕВ РИО-3, ОБОГРЕВ СТЕКОЛ);

—убедиться, что переключатели РУЧНОЕ — АВТОМАТ включения обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ, СТЕКОЛ, РИО-3 находятся в положении АВТОМАТ, а переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. в положении ВЫКЛ.;

—установить переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. — АВТОМ в положение РУЧН., при этом загораются лампы табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР, ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН., что свидетельствует о подаче электропитания к программному механизму ПМК-21 включения электрообогрева лопастей несущего и рулевого винтов термоэлектронным регулятором ТЭР-1 включения обогрева стекол и ПЗУ, об открытии заслонки обогрева правого двигателя и ПЗУ;

—переключатель ОБЩЕЕ РУЧН. — АВТОМ. поставить в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК., при этом табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы заслонок сработают на закрытие и выключатся;

—переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., что свидетельствует о подаче электропитания к электромеханизмам заслонок обогрева двигателя, обогрева входа в левый двигатель и ПЗУ;

—переключатель обогрева ДВИГ.ПЗУ ПРАВ. установить в положение РУЧНОЕ, после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР, ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН, что свидетельствует о подаче электропитания к электромеханизмам заслонок обогрева двигателя, обогрева входа в правый двигатель и ПЗУ;

—переключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ., ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить соответственно в положения ВЫК. и АВТОМАТ при этом табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ. ЗАДН. ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР, ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН, ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы сработают на закрытие и выключатся;

—проверить работоспособность сигнализатора обледенения РИО-3, для чего:

снять защитный кожух со штыря датчика обледенения РИО-3;

включить автомат защиты сети ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА РИО-3 и прогреть электронный блок в течение 3 мин;

поднести имитатор льда сектором № 2 к чувствительной поверхности штыря датчика РИО-3, не более чем через 15 с должно загореться табло ОБЛЕДЕН. и поступить речевое сообщение от РИ-65 «Обледенение»;

убрать от чувствительной поверхности штыря датчика имитатор, при этом должно погаснуть табло ОБЛЕДЕН.;

выключить автомат защиты сети ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ СИСТЕМА РИО-3;

—включить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА — УПРАВЛЕНИЕ;

—нажатием кнопки КОНТР. ОБОГР. РИО-3 проверить исправность цепи обогрева датчика РИО-3, при этом должно светиться табло ОБОГРЕВ РИО-3 ИСПРАВЕН,

— выключить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА— УПРАВЛЕНИЕ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Работу ПОС лопастей винтов проверять только при работающих двигателях.

После запуска двигателей при нормальной работе генераторов проверить работу противообледенителыюй системы:

—включить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА;

—на пульте управления ПРОТИВООБДЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА переключатель РУЧН.—АВТОМ. поставить в поло-

жение РУЧН., при этом загорятся табло ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. Обогрев левого двигателя при этом не включается;

—поочередно устанавливая переключатель ТОК ПОТРЕБИТЕЛЕЙ в положения ЛОПАСТИ НЕСУЩ. ВИНТА 1—2—3—4—5, по амперметру проверить ток, потребляемый каждой секцией нагревательных элементов лопастей несущего винта. Номер потребляющей секции определяется по загоранию ламп-табло 1 СЕКЦИЯ, 2 СЕКЦИЯ, 3 СЕКЦИЯ, 4 СЕКЦИЯ. Ток, потребляемый каждой секцией, должен быть в пределах 60—80 А;

—установить переключатель ТОК ПОТРЕБИТЕЛЕЙ в положение ХВОСТ. ВИНТА; ток, потребляемый группой одноименных секций нагревательных элементов, должен быть в пределах 110—150 А.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Противообледенительную систему лопастей несущего и рулевого винтов разрешается включать на земле для проверки на время не более одного цикла. Если в течение этого времени проверка осталась не законченной, следующее включение для завершения полной проверки производить не ранее чем через 5 мин;

—проверить работу системы обогрева стекол, установив выключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ на пульте управления ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА в положение РУЧНОЕ. Установить галетный переключатель в положение ОБОГРЕВ СТЕКОЛ. При этом нагрузка на сеть переменного тока 204 В должна быть 40—120А. Проверить на ощупь нагрев стекол.

П р и м е ч а н и е. Включение обогрева стекол произойдет лишь в том случае, если температура окружающей среды будет ниже температуры настройки терморегуляторов (20° С);

—загорание табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. свидетельствует об открытии заслонок обогрева правого двигателя, обогрева входа в правый двигатель и ПЗУ;

—выключить противообледенительную систему. На пульте управления ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА выключатель РУЧН. — АВТОМ. поставить в положение АВТОМ. и

нажать кнопку выключения противообледенительной системы, при этом должны погаснуть табло ОБЛЕДЕН,, ПОС ВКЛЮЧЕНА, ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. Проверку исправности и работоспособности противообледенительной системы двигателей и обогрева стекол можно производить независимо от проверки ПОС лопастей несущего и рулевого винтов. Для проверки ПОС двигателей необходимо переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., после чего загорается табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН.;

—переключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить в положение РУЧНОЕ, после чего загорятся табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. Ток потребляемый ПОС ПЗУ ДВ. должен быть в пределах 45-140А;

—переключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ., ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. установить соответственно в положения ВЫК. и АВТОМАТ; при этом табло ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ. ПЗУ ЗАДН. погаснут, а электромеханизмы заслонок сработают на закрытие и выключатся.

П р и м е ч а н и я: 1. При включении ПОС двигателей температура газов перед турбиной повысится на 25—50° С и станет возможным увеличение оборотов турбокомпрессора на 1—2%, что свидетельствует о подаче горячего воздуха на обогрев.

2. При температуре наружного воздуха выше 15° С включение ПОС производить на режимах не выше номинального.

После проверки противообледенительной системы убедиться, что ручка галетного переключателя проверки напряжения стоит в положении 115, а выключатель на пульте ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА — ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ. стоит в положении АВТОМ. Выключатели обогрева ДВИГ. ПЗУ ПРАВ., СТЕКОЛ, РИО-3 стоят в положении АВТОМАТ, выключатель обогрева ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. в положении ВЫКЛ.

П р и м е ч а н и е. При включении АЗС РИО-3 может загореться и через 15—30 с погаснуть табло ОБЛЕДЕН.

7.2. ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

Перед включением радиоэлектронного оборудования убедиться в том, что напряжение бортовой сети постоянного тока составляет 28, 5 В и напряжение переменного тока 115 В.

Контроль за напряжением бортовой сети постоянного и переменного тока производится по вольтметрам, установленным на верхнем электропульте в кабине экипажа.

ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7

7.2.1. Переговорное устройство обеспечивает внутреннюю связь между членами экипажа. Кроме того, с помощью абонентского аппарата СПУ каждый член экипажа может использовать радиоаппаратуру, которая ему необходима в полете.

Для пользования переговорным устройством необходимо:

1. Летчику-штурману включить питание СПУ автоматом защиты СПУ-7, установленным на правой панели АЗС верхнего электропульта.

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 при любом положении переключателя СПУ — РАДИО на абонентском аппарате. При ведении внутренней связи левый и правый летчики одновременно должны прослушивать (с пониженной громкостью) радиоприем той радиостанции, на которую установлены переключатели абонентских аппаратов.

5. При проверке СПУ убедиться в разборчивости речи и громкости ее прослушивания. Отрегулировать громкость прослушивания регуляторами, установленными на абонентских аппаратах и дополнительных переговорных точках.

6. Для прослушивания сигналов, принимаемых радиокомпасами с рабочего места бортового техника, необходимо переклю-

чатель 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 бортового техника, 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 радиокомпаса, нажать кнопку ВЫЗОВ на дополнительной переговорной точке.

7. При работе летчика-штурмана с прицелом ОПБ-1Р для ведения связи по СПУ необходимо выключатель ЛАРИНГ на правой боковой панели электропульта поставить в положение ВКЛ., что позволяет ему вести связь по СПУ без нажатия кнопки СПУ—РАДИО на ручке управления.

РАДИОСТАНЦИЯ Р-860

7.2.2. Для пользования командной радиостанцией Р-860 необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты сети КОМАНД. РС, установленным на левой панели АЗС верхнего электролульта.

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—ВЫК. 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.

РАДИОСТАНЦИЯ «КАРАТ-М24»

7.2.3. Для пользования связной радиостанцией «Карат-М24» необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты СВЯЗНАЯ РС, установленным на левой панели АЗС верхнего электропульта, и выключателем СВЯЗНАЯ 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.

МАГНИТОФОН МС-61

7.2.4. 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 магнитофоном подается автоматически после отрыва колес шасси от земли.

РАДИОСТАНЦИЯ Р-863

7.2.4б. Для пользования радиостанцией Р-863 необходимо:

1.Включить питание радиостанции и СПУ автоматами защиты сети КОМАНД. РС, СПУ. Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение УКР., а переключатель СПУ—РАДИО в положение РАДИО. Установить на пульте управления радиостанцией:

– выключатель ПШ в положение ВЫКЛ.;

– переключатель режимов АМ—ЧМ в положение, соответствующее виду модуляции наземной радиостанции;

– переключателем КАНАЛ номер заданного канала связи;

– регулятор громкости в крайнее правое положение.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах.

2.Работа с радиостанцией в полете аналогична работе при проверке ее работоспособности на земле.

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

Примечания: 1. При приеме информации по радиостанций Р-863 работа по радиостанции Р-828 или "Ядро-1А" в режиме "Передача" не рекомендуется из-за возможного появления помех радиоприему.

2. Выключатель аварийного приемника (АП) и переключатель прослушивания радиокомпаса АРК-15 (РК) на пульте управления радиостан-

цией не задействованы.

РАДИОСТАНЦИЯ "ЯДРО-1 А"

7.2.4в. Для пользования радиостанцией "Ядро-1А" необходимо:

1. Включить питание радиостанции и СПУ автоматами защиты сети СВЯЗИ. РС, СПУ. Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение СР, а переключатель СПУ—РАДИО в положение РАДИО. Установить на пульте управления радиостанцией:

– переключатель вида модуляции ВЫКЛ.- ОМ-АМ в положение, соответствующее виду модуляции наземной радиостанции;

– выключатель ПШ-ВЫКЛ. в положение ВЫКЛ.;

– регулятор громкости в крайнее правое положение;

– ручками установки частоты необходимую частоту, при этом на пульте управления радиостанцией загорается табло НАСТ., которое должно погаснуть не более чем через 5 с.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или с помощью системы встроенного контроля. Для проверки работоспособности радиостанции с помощью системы встроенного контроля нажать кнопку КОНТР., расположенную на пульте управления радиостанцией. При исправной радиостанции, работающей в режиме ПРИЕМ, в телефонах должны прослушиваться шумы и загораться лампа КОНТР., в режиме ПЕРЕДАЧА должен прослушиваться звуковой сигнал и загораться лампа КОНТР.

Примечания: 1. Если табло НАСТ, через 5 с не погасло, повторно установить рабочую частоту. Горение табло НАСТ, после указанных действий свидетельствует об отказе радиостанции.

2. При загорании на пульте управления табло АВАР. выключить радиостанцию и вновь включить. Горение табло АВАР, после указанных действий свидетельствует о неисправности в цепях питания радиостанции. Необходимо выключить радиостанцию.

2. Работа с радиостанцией в полете аналогична работе при проверке ее работоспособности на земле. При ухудшении слышимости сигналов наземной радиостанции выключить подавитель шумов.

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

7.2.4г. Для пользования радиостанцией Р-828 необходимо:

1. Включить питание радиостанции выключателем Р-828 ВКЛ.— ВЫКЛ., питание СПУ — автоматом защиты сети СПУ. Установить переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение КР, а переключатель СПУ—РАДИО в положение РАДИО. Установить переключатель Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС в положение СВЯЗЬ.

Установить на пульте управления радиостанцией:

– выключатель ПШ в положение ВЫКЛ.;

– регулятор громкости в крайнее правое положение;

– переключателем КАНАЛ номер заданного канала связи, при этом лампа НАСТР. должна загореться и через 1—5 с погаснуть.

Проверить работоспособность радиостанции путем ведения двусторонней радиосвязи с другими радиостанциями с включенным и выключенным подавителем шумов или по наличию самопрослушивания и шумов в телефонах. Для выключения радиостанции выключатель Р-828 ВКЛ.-ВЫКЛ. установить в положение ВЫКЛ.

Примечания: 1. Если лампа НАСТР. не погасла после переключения канала, кратковременно нажать кнопку АСУ. При исправной радиостанции лампа НАСТР. должна погаснуть, а в телефонах должны появиться шумы.

2. В том случае, если после нажатия кнопки АСУ лампа НАСТР. не погасла, переключателем каналов произвести переключение с рабочего канала на любой промежуточный и обратно на рабочий. Повторно нажать кнопку АСУ. Горение лампы НАСТР. после указанных действий свидетельствует об отказе радиостанции Р-828.

2. В полете для обеспечения вывода вертолета на наземную радиостанцию типа Р-111, Р-123 с помощью радиокомпаса АРК-УД при совместной его работе с радиостанцией Р-828 необходимо:

– убедиться, что питание радиостанции Р-828 и радиокомпаса АРК-УД включено;

– установить двустороннюю радиосвязь по радиостанции Р-828 с наземной радиостанцией, дать команду оператору наземной радиостанции на включение ее в режим ТОНАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ.

При приеме тонового сигнала перевести переключатель Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС, в положение КОМПАС, при этом стрелка ука-

зателя радиокомпаса АРК-УД должна показать направление на наземную радиостанцию.

Осуществить вывод вертолета на наземную радиостанцию путем выдерживания нулевых показаний указателя АРК-УД. При пролете наземной радиостанции показания указателя АРК-УД изменяются на 180°.

Примечания: 1. При приеме информации по радиокомпасу АРК-УД работа по радиостанции "Ядро-1 А" или Р-863 в режиме ПЕРЕДАЧА не рекомендуется из-за возможного появления помех радиоприему.

2. При работе радиокомпаса АРК-УД по аварийно-спасательной радиостанции Р-85 5 переключатель Р-828 СВЯЗЬ-КОМПАС необходимо установить в положение СВЯЗЬ.

РАДИОКОМПАС АРК-15

7.2.4д. Для пользования радиокомпасом необходимо:

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

Установить переключатель выбора радиосредств абонентского аппарата СПУ в положение РК1, а переключатель СПУ—РАДИО в положение РАДИО.

2. Установить на пульте управления радиокомпасом:

– переключатель рода работы в положение АВТ.;

– переключатель ТЛФ—ТЛГ в положение ТЛГ, при этом в телефонах должен появляться звуковой сигнал, а в положении ТЛФ - исчезать;

– регулятор громкости в крайнее правое положение;

– переключатель КАНАЛ в положение 1;

– наборным устройством первого канала частоту работы приводной радиостанции и прослушать ее позывные, которые должны прослушиваться четко и ясно;

– переключатель рода работы в положение КОМ., при этом стрелка указателя УГР-4 должна указать курсовой угол пеленгуемой радиостанции;

– отвести стрелку указателя УГР-4 от первоначального положения КУР на угол 150°—170° путем нажатия кнопки РАМКА, отпустить кнопку РАМКА, при этом стрелка указателя УГР-4 должна возвратиться в первоначальное положение.

3. Установить переключатель КАНАЛ в положение 2 и настроить радиокомпас аналогичным образом.

4. Работа с радиокомпасом в полете аналогична работе при проверке его работоспособности на земле.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: При включении ПОС несущего и рулевого винтов дальность прослушивания позывных ПРС уменьшается со 180 км до 100 км, при этом стрелка указателя радиокомпаса дает устойчивые показания КУР.

Для прослушивания позывных ПРС разрешается кратковременное выключение ПОС несущего и рулевого винтов на время не более 30 с. Для выключения ПОС переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.—АВТОМ. установить в положение АВТОМ. и нажать кнопку ВЫК., при этом переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ. установить в положение ВКЛ., а переключатель ОБОГРЕВ ДВИГ. ПЗУ ПРАВ. - в положение РУЧНОЕ. После прослушивания позывных ПРС переключатель ОБЩЕЕ РУЧН.-АВТОМ. установить в положение РУЧН.

РАДИОКОМПАС АРК-9

7.2.5. Для пользования радиокомпасом необходимо:

1. Включить автомат защиты АРК-9, расположенный на верхнем электропульте АЗС.

2. Установить выключатель АРК СВ — АРК УКВ в положение АРК СВ (для вертолетов без указателя БСУП-2К радиокомпаса АРК-УД).

3. Установить переключатель рода работ на пульте управления радиокомпаса в положение АНТ.

4. Установить переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ в положение РК-1.

5. Установить переключатель волн Д — Б поочередно в положения Д и Б и настроить радиокомпас на частоту приводных радиостанций, используемых в полете.

6. Отрегулировать громкость слышимости сигналов приводных радиостанций регуляторами громкости на пульте управления

радиокомпасом и на абонентском аппарате СПУ.

7. Установить переключатель рода работ на пульте управления радиокомпасом в положение КОМПАС и проверить правильность показания курсового угла радиостанции по указателю КУР.

8. Убедиться в действии переключателя ТЛФ—ТЛГ по появлению в телефонах тона звуковой частоты в режиме ТЛГ и по его пропаданию в режиме ТЛФ.

9. Проверить действие регулятора громкости ручкой ГРОМКОСТЬ в положениях КОМП., АНТ., РАМКА и плавность вращения стрелки указателя радиокомпаса 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 радиокомпаса дает устойчивые показания.

Для прослушивания позывных ПРС разрешается кратковременное выключение ПОС несущего и рулевого винтов на время не более 30 с, для чего выключить АЗС ПРОТИВООБЛЕДЕНИТ. СИСТЕМА.

МВ-ДМВ РАДИОКОМПАС АРК-УД

7.2.6. Для пользования радиокомпасом АРК-УД необходимо:

1. Включить автоматы защиты сети РАДИОКОМПАС УКВ и СПУ на верхнем электропульте.

2. Установить выключатель АРК СВ—АРК УКВ в положение АРК УКВ (для вертолетов без указателя БСУП-2К радиокомпаса АРК-УД).

3. Установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение РК.2, а переключатель СПУ—РАДИО—в положение РАДИО.

4. Установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение ШП, переключатель диапазонов — в положение УКВ, а переключатель КАНАЛЫ — в положение 4, при этом должны прослушиваться собственные шумы приемника.

5. Нажать кнопку КОНТР. и удерживать ее в таком положении,

пока стрелка указателя АРК-УД установится в положение 180° с точностью ±13°, при этом лампы-сигнализаторы УП и ШП должны гореть, а в телефонах должен прослушиваться тональный сигнал.

6. Нажать кнопку АНТ. Л (или П). Не отпуская кнопки КОНТР., отвести стрелку указателя АРК-УД на КУР=0°. Отпустить кнопку и убедиться, что стрелка вернулась в прежнее положение. Отпустить кнопку КОНТР.

7. Произвести аналогичную проверку при установке переключателя режимов в положение УП (должна загореться лампа УП), а затем в положение И (должна загореться лампа И и, возможно, загорится лампа УП). При установке переключателя режимов в положение И в наушниках должен прослушиваться тональный сигнал с пониженной частотой.

8. Установить переключатель диапазонов на пульте управления в положение ДЦВ, а переключатель КАНАЛЫ— в положение I. Проверить работоспособность радиокомпаса АРК-УД в режимах ШП, УП и И описанным выше методом.

П р и м е ч а н и е. Разрешается проверку АРК-УД производить в диапазоне и режиме, необходимых для выполнения задания.

9. После проверки установить переключатели диапазонов и каналов в необходимое для выполнения задания положение и выключить радиокомпас установкой переключателя режимов в положение ВЫКЛ.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-3

7.2.7. Включение и проверка работоспособности.

1. Включить автомат защиты РАДИОВЫСОТОМЕР, установленный на правой панели АЗС верхнего электропульта.

2. Установить выключатель РАДИОВЫСОТОМЕР ВКЛ.— ВЫК., расположенный на левой приборной доске, в положение ВКЛ.

После включения радиовысотомера стрелка высоты должна отклониться по часовой стрелке за черный сектор шкалы, а на приборной доске должна загореться лампа РВ НЕ РАБОТ. Готовность радиовысотомера к работе определяется возвращением стрелки из черного сектора и установкой ее на нулевую риску шкалы с точностью ±0,5 м. В момент перехода стрелки через значение высоты, отмеченной индексом ОПАСНАЯ ВЫСОТА, долж-

на сработать звуковая сигнализация (в телефонах членов экипажа в течение 4—8 с слышится прерывистый сигнал) и световая сигнализация (загорается красная лампа на указателе высоты) .

РАДИОВЫСОТОМЕР А-037

7.2.7а. Включение и проверка работоспособности.

1. Включить автомат защиты сети РАДИОВЫСОТОМЕР, расположенный на правой панели АЗС верхнего электропульта.

2. Установить выключатель РАДИОВЫС. ВКЛ.— ВЫК., расположенный на левой приборной доске, в положение ВКЛ.

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

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

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

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

АППАРАТУРА РЕЧЕВЫХ СООБЩЕНИЙ
(речевой информатор РИ-65)

7.2.8. Для пользования РИ-65 необходимо:

1. Включить питание РИ-65 выключателем РИ-65, установленным на левой боковой панели верхнего электропульта, 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».

АППАРАТУРА 020М

7.2.9. 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.

7.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Полеты на высотах более 4 000 м производить с использованием кислородного оборудования.

7.3.1. Перед выполнением полета с использованием кислородного оборудования необходимо произвести осмотр оборудования и проверку его работоспособности, для чего каждому члену экипажа:

—проверить и убедиться, 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 парашюта;

—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—20° С);

—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 поплавок 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.

7.3.2. 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 2 000 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 К.П-21.

7.3.3. Запас кислорода в баллоне К.КО-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 более 5000 м — не более 20 мин.

7.3.4. Порядок проверки готовности кислородного оборудо-

вания, предназначенного для питания кислородом раненых, такой же, как указано в ст. 7.3.1.

7.3.5. Пользование кислородом больными и ранеными на земле и в полете производится периодически (по усмотрению медработника).

Для пользования кислородом необходимо:

—присоединить кислородную маску КМ-15И к прибору КП-21;

—надеть маску и убедиться в плотности прилегания ее к лицу;

—открыть запорный вентиль;

—в наземных условиях и при полетах на высотах до 2000 м при необходимости питания кислородом, а также при отказе кислородного прибора, затруднении дыхания или ухудшении самочувствия на любой высоте полета открыть вентиль аварийной подачи на приборе КП-21.

7.4. АСТРОКОМПАС

7.4.1. Астрокомпас может быть использован в диапазоне широт от —90 до +90° при видимости Солнца и наличии облачности не более 5 баллов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выключенном питании астрокомпаса и горящей сигнальной лампе ПРОГРЕВ вращать ручки управления запрещается.

7.4.2. Порядок проверки и настройки:

—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 долготу 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.

7.4.3. 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).

7.4.4. При отсутствии видимости Солнца стрелка А указателя курса показывает произвольный курс. При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ДКУ стрелка должна вращаться.

7.5. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН ВЕРТОЛЕТА

7.5.1. Керосиновый обогреватель (КО-50) рекомендуется включать:

—на земле при температуре наружного воздуха от +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.

7.5.2. 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 автоматы защиты сети (АЗС) КО-50, ВЕНТИЛЯТОР и НАСОС;

—установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение АВТОМ.;

—установить задатчик температуры на заданную (требуемую) температуру;

—нажать кнопку ЗАПУСК, при этом на пульте должно загореться табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ. Затем должно загореться табло ЗАЖИГАНИЕ и погаснуть табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ. Одновременно с загоранием табло ЗАЖИГАНИЕ загорается табло КО-50 РАБОТАЕТ. По истечении не более 40 с погаснет табло ЗАЖИГАНИЕ, что будет означать установившийся процесс горения в КО-50.

7.5.3. Для обогрева кабин в ручном режиме необходимо:

—установить заслонку вентилятора обогревателя в положение, соответствующее условиям запуска обогревателя;

—включить АЗС КО-50, ВЕНТИЛЯТОР и НАСОС;

—установить переключатель на пульте управления обогревателем в положение РУЧН.;

—установить переключатель в положение ПОЛН. РЕЖИМ (максимальный режим) или СРЕДН. РЕЖИМ (средний режим);

—нажать кнопку ЗАПУСК.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если КО-50 не запустился в течение 40 с (табло ЗАЖИГАНИЕ не гаснет), необходимо переключатель АВТОМ.—РУЧН. на пульте управления обогревателем установить в среднее положение, устранить неисправность, как указано в Инструкции по технической эксплуатации вертолета Ми-8, и произвести повторный запуск.

2. Перед установкой переключателя АВТОМ. — РУЧН. из положения АВТОМ. в положение РУЧН. и наоборот необходимо КО-50 выключить, охладить в течение 10—15 мин, а затем произвести запуск в требуемом режиме.

3.Запрещается запуск обогревателя на режиме рециркуляции, если температура в грузовой кабине выше +15° С.

7.5.4. Если требуется ускорить обогрев кабин вертолета в автоматическом или ручном режиме работы обогревателя при температуре наружного воздуха ниже —13° С, то необходимо перейти на режим рециркуляции, для чего рукоятку управления воздушной заслонкой из положения ИЗ АТМОСФЕРЫ перевести в положение ИЗ КАБИНЫ.

7.5.5. Для выключения обогревателя КО-50 установить переключатель АВТОМ.—РУЧН. в нейтральное положение. После посадки вертолета слить топливо из дренажного бачка.

7.5.6. Для перехода в режим вентиляции кабин установить выключатель ВЕНТИЛ. на пульте управления обогревателем в положение ВКЛ.

7.6. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

Система нейтрального газа используется в случаях выполнения полетов на боевое задание, попадания в зону грозовой деятельности и вынужденных посадок в аварийных ситуациях.

Для использования системы в этих случаях необходимо включить выключатель в положение ОБОГРЕВ Н. ГАЗА и установить выключатель НЕИТР. ГАЗ в положение ВКЛ. При этом в

положение ОБОГРЕВ Н. ГАЗА выключатель включается бортовым техником перед запуском двигателей, а выключатель НЕЙТР. ГАЗ в положение ВКЛ. устанавливается им по команде командира экипажа.

Выключение системы нейтрального газа во всех случаях производится после посадки вертолета, для чего бортовой техник устанавливает выключатели из положений ОБОГРЕВ Н. ГАЗА и НЕЙТР. ГАЗ в первоначальное положение.

П р и м е ч а н и е. На вертолетах, оборудованных подвесными и дополнительными баками с пенополиуретановой защитой, система нейтрального газа не устанавливается.

7.7. ПРИМЕНЕНИЕ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15

Проверить работоспособность доплеровской аппаратуры ДИСС-15, для чего:

— установить переключатель на пульте контроля этой аппаратуры (сзади правого летчика) в положение ПАМЯТЬ:

—установить переключатели С — М и К — Р в положения С и Р соответственно;

—установить АЗС ДИСС, выключатели ДИСС и (при необходимости) ПОДСВЕТ ДИСС в положение ВКЛ.; при этом на пульте контроля ДИСС должны загореться табло КОНТР, М и В, на индикаторе путевой скорости и угла сноса — табло П, на правой приборной доске — табло ДИСС ОТКАЗАЛ;

—проверить работу аппаратуры в режиме решения контрольных задач путем последовательной установки переключателя на пульте контроля ДИСС-15 в положения 1, 2 и 3; при этом показания индикатора висения и малых скоростей не должны отличаться более чем на ±2,5 км/ч и ±0,5 м/с соответственно от значений, указанных на пульте контроля, а показания индикатора путевой скорости и угла сноса должны быть 136±3,5 км/ч и 0±1° соответственно;

—проверить работу аппаратуры ДИСС-15 в режиме «Море», установив переключатель С — М на индикаторе путевой скорости и угла сноса в положение М при установке переключателя на пульте контроля в положение СКОРОСТЬ—136, СНОС—0. Значение путевой скорости при этом должно увеличиться на 3 км/ч. Оставить переключатель С — М в положении С и М в зависимо-

сти от вида предполагаемых полетов—над сушей или морем соответственно;

—проверить работоспособность индикатора координат, установив на нем нулевые значения счетчиков ПУТЬ КМ, БОКОВОЕ УКЛОНЕНИЕ КМ, УГОЛ КАРТЫ клавишами Н, В, ВЛ, ВПР, «—» и «+». При нахождении переключателя на пульте контроля ДИСС-15 в положении СКОРОСТЬ—136, СНОС—0 и показаниях путевой скорости 136±3,5 км/ч и угла сноса 0±1° нажать клавишу ВКЛ. на индикаторе координат. При исправной работе аппаратуры за 5 мин счетчик ВПЕРЕД на индикаторе координат должен отработать 11,3 км;

—проверить правильность отработки вычислителем контрольной задачи, задаваемой с индикатора путевой скорости и угла сноса, путем установки переключателя К—Р в положение К. Показания путевой скорости должны быть 306±3, 5 км/ч, а угла сноса 15±1°;

—проверить переход аппаратуры в режим «Память», поставив переключатель на пульте контроля в положение ПАМЯТЬ. При этом показания путевой скорости должны измениться не более чем на ±9 км/ч, а угол сноса — не более чем на ±3°. Одновременно должно загореться табло П на индикаторе путевой скорости и угла сноса. После выполнения указанных проверок установить переключатель К—Р в положение Р и переключатель на пульте контроля в положение РАБОТА.

Прогрев аппаратуры ДИСС-15 при температуре наружного воздуха выше —40° С составляет 5 мин, при более низкой температуре— не менее 15 мин.

7.8. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОГО УПОРА

Для включения и проверки СПУУ-52 необходимо:

—после запуска двигателей включить АЗС на правой панели, выключатель СПУУ-52 на левом щитке электропульта летчиков установить в положение ВКЛ.;

—поставить педали в нейтральное положение;

—нажать кнопку ОТКЛ. на центральном пульте летчиков (кнопка-табло загорается) и, не отпуская ее, установить нажимной переключатель в положение *t* (планка индикатора нуля перемещается на правую промежуточную отметку), затем в положение Р (планка перемещается на левую отметку);

—отпустить кнопку-табло и нажимной переключатель (кнопка-

табло гаснет, планка индикатора нуля занимает среднее положение);

—нажать кнопку-табло ОТКЛ. и, не отпуская ее, поворотом ручки КОНТРОЛЬ на пульте управления СПУУ-52 установить планку индикатора нуля в крайнее правое положение;

—выключить выключатель СПУУ-52 (установив его в положение ВЫК.) и отпустить кнопку-табло (планка индикатора нуля должна переместиться в крайнее левое положение, а кнопка-табло продолжает гореть);

—включить выключатель СППУ-52 (установив его в положение ВКЛ.), нажать кнопку-табло и, не отпуская ее, ручкой КОНТРОЛЬ установить планку индикатора нуля в среднее положение.

Перед полетом должны быть включены АЗС, выключатель СПУУ-52, индикатор нуля должен быть в среднем положении, а кнопка-табло ОТКЛ. не должна гореть.

В полете планка индикатора нуля перемещается влево с увеличением температуры или уменьшением давления наружного воздуха.

7.9. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

7.9.1. Для включения аккумуляторов необходимо:

—поставить выключатели АККУМУЛ. I и II в положение ВКЛ.;

—проверить напряжение на аккумуляторной шине, поставив галетный переключатель в положение ШИНЫ АКК. (напряжение должно быть не менее 24 В);

—проверить состояние бортовых аккумуляторных батарей, для чего:

а) выключатель АЭРОДР. ПИТАН. установить в положение ВЫКЛ.;

б) галетный переключатель на щитке ПОСТОЯННЫЙ ТОК установить в положение АККУМУЛ. I;

в) выключатель АККУМУЛ. II установить в положение выкл.;

г) включить топливоподкачивающий насос и проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В**);**

д) установить галетный переключатель в положение АККУМУЛ. II;

е) установить выключатель АККУМУЛ. II в положение ВКЛ., а выключатель АККУМУЛ.I в положение ВЫКЛ., проверить напряжение по вольтметру (должно быть не менее 24 В);

ж) выключить топливоподкачивающий насос;

з) установить выключатель АККУМУЛ. I в положение ВКЛ.;

и) установить галетный переключатель в положение ШИНЫ АКК.

7.9.2. Для включения аэродромного источника питания необходимо:

—при работе от аэродромного источника питания переменного тока дать команду подключить жгут источника питания к вилке ШРАП. После загорания табло АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО (табло загорается при правильном подключении аэродромного источника питания) проверить напряжение аэродромного источника питания, поставив галетный переключатель в положение АЭРОДРОМ. ПИТАН. (напряжение должно быть 200—205 В). Выключатель АЭРОДР. ПИТАН. поставить в положение ВКЛ. Переключатели ПО-500А ~ 115 и ПТ-200 ~ 36 поставить в положение АВТОМАТ, выключатели ВЫПРЯМИТЕЛИ I, II, III поставить в положение ВКЛ., проверить напряжение на шине ВУ, поставив галетный переключатель в положение ШИНЫ ВЫПР. (напряжение должно быть 27—29 В). Поставить галетный переключатель на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК в положение 115 (напряжение должно быть 115 В);

—при работе от аэродромного источника питания постоянного тока дать команду подключить жгут источника питания к вилке ШРАП, после загорания табло АЭР. ПИТ. ВКЛЮЧЕНО проверить напряжение аэродромного источника питания, поставив галетный переключатель в положение АЭР. ПИТ. (напряжение должно быть 27—29 В).

Выключатель АЭРОДР. ПИТАН. поставить в положение ВКЛ. Переключатель ПО-500А ~ 115 поставить в положение РУЧНОЕ.

Проверить напряжение преобразователя, поставив галетный переключатель на щитке ПЕРЕМЕННЫЙ ТОК в положение ~115 (напряжение должно быть 115 В).

7.10. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

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

—дать команду «Запуск АИ-9В»;

—на панели ЗАПУСК ТУРБОАГРЕГАТ. поставить переключатель ЗАПУСК— ПРОКРУТ.— ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК в положе-

ние ЗАПУСК;

—нажать на 2—3 с кнопку ЗАПУСК, после чего должно загореться табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА, двигатель АИ-9В автоматически выходит на режим холостого хода, при этом загорятся лампы-табло ДАВ. МАСЛ. НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА. Время выхода на режим холостого хода не более 20 с.

7.10.2. В процессе запуска двигателя АИ-9В допускаются:

—максимальный заброс температуры газов не более 880° С**;**

—мигаиие лампы табло ДАВ. МАСЛА НОРМА;

—падение напряжения в сети при запуске не менее чем до 18 В.

7.10.3. После выхода двигателя на режим холостого хода проверить параметры его работы и убедиться в том, что:

—температура газов за турбиной не более 720°С;

—горят сигнальные табло ДАВ. МАСЛА НОРМА, ОБОРОТЫ НОРМА;

—давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска двигателей находится в соответствии с графиком на рис. 3.2;

—переключатель РЕЗЕРВН. ГЕНЕРАТ. находится в положении ВЫКЛ.

7.10.4. Бортовому технику доложить командиру экипажа о запуске двигателя АИ-9В. После прогрева двигателя АИ-9В в течение не менее 1 мин доложить командиру экипажа о готовности к запуску двигателей ТВЗ-117МТ.

7.10.5. В случае самопроизвольного выключения двигателя АИ-9В для прекращения подачи топлива в двигатель необходимо нажать на 2—3 с кнопку ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В.

7.10.6. Запуск двигателя АИ-9В прекратить нажатием на 2—3 с кнопки ВЫКЛЮЧЕНИЕ АИ-9В, если:

—в течение 9 с после начала запуска нет показания температуры газов;

—напряжение в сети запуска падает ниже 18 В;

—температура газов за турбиной стремится превысить 880° С;

—после 30с с начала запуска продолжает гореть сигнальная лампа работы автоматической панели запуска;

—замечены какие-либо другие ненормальности в работе двигателя и его систем.

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

—поставить переключатель ЗАПУСК — ПРОКРУТ. —

ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК в положение ПРОКРУТ.;

—нажать кнопку ЗАПУСК, при этом должны загореться лампы-табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА, ДАВ. МАСЛА НОРМА.

7.10.8. При температуре наружного воздуха —40° С и ниже перед запуском необходимо произвести подогрев двигателя АИ-9В горячим воздухом с температурой от +80 до +90° С в течение 25—30 мин. Если температура наружного воздуха ниже —40° С и двигатель АИ-9В проработал более 10 мин, то его повторный запуск без подогрева разрешается выполнять в течение 1 ч с момента его останова.

7.10.9. Разрешается производить три последовательных запуска двигателя АИ-9В с перерывами между ними не менее 3 мин, после чего необходимы останов и охлаждение его не менее 15 мин.

7.10.10. Разрешается производить три последовательных отбора воздуха с перерывами между отборами не менее 1 мин на холостом ходу. Продолжительность каждого отбора воздуха не более 45 с. При этом общее время непрерывной работы двигателя АИ-9В в указанном режиме не более 10 мин, после чего его выключить для охлаждения в течение 15 мин.

7.10.11. Время непрерывной работы двигателя АИ-9В в режиме РЕЗЕРВЫ. ГЕНЕРАТ. не более 30 мин, после чего его выключить для охлаждения в течение 15 мин.

7.10.12. В случае необходимости разрешается производить пять последовательных отборов воздуха для запуска двигателя ТВ3-117МТ продолжительностью не более 45 с каждый с перерывами между отборами не менее 1 мин на холостом ходу. Общее непрерывное время работы при этом должно быть не более 13 мин, после чего его выключить и охладить в течение не менее 15 мин.

7.10.13. В процессе запуска двигателя АИ-9В включать отбор воздуха на запуск двигателей ТВ3-117МТ и подключать СТАРТЕР—ГЕНЕРАТОР на генераторный режим **запрещается.**

Р А З Д Е Л 8

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ

8.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

8.1.1. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина:	
без несущего и рулевого винтов	18,424 м
с вращающимися несущим и рулевым винтами …	25,352 м
Высота:	
без рулевого винта…….	4,756 м
с вращающимся рулевым винтом	5,321м
Расстояние от земли до нижней точки фюзеляжа (клиренс)	0,445 м
Площадь горизонтального оперения	2, 0 м^2
Угол установки стабилизатора относительно оси хвостовой балки	—6°
Размеры грузовой кабины:	
длина (по полу)	5,34 м
ширина	2,3 м
высота…	1,8 м
Размеры проема фюзеляжа в районе створок грузовой кабины: высота….	1,620 м
ширина (по строительной горизонтали) .	2,288 м
Размеры проема двери грузовой кабины:	
высота…	1, 405 м
ширина	0,825 м

8.1.2. НЕСУЩИЙ ВИНТ

Диаметр ……..	21,294 м
Число лопастей……	5
Направление вращения……...	Против хода часовой стрелки (если смотреть снизу)
Площадь, ометаемая несущим винтом .	356,1 м^2
Коэффициент заполнения ….	0,0777
Угол свеса лопастей:	
по нижнему ограничителю……..	$4^{\circ+10'}_{-20'}$
по центробежному ограничителю……..	1°40'+20'
Максимально возможный угол взмаха……	25° ± 30'
Угол установки лопастей (R=0, 7):минимальный	1°± 10' (на УП-21)

максимальный	14°±30'
Коэффициент компенсатора взмаха	.0,5
Угол отклонения лопасти в плоскости вращения несущего винта:	
вперед	13°±15'
назад..	11°+10'
Угол наклона оси несущего винта вперед	$4°30'_{-10}$
Минимальное расстояние от конца лопасти до хвостовой балки (на стоянке)	Не менее 0, 5

8.1.3. РУЛЕВОЙ ВИНТ

Тип	Карданный
Диаметр	3,908 м
Направление вращения	Передняя лопасть движется вверх
Число лопастей	3
Угол установки лопастей (на R = 0, 7):	
минимальный (левая педаль до упора)	—7°50'±45'
максимальный (правая педаль до упора)	20°30'±20'

8.1.4. ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Тип шасси …….. …….	Трехстоечное неубирающееся
Колея главных ног шасси …….	4, 510 м
База шасси ……. …….	4, 281 м
Размеры колес шасси:	
передней ноги ……... ……..	595 X 185 мм
главных ног …….. ……	865 X 280 мм
Стояночный угол (строительная горизонталь вперед вверх) ……. ……..	4°10'
Хвостовая опора ……... ……..	Амортизационная

8.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Управление вертолетом (рис. 8.11) в основном жесткой конструкции. Тросы применены в управлении тормозом несущего винта и частично в управлении рулевым винтом.

В продольном, поперечном управлении и в управлении общим шагом несущего винта установлены гидроусилители КАУ-30Б, а в управлении рулевым винтом — РА-60Б. Все гидроусилители работают по необратимой схеме.

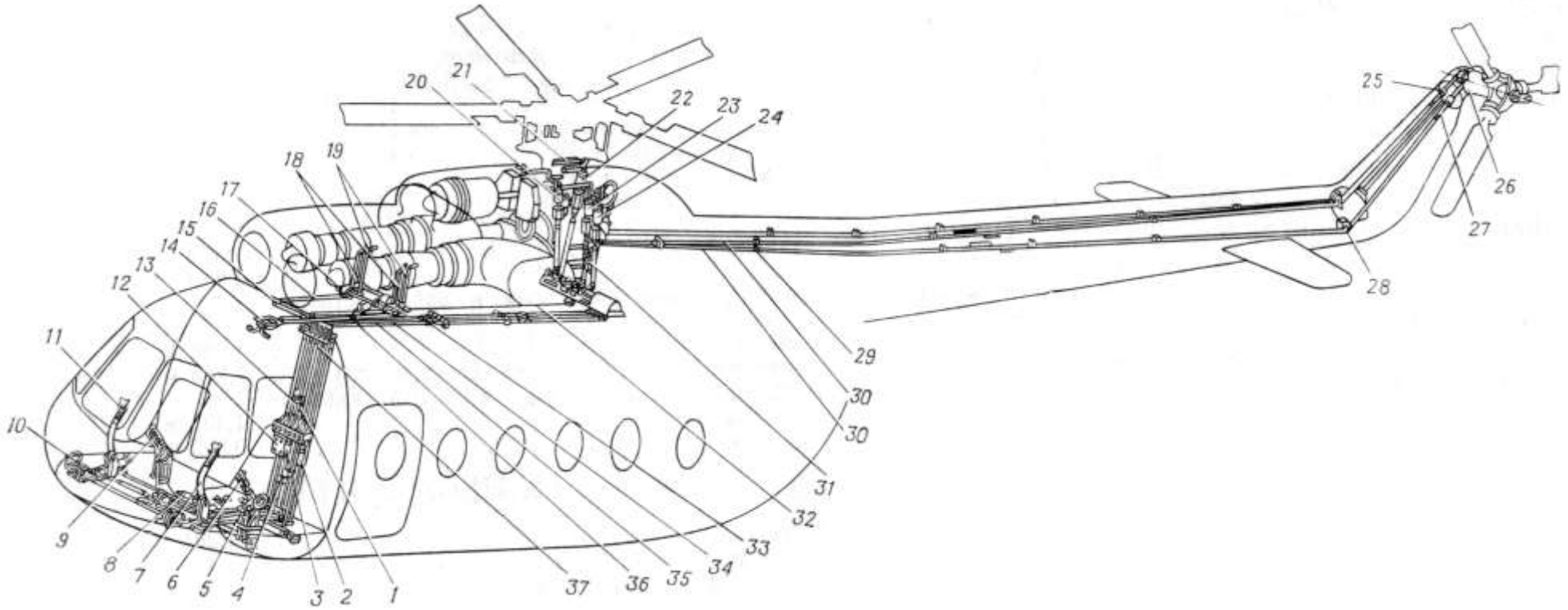


Рис. 8.1. Схема управления вертолетом:

1—пружинный механизм загрузки путевого управления; *2*—пружинный механизм загрузки продольного управления; 3 — пружинный механизм загрузки поперечного управления; *4*—электромагнитный тормоз; 5—рычаги раздельного управления двигателями; *6*—левая ручка шаг-газ; 7 — левая ручка продольно-поперечного управления; *8*—ручка тормоза несущего винта; *9*— правая ручка шаг-газ; *10*—педали путевого управления; *11* — правая ручка продольно-поперечного управления; *12* — кронштейн для установки гидроцилиндра механизма ограничения взлетной мощности; *13* — электромагнитный тормоз; *14*—рычаги останова двигателей; *15* — кронштейн с роликами; *16*— тросовая проводка управления остановом двигателей; *17* — электромеханизм МП-100М-2С; *18*—тяги управления двигателями; *19*—тяги управления остановом двигателей; *20*—комбинированный агрегат управления КАУ-ЗОБ продольного управления; *21*— рычаг общего шага; 22—комбинированный агрегат управления общим шагом; *23*—комбинированный агрегат управления РА-60Б путевого управления; *24* — комбинированный агрегат управления КАУ-30Б поперечного управления; 25 — направляющая втулочно-роликовой цепи; *26*—звездочка хвостового редуктора; 27—втулочно-роликовая цепь; *28* — кронштейн с роликами; 29 — направляющие колодки тросов путевого управления; *30* — тросы управления рулевым винтом; *31*—механизм подвижного упора системы СПУУ-52-1; *32*—трос управления тормозом несущего винта *33* — тяги поперечного управления; *34* — тяги путевого управления; *35* — тяги управления общим шагом; *36*—тяги продольного управления; 37 — балансировочный груз в системе продольного управления.

Продольное и поперечное управление осуществляется летчиком, который, отклоняя ручку, изменяет наклон тарелки автомата перекоса, что вызывает циклическое изменение угла установки лопастей в различных азимутальных положениях, а следовательно, меняется направление равнодействующей силы тяги несущего винта.

В продольном управлении установлен гидроупор, который включается только на земле. При отклонении автомата перекоса назад на угол $2^0 12^/$ и более на ручке управления от гидроупора возрастает усилие на 12±3 кгс. Резкое увеличение усилия на ручке управления сигнализирует летчику о недопустимости дальнейшего отклонения ручки назад для исключения возможности касания лопастей несущего винта о хвостовую балку при рулении вертолета на земле.

Включение гидроупора при обжатии амортизаторов производится микровыключателями, установленными на амортизационных стойках главных ног шасси. После отрыва вертолета от земли гидроупор автоматически отключается.

В управлении рулевым винтом используется система подвижного упора СПУУ-52-1 в целях ограничения предельного угла установки лопастей рулевого винта в зависимости от температуры и давления окружающей среды (рис. 8.2).

Для создания на ручке и педалях управления необходимых усилий, обеспечивающих возможность плавного выполнения маневра на вертолете, в систему управления включены пружинные механизмы загрузки. Снятие усилий с ручки управления и педалей, вызванных изменением балансировки вертолета, осуществляется электромагнитными тормозами ЭМТ-2М с помощью кнопок, расположенных на обеих ручках управления.

Управление общим шагом осуществляется от рычага шаг-газ, кинематически связанного с ползуном автомата перекоса и одновременно с рычагами управления двигателями.

Наряду с объединенным управлением системой шаг-газ на вертолете предусмотрено раздельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы отдельно каждого двигателя, а также производить поочередное опробование двигателей на земле. Раздельное управление двигателями осуществляется двумя рычагами, установленными на кронштейне левой ручки шаг-газ.

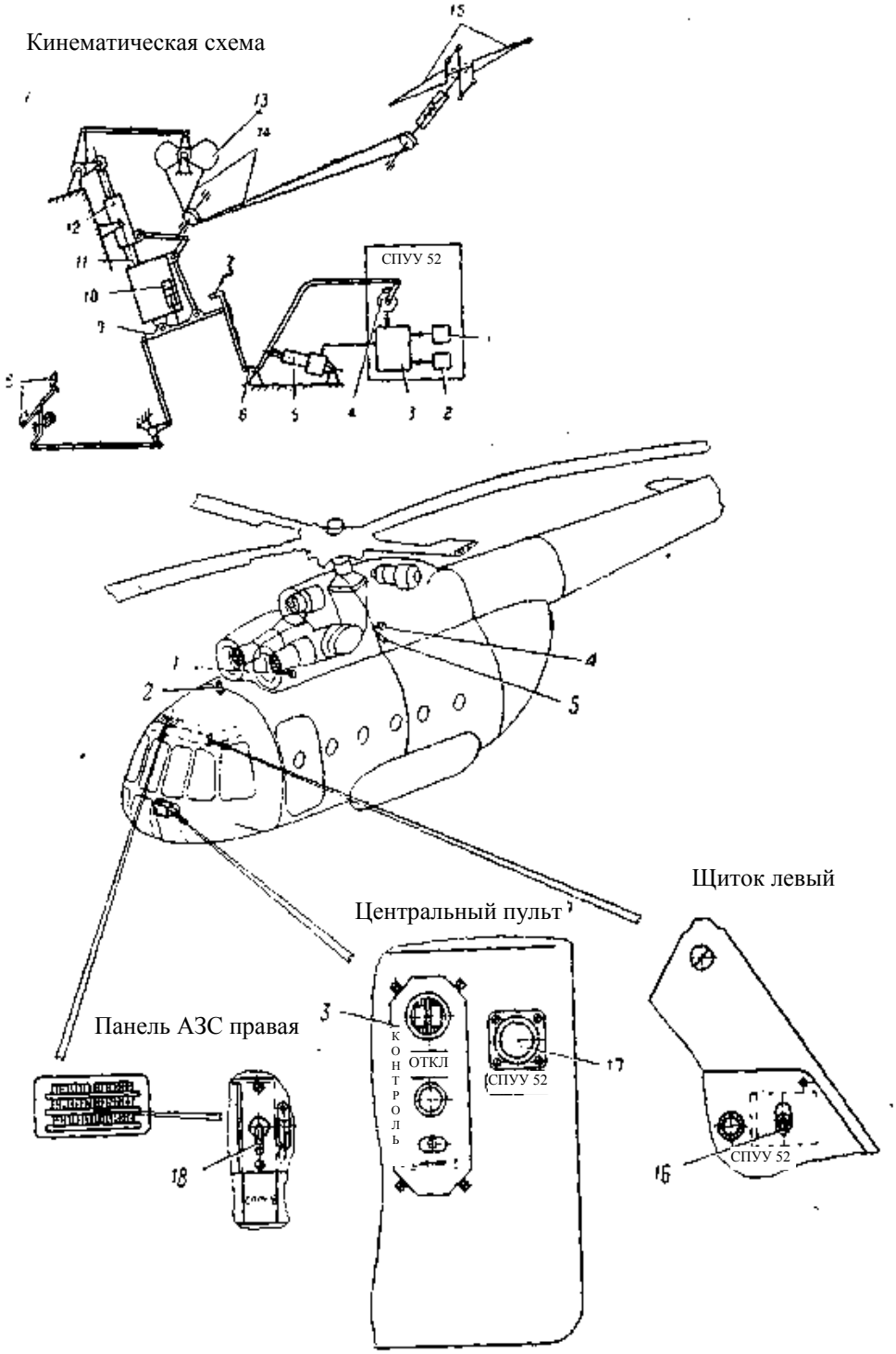


Рис. 8.2. Функциональная схема системы подвижного упора СПУУ-52: 1-измерительный комплекс давления ИКД; 2-приемник электрического термометра сопротивления П-1; 3 - блок БУ-32-1; 4 - датчик обратной связи (ДОС); 5 - электромеханизм МП-100М; 6-качалка; 7 - подвижный упор; 8 - педали путевого управления; *9* - рычаг управления золотником гидроусилителя; *10* - золотник гидроусилителя; 11 - шток гидроусилителя; 12 - гидроусилитель; 13 - сектор; 14 - трос управления рулевым винтом; 15 - рулевой винт; 16 - выключатель системы СПУУ-52; 17 - контрольный штепсельный разъем с заглушкой; 18 - автомат защиты сети системы СПУУ-52

Для установки оборотов несущего винта перед взлетом, равных 95%, предусмотрена ручная перенастройка регуляторов свободных турбин двигателей. Управление перенастройкой оборотов осуществляется переключателями ОБОРОТЫ БОЛЬШЕ—МЕНЬШЕ, установленными на ручках шаг-газ левого и правого летчиков.

Левый рычаг шаг-газ имеет дисковый фрикцион с электрогидравлическим упором. Фрикцион затянут маховичком так, что без нажатия кнопки отключения электрогидроупора необходимо применить усилие в 20—25 кгс.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА КОНТРОЛЬНОМ ВИСЕНИИ

8.2.1. При нормальной работе гидросистемы вертолета необходимо на контрольном висении убедиться в исправности системы управления.

В момент отрыва основных колес при увеличении общего шага вертолет имеет тенденцию к развороту влево, вследствие того что увеличивается реактивный момент от несущего винта, а реакция земли, парирующая этот момент, исчезает.

Для предотвращения разворота влево летчику необходимо перемещением правой педали увеличить тягу рулевого винта и убедиться, что вертолет реагирует на путевое управление, при этом перемещение ручки управления и педалей происходит без рывков и заеданий.

Если в момент отрыва вертолет не реагирует на перемещение правой педали (тенденция к развороту влево не устраняется), летчику необходимо уменьшить общий шаг несущего винта до минимального значения. При необходимости выключить двигатели.

Перед отрывом вертолета от земли необходимо убедиться в достаточности запасов продольного и поперечного управления, т. е. отклонения ручки управления от ее нейтрального положения на величину, необходимую для отделения вертолета от земли.

П р и м е ч а н и е. На всех режимах полета запасы управления обеспечивают достаточную управляемость вертолета в пределах, установленных инструкцией экипажу.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

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

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

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

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

Развороты и управление курсом вертолета выполнять с помощью крена.

Развороты целесообразно выполнять в левую сторону.

В полете перед выполнением посадки целесообразно выполнить ее имитацию для усвоения необходимых действий и связи между движением общим шагом и курсом вертолета. Целесообразно также опробовать уход на второй круг, имея в виду, что при выполнении посадки выполнять уход можно на высоте не менее 10 м и скорости не менее 80 км/ч.

Площадку приземления выбирать таким образом, чтобы приземление выполнять с боковым ветром справа, что значительно упрощает пилотирование и позволяет выполнять посадку на меньшей скорости приземления.

После выбора площадки установить на предпосадочной прямой скорость снижения в прямолинейном полете 150 км/ч при

вертикальной скорости 3—4 м/с.

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

На высоте 3—4 м увеличить общий шаг для получения к моменту приземления вертикальной скорости 1— 2 м/с. При этом иметь в виду, что разворот вертолета влево и увеличение угла сноса следуют с запаздыванием 1— 2 с после взятия общего шага.

После приземления вертолета уменьшить общий шаг до минимального. При необходимости выключить двигатели.

Путевое управление включает в себя систему подвижных упоров (СПУУ-52-1). В полете кнопка-табло ОТКЛ. на центральном пульте кабины летчиков не должна гореть, планка индикатора нуля перемещается влево с увеличением температуры или уменьшением давления наружного воздуха.

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

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

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

8.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Гидравлическая система вертолета (рис. 8.3.) предназначена для питания рабочей жидкостью:

—агрегатов управления (КАУ-30Б и РА-60Б);

—гидроцилиндра управления фрикционом ручки шаг-газ;

—гидроцилиндра управления форсажем двигателей;

—гидроцилиндра управления переменным упором в продольном управлении вертолетом.

Для обеспечения питания гидроусилителей управления вертолетом имеются две гидросистемы: основная и дублирующая, которые объединены в одном гидроблоке. Кроме того, основная система обеспечивает подачу жидкости к гидроцилиндрам управления фрикционом ручки шаг-газ, управление форсированием двигателей, управление переменным упором в продольном управлении, а также обеспечивает переключение комбинированных агрегатов управления на управление вертолетом от автопилота.

При нормальной работе основной системы насос дублирующей системы работает на слив. При падении давления в основной системе до 30±5 кгс/см^2 автоматически включается дублирующая система.

Основные технические данные гидросистемы

Рабочая жидкость	Масло АМГ-10
Рабочее давление в основной и дублирующей гидросистемах .	45±3—б5$^{+8}_{-2}$ кгс/см^2
Диапазон температуры окружающего воздуха, при которой обеспечивается нормальная работа гидросистем	От —50 до +60° С
Количество масла АМГ-10 в гидросистемах .	22 л
Давление в системе, при котором происходит включение насоса на рабочий режим .	45 ± 3 кгс/см^2
Давление в основной системе, при котором насос дублирующей системы переключается на холостой режим	б5$^{+8}_{-2}$ кгс/см^2
Минимальное давление в основной системе, при котором происходит переключение питания гидроусилителей на дублирующую систему	30 ± 5 кгс/см^2
Давление в гидроаккумуляторах после зарядки техническим азотом (при отсутствии давления в гидросистеме) . .	30 ± 2 кгс/см^2

При нормальной работе гидросистемы горит зеленое табло ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА на средней панели электропульта летчиков, при этом давление жидкости в гидросистеме контролируется по манометру над световым табло.

При падении давления в основной гидросистеме до 30±5 кгс/см^2 речевой информатор РИ-65 выдает сообщение «Отказала

основная гидросистема», загорается желтое табло ДУБЛИР. ВКЛЮЧЕНА, а манометр над световым табло показывает нарастание давления в дублирующей гидросистеме. Летчику в этом случае необходимо выключатель основной гидросистемы установить в положение ВЫКЛ. для предотвращения возможной утечки гидросмеси через место повреждения.

Однако при малых утечках гидросмеси из основной гидросистемы не происходит устойчивого перехода управления на питание от дублирующей гидросистемы (попеременно подключается то одна, то другая гидросистема). При этом гидросмесь из дублирующей гидросистемы перетекает в основную и через имеющуюся в ней течь теряется из системы. Для исключения этого недостатка гидросистема дорабатывается электроавтоматикой, обеспечивающей устойчивое (необратимое) подключение дублирующей гидросистемы после нарастания в ней давления до (25± ±1,63) кгс/см^2. Срабатывание автоматики происходит и в нормальных условиях эксплуатации при запуске двигателей, когда давление в дублирующей гидросистеме нарастает быстрее, чем в основной, и при переключении управления на питание от дублирующей гидросистемы при его проверке. Для подключения основной гидросистемы в этих случаях установлена кнопка ОТКЛ. ДУБЛИР., пользование которой разрешается только на земле. В целях исключения возможности одновременного выключения основной и дублирующей гидросистем выключатель дублирующей гидросистемы ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИР. должен находиться в положении ВКЛ., закрыт предохранительным колпаком и опломбирован.

В полете при отказе гидросистемы необходимо руководствоваться указаниями, изложенными в подразд. 6.13 данной Инструкции.

При переходе на дублирующую гидросистему автопилот и система расстопоривания фрикциона шаг-газ отключаются. В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага шаг-газ, следует подобрать определенную затяжку фрикциона на рычаге шаг-газ.

Сила затяжки фрикциона регулируется маховичком, установленным на оси рычага шаг-газ. При вращении маховичка по ходу часовой стрелки, если смотреть со стороны летчика, предварительная сила сжатия пружин фрикциона уменьшается.

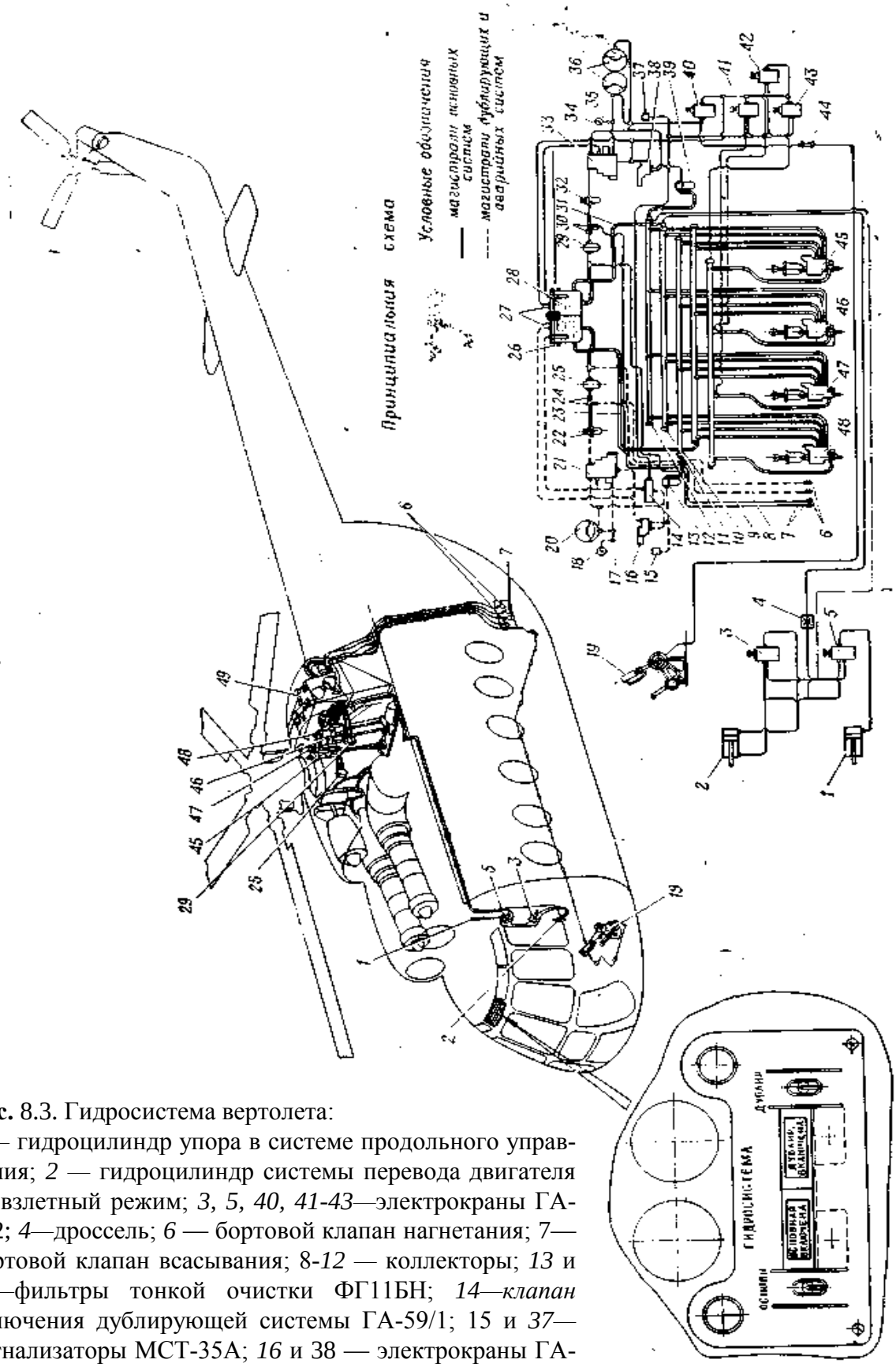


Рис. 8.3. Гидросистема вертолета:
1 — гидроцилиндр упора в системе продольного управления; *2* — гидроцилиндр системы перевода двигателя на взлетный режим; *3, 5, 40, 41-43*—электрокраны ГА-192; *4*—дроссель; *6* — бортовой клапан нагнетания; 7—бортовой клапан всасывания; 8-*12* — коллекторы; *13* и *39*—фильтры тонкой очистки ФГ11БН; *14—клапан* включения дублирующей системы ГА-59/1; 15 и *37*—сигнализаторы МСТ-35А; *16* и 38 — электрокраны ГА-74М-5; *17* и 35 — датчики давления гидросистемы; *18* и *34*— указатели давления гидросистемы; *19* — рычаг шаг-газ: *10* и *36* — гидроаккумуляторы; *21* и 33—автоматы разгрузки насоса ГА-77В; *22* и *32*— фильтры 269МФ; *23* и *31* — сливные трубопроводы; *24* и 30 — обратные клапаны ОК-10А; *25* и *29*— гидронасосы НШ-39М: 26 - мерное стекло гидробака: 27— трубопроводы; 28—гидробак; 44—дозатор ГА-172-00-3Т; *45, 47* и *48* — гидроусилители КАУ-30Б; *46* — гидроусилитель РА-60Б; *49* — панель с агрегатами гидросистемы

В этом случае для перемещения рычага шаг-газ потребуется меньше усилия. При вращении маховичка против хода часовой стрелки усилия для перемещения рычага шаг-газ возрастают.

Для обеспечения работоспособности основной гидросистемы при разрушении в полете одной из диафрагм гидроаккумуляторов этой системы на вертолетах предусмотрена доработка спаренных гидроаккумуляторов основной гидросистемы по разделению их газовых полостей. Давление зарядки азотом каждого из гидроаккумуляторов остается без изменений.

8.4. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА

8.4.1. Топливная система вертолета (рис. 8.4) предназначена для размещения необходимого запаса топлива на борту вертолета и для бесперебойного питания топливом основных двигателей, двигателя бортовой вспомогательной установки и керосинового обогревателя на всех эксплуатационных режимах работы вертолета.

На вертолете топливо размещается в трех основных топливных баках, из которых два подвесных жестких бака расположены снаружи по бортам фюзеляжа, а один расходный мягкий бак—в контейнере за главным редуктором.

При необходимости для увеличения дальности и продолжительности полета внутри фюзеляжа могут быть установлены один или два дополнительных жестких бака.

Применяемые топлива или их смеси: Т-1 и ТС-1 ГОСТ 10227-62, Т-7 ВТУ 38-1-87-67.

П р и м е ч а н и е. Топливо ТС-1 разрешается применять при температуре атмосферного воздуха не ниже минус 45° С.

Вместимость топливных баков составляет:

Расходного бака	(445+10)л
Левого подвесного бака	(745+10)л
Правого подвесного бака	(680+10)л
Дополнительного бака	(915+10)л

П р и м е ч а н и е. Вместимость протестированного расходного бака составляет 415 л.

При переходе на дублирующую гидросистему автопилот и система расстопоривания фрикциона шаг-газ отключаются.

В этом случае для создания оптимальных усилий, необходимых для перемещения рычага шаг-газ, следует подобрать определенную затяжку фрикциона на рычаге шаг-газ.

Сила затяжки фрикциона регулируется маховичком, установленным на оси рычага шаг-газ. При вращении маховичка по ходу часовой стрелки, если смотреть со стороны летчика, предварительная сила сжатия пружин фрикциона уменьшается, и для перемещения рычага шаг-газ потребуется меньше усилия. При вращении маховичка против хода часовой стрелки усилия для перемещения рычага шаг-газ возрастают.

Измерение запаса топлива в баках вертолёта как раздельно, так и суммарно (кроме правого дополнительного бака) осуществляется с помощью топливомера СКЭС-2027В. Указатель топливомера и его переключатель установлены на правой приборной доске лётчиков.

На вертолётах с подвесными и дополнительными баками с пенополиуретановой защитой вместимость топливных баков составляет:

Расходного протектированного бака	415 л
Левого подвесного бака с пенополиуретаном	715 л
Правого подвесного бака с пенополиуретаном	650 л
Дополнительного бака с пенополиуретаном	895 л

Измерение запаса топлива в топливных баках осуществляется с помощью штатного топливомера.

На корпусе переключателя нанесены трафареты, соответствующие фиксированным положениям ручки переключателя.

В схему топливомера включено табло о резервном остатке топлива в расходном баке ОСТАЛОСЬ 270 Л на правой приборной доске летчиков.

Цепь питания топливомера подключена к аккумуляторной шине через АЗС ГК-2 ТОПЛИВОМЕР, установленный на правой панели АЗС электропульта.

Топливо из подвесных баков двумя центробежными насосами ЭЦН нагнетается по трубопроводам в расходный бак, из которого электроприводным центробежным насосом подается к двигателям ТВ3-117МТ. В магистралях от насоса расходного бака к двигателям установлены перекрывные (пожарные) краны. Отбор топлива для питания двигателя АИ-9В и керосинового обогрева-

теля КО-50 производится от магистрали, идущей к правому двигателю ТВЗ-117МТ, до пожарного крана.

Заправка топливных баков осуществляется открытым способом через заливные горловины. Слив топлива из баков производится через сливной кран расходного бака, при этом топливо перекачивается насосами подвесных баков в расходный.

Работа подкачивающих и перекачивающих насосов контролируется по световым табло РАСХОД РАБОТАЕТ, ЛЕВЫЙ РАБОТАЕТ, ПРАВЫЙ РАБОТАЕТ на средней панели электропульта.

Для включения топливных насосов должны быть включены автоматы защиты сети насосов и выключатели НАСОСЫ БАКОВ - ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ, РАСХОД. При нормальной работе насосов табло должны гореть.

ОТКАЗЫ И НЕИСПРАВНОСТИ В РАБОТЕ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

8.4.2. При загорании или мигании табло ОСТАЛОСЬ 270 Л с сообщением от РИ-65 «Аварийный остаток топлива» при наличии топлива в подвесных баках вследствие заедания поплавкового клапана будут гореть табло ЛЕВЫЙ РАБОТАЕТ, ПРАВЫЙ РАБОТАЕТ. Если световое табло ОСТАЛОСЬ 270 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, для чего при включенном автомате защиты сети ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА—КРАН ПЕРЕПУСК (на панели АЗС электропульта) установить переключатель ПЕРЕПУСК (на средней панели электропульта) в положение ОТКР. При этом откроется перепускной кран расходного бака и топливо, минуя поплавковый клапан, будет подаваться насосами подвесных баков через кран в расходный бак.

Дальнейшую выработку топлива производить только вручную, не допуская переполнения расходного бака. При этом количество топлива в расходном баке по топливомеру во избежание выбивания топлива через дренаж не должно превышать 370—390 л.

8.4.3. При отказе обоих перекачивающих насосов подвесных баков гаснут табло ЛЕВЫЙ РАБОТАЕТ, ПРАВЫЙ РАБОТАЕТ, речевой информатор РИ-65 выдает сообщение «Отказали насосы основ-

ных топливных баков», понижается уровень топлива в расходном баке, что в дальнейшем приведет к загоранию табло ОСТАЛОСЬ 270 Л.

При отказе обоих перекачивающих насосов пополнение топливом расходного бака не производится, при этом следует помнить, что запаса топлива в расходном баке достаточно для полета в течение не более 17—25 мин.

При отказе одного из перекачивающих насосов, признаком чего является погасание табло ЛЕВЫЙ РАБОТАЕТ или ПРАВЫЙ РАБОТАЕТ, один работающий перекачивающий насос обеспечивает перекачку топлива из обоих подвесных баков и дополнительных баков, если последние установлены. При этом перекрывные краны трубопроводов, соединяющих подвесные баки между собой в передней (два крана передней магистрали) и задней (один кран задней магистрали) магистралях и служащих для равномерной выработки топлива из подвесных баков, должны быть открыты. Краны закрываются только в случае демонтажа одного из баков.

Для выработки топлива из одного или двух дополнительных баков необходимо, чтобы перепускной кран, предназначенный для подключения одного или двух дополнительных баков к передней магистрали подвесных баков, был открыт. Кран открывается вручную. Он установлен под полом грузовой кабины рядом с передними перекрывными кранами трубопроводов подвесных баков.

Однако во избежание оголения работающего насоса необходимо пилотировать вертолет плавно, развороты выполнять координированно, избегать скольжений.

8.4.4. При отказе подкачивающего насоса расходного бака гаснет табло РАСХОД РАБОТАЕТ, при этом возможно уменьшение оборотов двигателей на 2—5% и оборотов несущего винта на 1—3%, а речевой информатор РИ-65 выдает сообщение «Отказал насос расходного бака». В этом случае необходимо усилить контроль за работой двигателей. Изменение режимов работы двигателей и эволюции вертолета необходимо выполнять плавно.

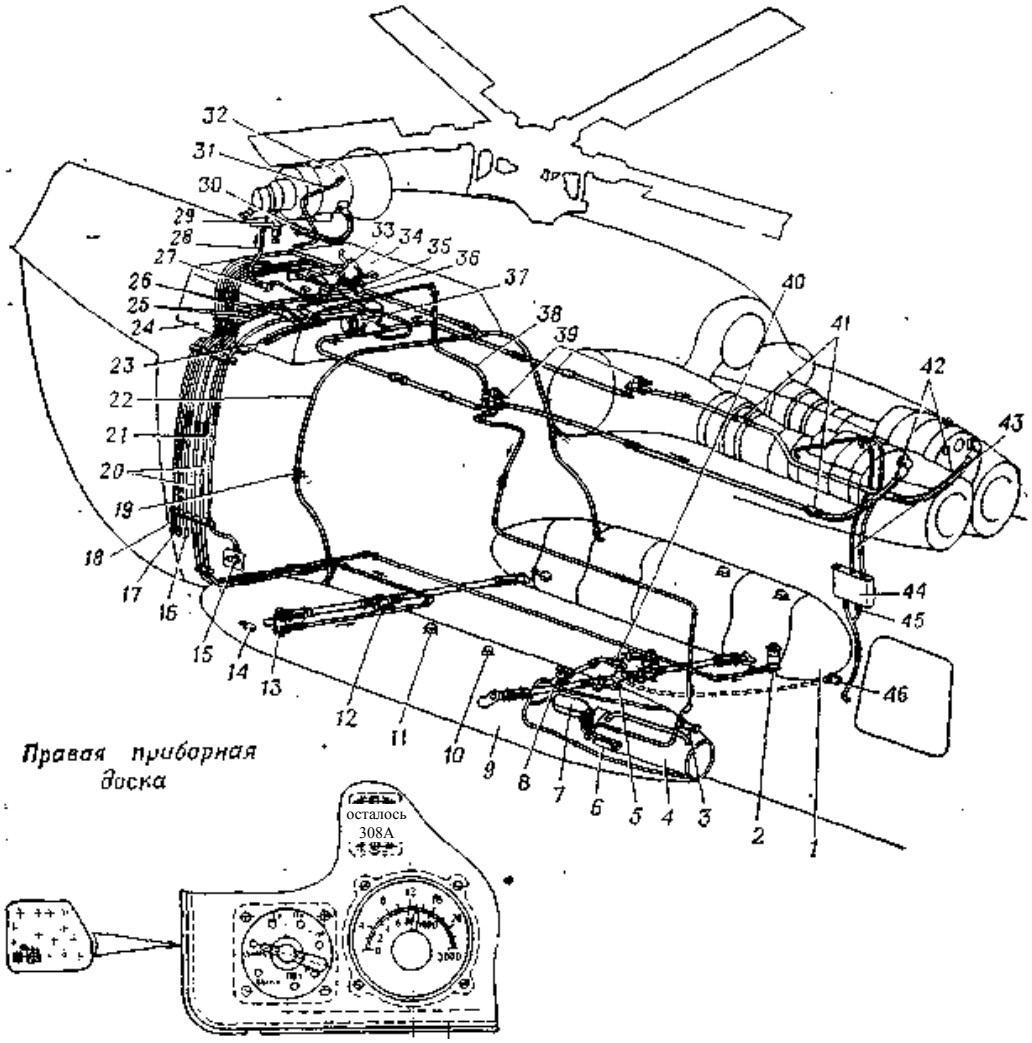
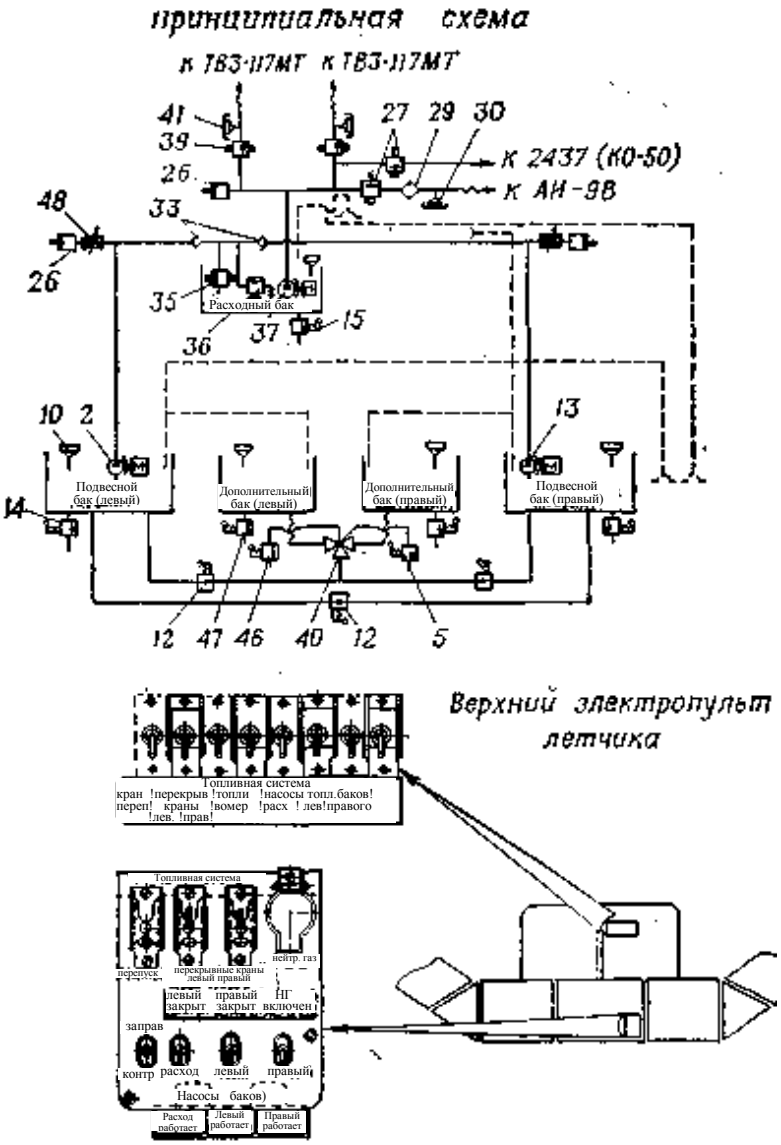


Рис. 8.4. Топлив

1 — левый подвесной бак; 2 — насос ЭЦН левого подвесного бака; 3 — насос сливной кран; *6*—подогреватель топлива из комплекта КО-50; 7—топлив стеме дополнительного бака; *9*—правый подвесной бак; *10*—заливная гор ЭЦН правого подвесного бака; *14*—сливной кран; *15* — сливной кран расход *18*—дренаж топливного насоса; *19*—тройник подключения дренажа дополни в расходный; *21* — трубопровод слива топлива из расходных баков; 22—тру торов давления; *24*—расходный бак; 25—трубопроводы подвода давления топлива; *27*—электромагнитный кран; *28*—трубопровод подачи топлива к ля АИ-9В; *31*—трубопровод дренажа двигателя АИ-9В; 32—газотурбинный расходного бака; 35 — перекрывной кран; *36*—поплавковый клапан: *37*—топ лю АИ-9В; *39*—перекрывные краны в магистра-



ная система:

керосинового обогревателя КО-50; *4* — керосиновый обогреватель КО-50; 5 — ная коробка из комплекта КО-50; 8—штуцер подключения к топливной си-ловина; *11*—датчик топливомера СКЭС; 12—перекрывной кран; *13*—насос ного бака; *16* — дренаж расходного бака; *17* — дренаж подвесных баков; тельного бака; 20 — трубопроводы перекачки топлива из подвесных баков бопровод дренажа подвесных баков; *23* — трубопровод дренажа сигнализа-к сигнализаторам давления; *26* — датчики СД-29А сигнализации давления двигателю АИ-9В; 29 — топливный фильтр; 30 — клапан консервации двигате-двигатель АИ-9В; 33—блок обратных клапанов; *34*—трубопровод дренажа ливный насос расходного бака; *38* — трубопровод подачи топлива к двигате-ТВЗ-117МТ; *40*—перепускной кран; *41*—клапаны консервации двигателей проводы дренажа двигателей ТВЗ-117МТ; *44*—дренажный бачок; *45*—слив-иых бачков; *47* — сливной кран для слива отстоя дополнительного бака; *48* — равлический

8.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

Система нейтрального газа (НГ) предназначена для защиты топливных баков от взрыва путем заполнения надтопливного пространства баков углекислым газом.

Система НГ (рис. 8.5) состоит из следующих частей:

—стационарного огнетушителя ОСУ-5 (баллона) вместимостью 8 л, заполненного обезвоженной кислотой под давлением 170 кгс/см^2;

—редуктора понижения давления газа, поступающего из баллона в систему;

—переходника с жиклером, установленного на редукторе и служащего для дальнейшего снижения давления газа и дозировки подачи его в систему;

—обратного клапана для предотвращения попадания топлива в систему НГ;

—предохранительно-сигнального устройства баллона;

—монтажных трубопроводов и шлангов;

—системы электрического обогрева баллона и редуктора;

—системы дистанционного управления пиротехническим устройством открытия затвора огнетушителя;

—средств контроля исправности элементов системы нейтрального газа.

П р и м е ч а н и е. На вертолетах, оборудованных подвесными и дополнительными баками с пенополиуретановой защитой, система нейтрального газа не устанавливается.

8.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительная система (ПОС) вертолета (рис. 8.6) предназначена для защиты от обледенения лопастей несущего и рулевого винтов, двух передних боковых стекол кабины экипажа и входных устройств двигателей с ПЗУ (пылезащитные устройства).

Противообледенительные системы винтов и стекол кабины экипажа работают на принципе электротеплового действия.

Противообледенительная система ПЗУ смешанная — воздушно-теплового и электротеплового действия, а противообледенительная система входных устройств двигателей — воздушно-теплового действия.

Питание системы электрообогрева осуществляется переменным током напряжением 200 В и частотой 400 Гц.

Для воздушно-теплового обогрева используется горячий воздух, отбираемый от компрессоров двигателей.

Противообледенительная система винтов, правого двигателя с ПЗУ и стекол включается автоматически от сигнала РИО-3 или вручную. ПОС левого с ПЗУ двигателя включается только вручную выключателем ДВИГ. ПЗУ ЛЕВ.

.

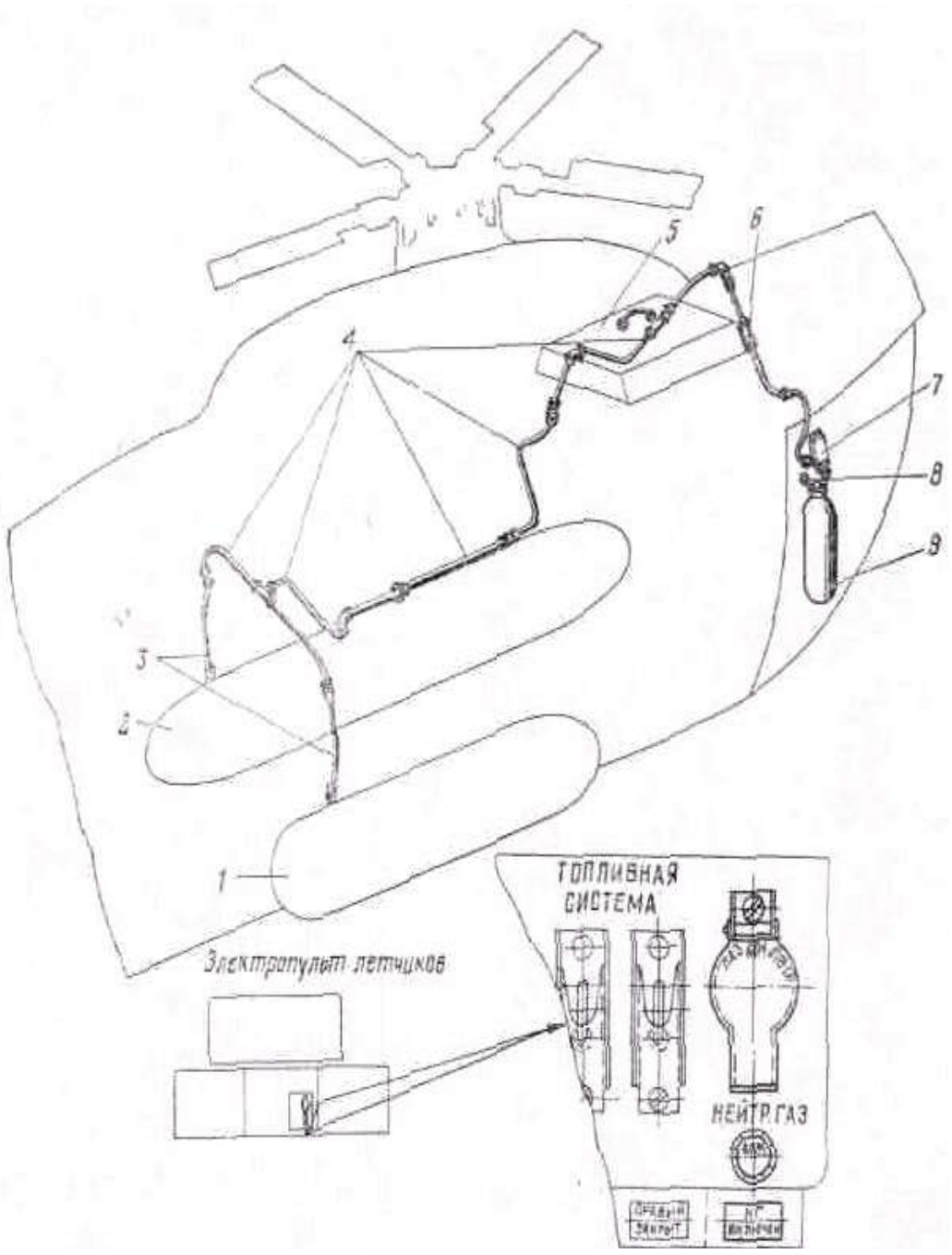


Рис. 8.5. Система нейтрального газа:
1—левый подвесной бак; *2*—правый подвесной бак; 3—гибкие трубопроводы; *4* — трубопроводы; 5 — расходный бак; *6* — обратный клапан; 7 — редуктор с фильтром НГ в коробке обогрева редуктора НГ; *8* — сигнальная шайба саморазрядки баллона; *9*—баллон ОСУ-5 с нейтральным газом в чехле обогрева

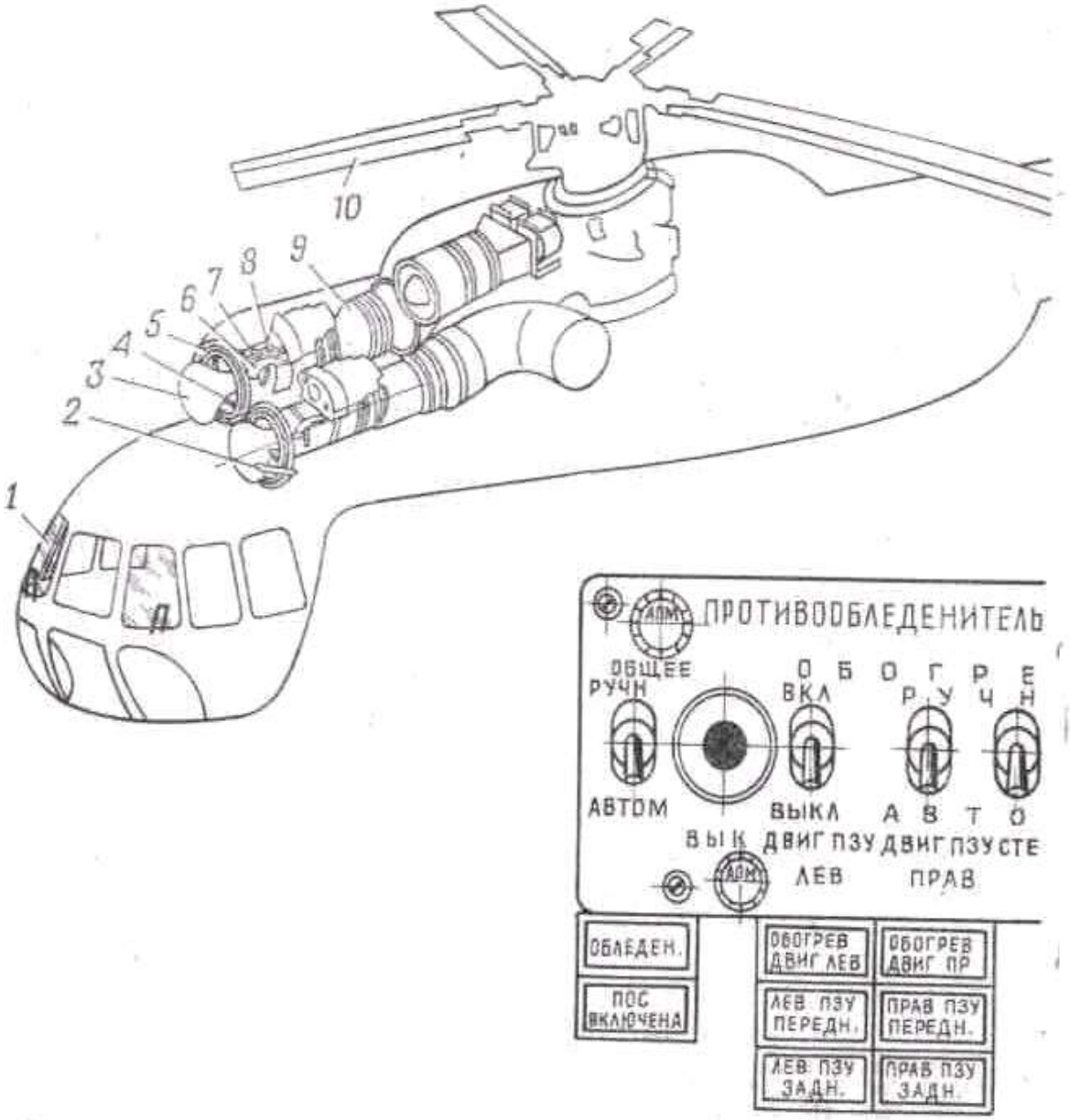
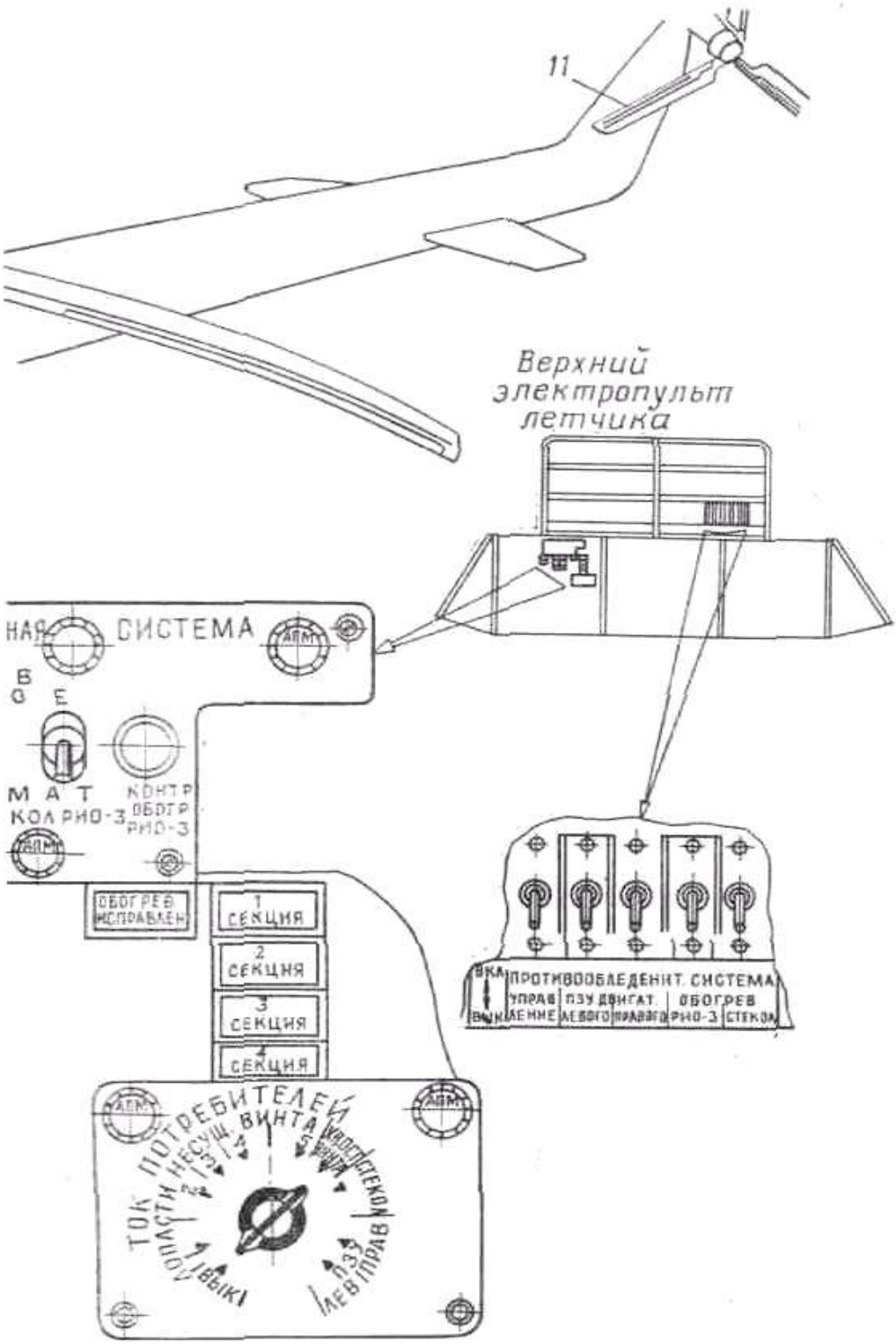


Рис. 8.6. Противообледенительная
1 — обогреваемые стекла; *2* — раструб вывода пыли; *3* — обогреватель компенсатора насоса-регулятора НР-3АМ; *7* — трубопровод; *8* — элек
сущий винт; *II* —



система вертолета:
ПЗУ; *4*—стойки; 5 — входной туннель; *6*—воздухозаборник термо
тромеханическая заслонка 1919Т; *9* — двигатель ТВ3-117МТ; *10* — не
рулевой винт

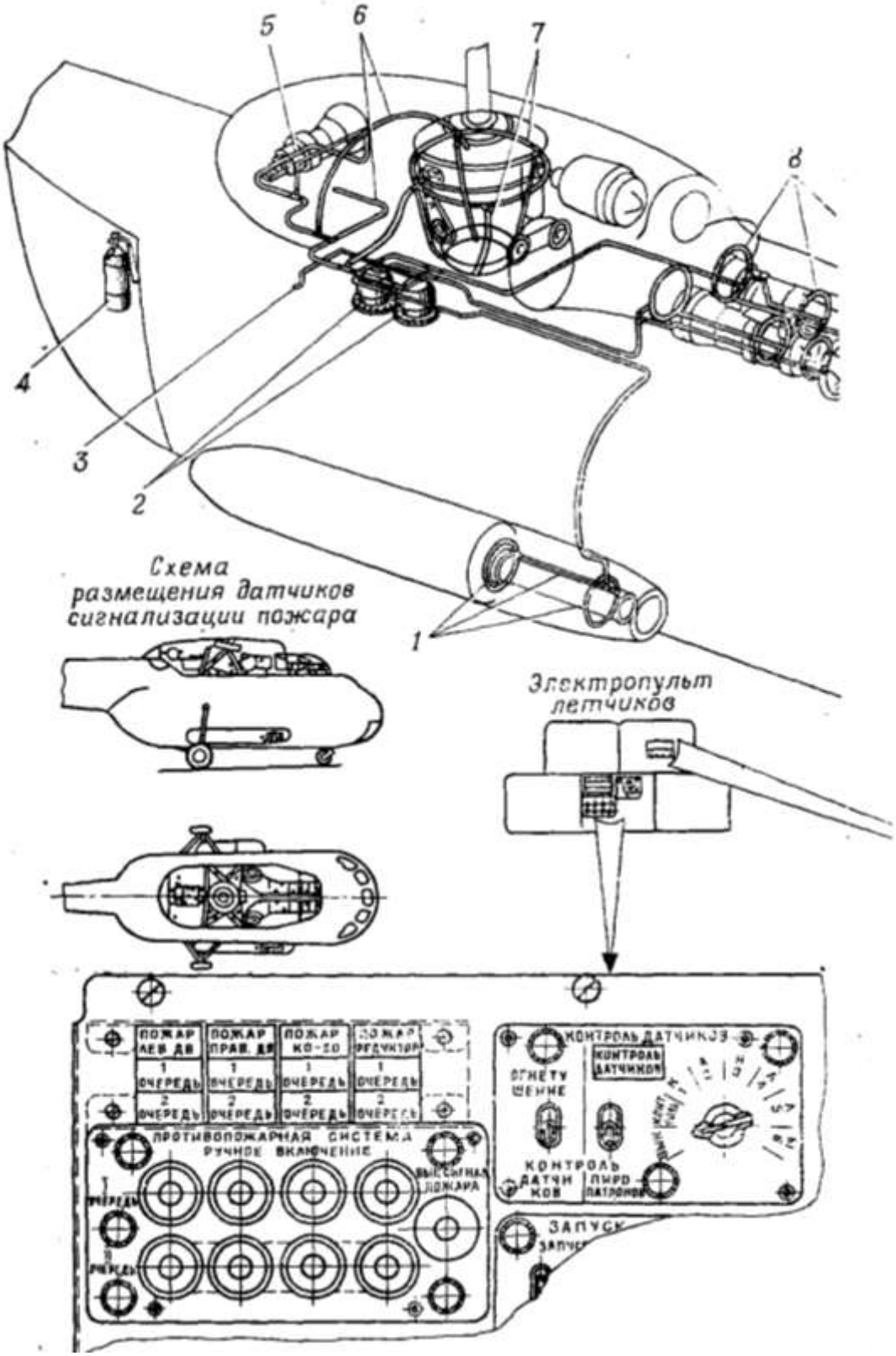
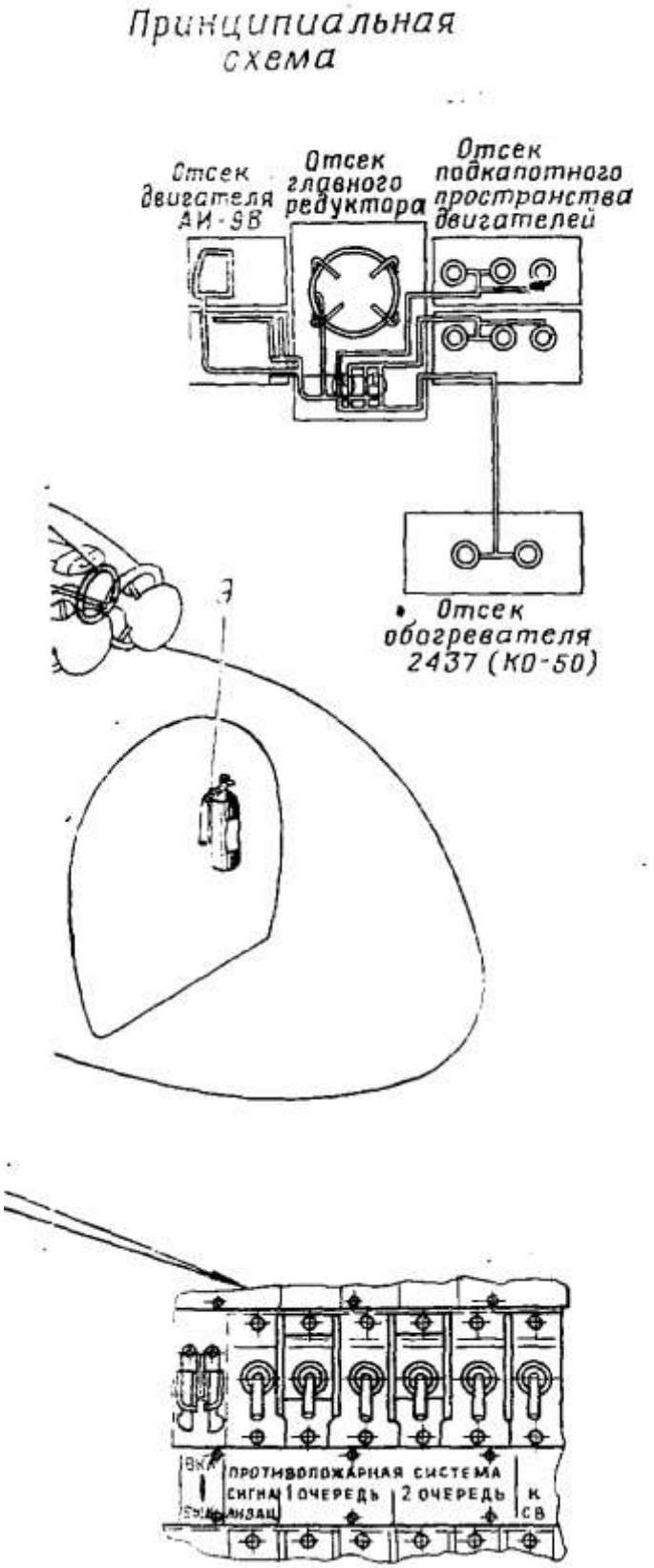


Рис.8.7. Схема систе

1—распылители в отсеке обогревателя; 2—огнету
за борт; 4—задний переносной огнетушитель ОУ-2;
распылительные трубки в отсеке расходного бака;
распылительные кольца в отсеке главного редукто



мы пожаротушения:

шители; 2—трубка отвода огнегасящей жидкости
5—расылитель в отсеке двигателя АИ-9В; 6—
7—распылители в отсеке главного редуктора; *8*—
ра; 9—передний переносной огнетушитель ОУ-2.

8.7. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

Противопожарное оборудование предназначено для обнаружения, сигнализации и ликвидации пожаров в защищенных отсеках.

Противопожарное оборудование вертолета (рис. 8.7) состоит:

— из системы сигнализации о пожаре;

— из системы пожаротушения.

Обнаружение пожара и оповещение экипажа обеспечиваются электрической системой сигнализации о пожаре ССП-ФК.

На вертолете установлены три комплекта аппаратуры ССП-ФК, которые обеспечивают защиту всех опасных в пожарном отношении отсеков фюзеляжа:

—отсека левого двигателя ТВ3-117МТ;

—отсека правого двигателя ТВ3-117МТ;

—отсека главного редуктора и расходного топливного бака;

—отсека двигателя АИ-9В;

—отсека керосинового обогревателя КО-50.

Система сигнализации о пожаре ССП-ФК обеспечивает:

—обнаружение пожара в защитных отсеках вертолета;

—оповещение экипажа с помощью световой сигнализации;

—выдачу дополнительных сигналов оповещения на аппаратуру речевой информации РИ-65Б и аппаратуру автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ;

—автоматическое включение разрядки баллона первой очереди в зону того отсека, из которого получен сигнал о пожаре;

—индикацию срабатывания средств пожаротушения;

—проверку исправности системы и готовности ее к действию.

В комплекте аппаратуры ССП-ФК использованы 14 групп датчиков:

—в отсеке главного редуктора и расходного топливного бака — четыре группы;

—в отсеках левого и правого двигателей ТВ3-117МТ— по три группы;

—в отсеках двигателя АИ-9В и обогревателя КО-50— по две группы.

Система пожаротушения обеспечивает хранение огнегасящего состава и распределение его по защищенным отсекам вертолета.

Стационарная система пожаротушения состоит из двух баллонов типа УБШ с огнегасящим составом и обеспечением их разрядки в две очереди; трубопроводов, распылителей и аппаратуры

автоматического и ручного управления подачей огнегасящего состава в каждую зону пожаротушения.

В грузовой кабине вертолета установлены два переносных огнетушителя типа ОУ-2.

8.8. СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

Система внешней подвески (рис. 8.8) представляет собой устройство, предназначенное для подвески груза под фюзеляжем и транспортировки его вертолетом, а также для быстрой отцепки груза на месте доставки.

Основные технические данные:

—тип подвески — тросовая;

—грузоподъемность — до 3000 кгс;

—тип грузового замка электромеханический ДГ-64М;

—длина грузовых строп — 4м;

—длина переходных удлинителей—1, 5х2; 10 м.

Силовые стропы внешней подвески через карданы крепятся к узлам, установленным попарно в верхней части шпангоутов № 7 и 10 по левому и правому бортам фюзеляжа. К нижним концам грузовых строп через карданы крепится весоизмерительное устройство, которое предназначено для контроля веса груза, поднимаемого вертолетом на внешней подвеске.

Электромеханический замок ДГ-64М крепится с помощью болтов к траверсе весоизмерительного устройства.

В целях безопасности при работе с внешней подвеской проем люка в полу грузовой кабины ограждается быстросъемным ограждением.

Цепи питания грузового замка ДГ-64М подключены к аккумуляторной шине через АЗС УПРАВЛЕНИЕ ОТКР. ЗАМКА — ОСНОВН. и УПРАВЛЕНИЕ ОТКР. ЗАМКА — ДУБЛИР., установленные на правой панели АЗС электропульта. Управление открытием замка осуществляется от кнопок ТАКТ. СБРОС ГРУЗА и АВАР. СБРОС ГРУЗА на левой ручке шаг-газ.

Выключатель автоматического открытия замка ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА — АВТОМ. СБРОС установлен на левой боковой

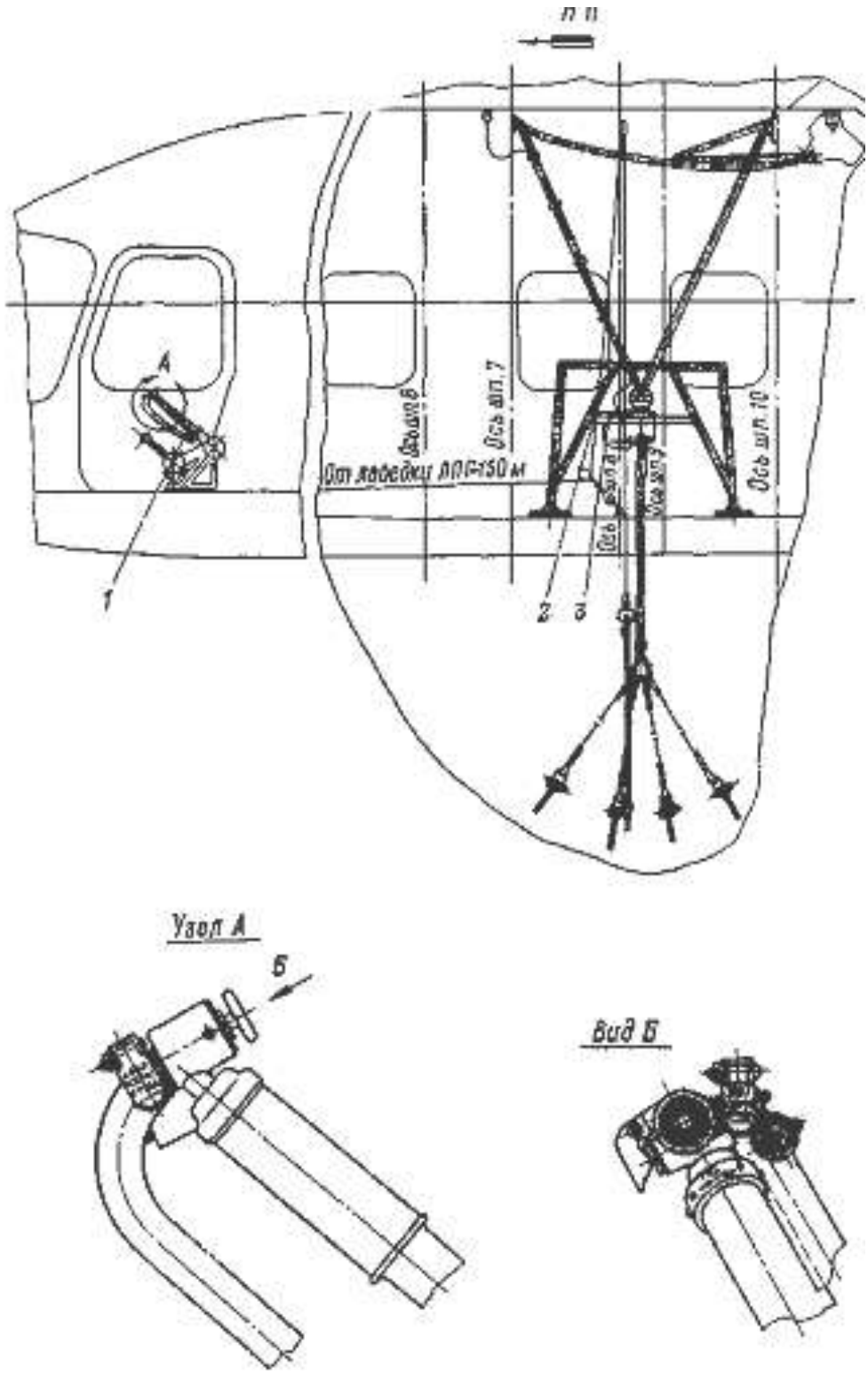
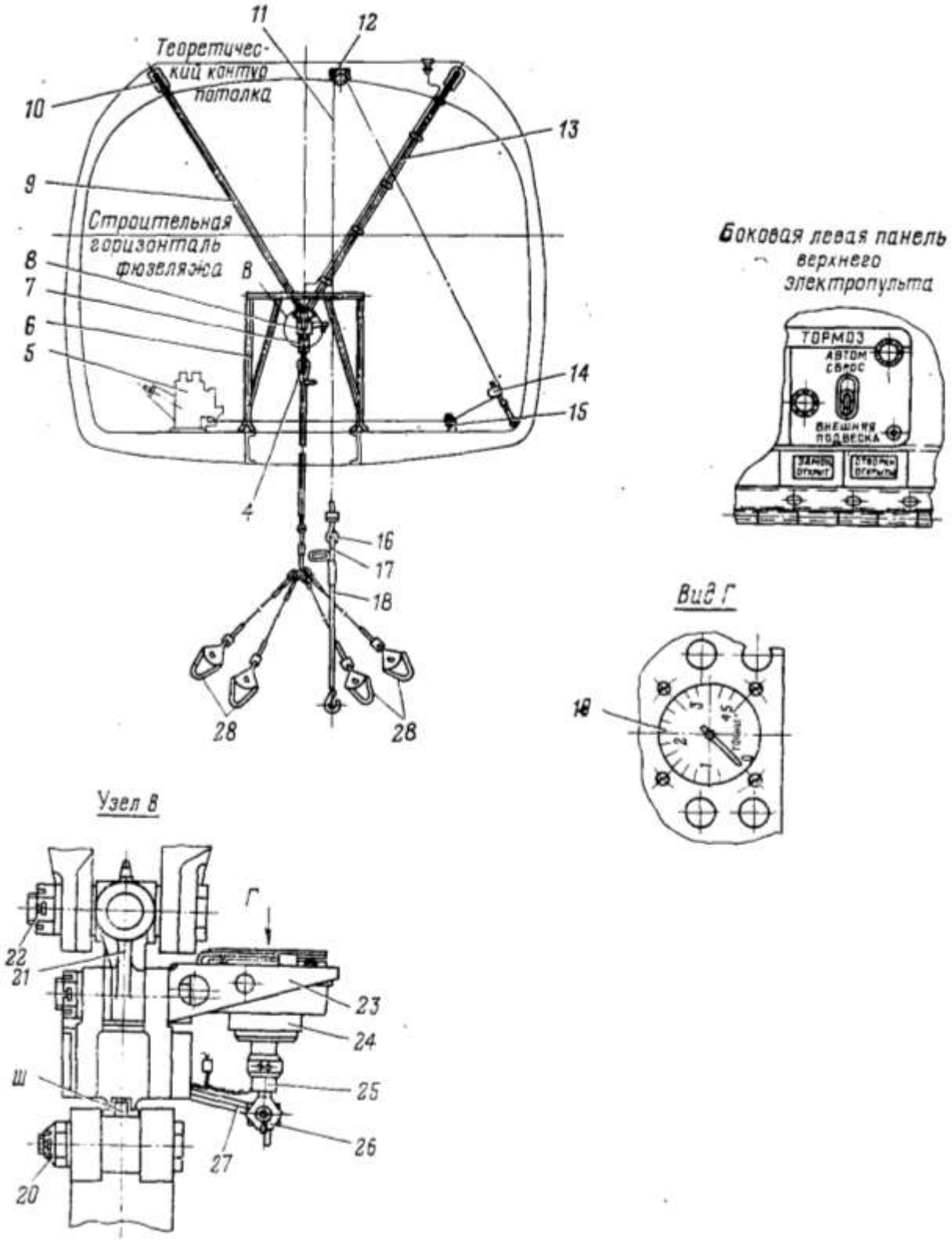


Рис. 8.8. Схема тросовой внешней подвески

I—ручка шаг-газ с кнопками тактического и аварийного сброса груза; *2*— ручки механического управления замком ДГ-64М; *4*— скоба для зацепления *6*— ограждение; 7 — замок ДГ-64М.; 8 — весоизмерительное устройство; *9* — *12*—кронштейн с роликом; *13*—электропроводка управления замком ДГ-64М: бортовой стрелы: *16*—крюк троса лебедки ЛПГ-150М; *17* — скоба для зацеп удлинительный трос; *19*—шкала; *20* — болт крепления замка ДГ-64М к ве болт крепления весоизмерительного устройства к шарнирному узлу; *23* — штуцера; *27*—соединительная трубка



с весоизмерительным устройством:

ручка механического управления замком ДГ-64М; 3 - шпилька фиксации удлинительного троса с грузовыми стропами; 5 - электролебедка ЛПГ-150М; стропы подвески; 10 - узел крепления подвески; *11* -трос лебедки ЛПГ-150М; 14 - крюк с блоком; 15 - кронштейн с роликом из комплекта оборудования ления грузовых строп к крюку троса лебедки ЛПГ-150М для подтяга; *18* - соизмерительному устройству*; 21* - шарнирный узел строп подвески; 22 - кронштейн; 24 - манометр НТМ-400; *25*- тройник; 26 - заглушка зарядного 28 — грузовые стропы

панели электропульта, а табло ЗАМОК ОТКРЫТ размещено под выключателем.

При нажатии одной из кнопок на левой ручке шаг-газ замок открывается и загорается табло ЗАМОК ОТКРЫТ. Автоматическое открытие замка происходит после уменьшения нагрузки на несущем рычаге до 25 кгс.

8.9. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система предназначена для торможения колес главных ног шасси и подзарядки камер колес от бортовых баллонов во внеаэродромных условиях с помощью специального приспособления.

Сжатый воздух с давлением 40—50^{+4} кгс/см^2 находится в двух баллонах общей вместимостью 10 л. В качестве баллонов используются внутренние полости двух подкосов главных ног шасси.

Во время полета вертолета пневматическая система подзаряжается от воздушного компрессора, установленного на главном редукторе.

Если давление в системе превысит допустимую величину 50^{+4} кгс/см^2 (в случае отказа автомата давления АД-50), летчику необходимо нажатием на рычаг управления тормозами колес поддерживать давление в системе в установленных пределах. Контроль за давлением в системе осуществляется по манометру НТМ-100, установленному на левой боковой панели электропульта летчиков.

При торможении вертолета нажатием на рычаг управления тормозами колес создается редуцированное давление воздуха (в пределах 0—33 ± 3 кгс/см^2) в тормозных цилиндрах колес, распирающее тормозные колодки. Контроль за давлением воздуха в магистрали торможения осуществляется по манометру МА-60, установленному на левой боковой панели электропульта летчиков.

Для исключения перегрева тормозных барабанов колес при торможении вертолета на пробеге пользование тормозами колес на скорости 40 км/ч и более **запрещается.**

8.10. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ

Система (рис. 8.9) обеспечивает:

—подачу подогретого и атмосферного воздуха в кабину экипажа и в грузовую кабину для поддержания в них нормальных температурных условий;

—обдув передних стекол и блистеров кабины экипажа;

—обогрев сливного крана дренажного бачка.

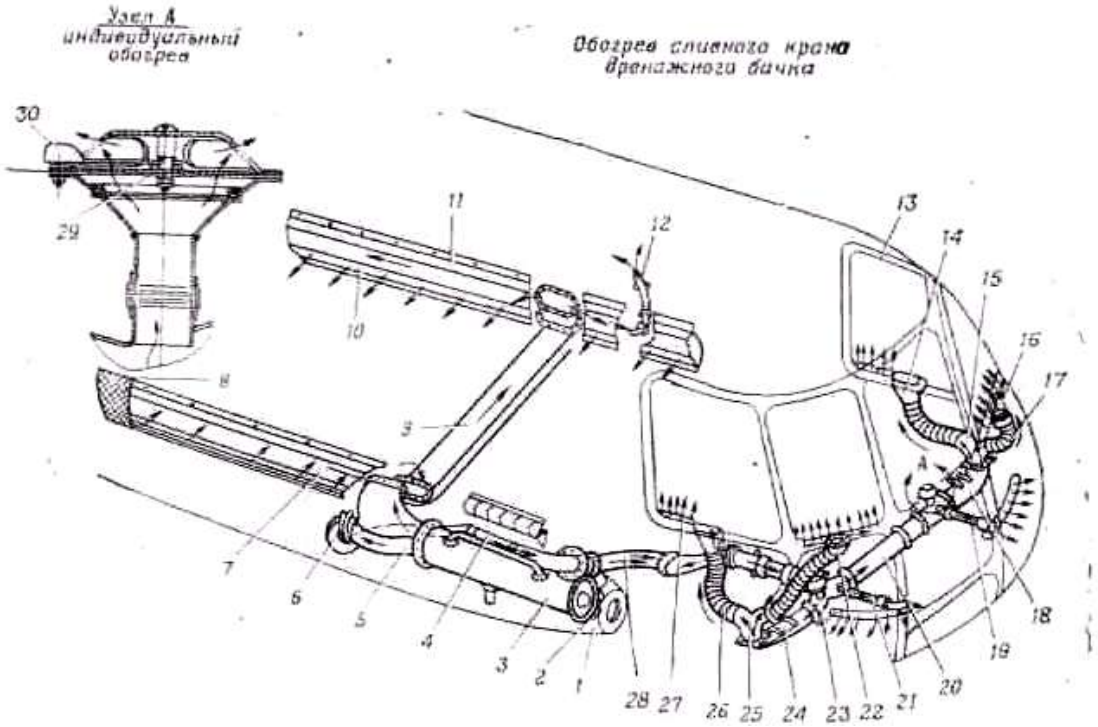


Рис. 8.9. Система обогрева и вентиляции:

1—воздухозаборник; *2* — заслонка; 3 — керосиновый обогреватель; *4, в, 9, 18— 21, 23, 28* — воздуховоды; *5* — выходной распределитель, *7* — короб отопления; *8* — теплоизоляция; *10* — отверстия выхода воздуха; 11 — короб отопления; *12, 13, 15, 16, 22, 25, 27*— трубки; *14, 17, 14. 26* — шланги; *29* — ручка управления; *30* — подвижная заслонка

Основным агрегатом системы является керосиновый обогреватель КО-50.

В режиме отопления вентилятор обогревателя забирает воздух через воздухозаборник капота обогревателя и частично через патрубок из грузовой кабины. Для ускорения прогрева воздух для обогревателя может забираться только из грузовой кабины. При этом заслонка в воздухозаборнике закрывается.

Нагретый воздух из обогревателя подается в выходной распределитель, в котором он распределяется на два потока: в грузовую кабину и в кабину экипажа.

Для подачи теплого воздуха к ногам летчиков заслонки, расположенные у ног летчика, должны быть открыты. Для ускорения обогрева стекол кабины экипажа вышеуказанные заслонки перекрываются.

В режиме вентиляции включается вентилятор обогревателя без подачи топлива в обогреватель. В этом случае воздух забирается из атмосферы через воздухозаборник и подается (без подогрева) в выходной распределитель, далее поступает в кабины по тем же каналам, что в режиме отопления.

Кроме того, у правого и левого летчиков установлены вен-

тиляторы ДВ-302Т индивидуального пользования,

Керосиновый обогреватель КО-50 может работать в автоматическом, ручном, а также в вентиляторном режимах.

При работе обогревателя в автоматическом режиме температура воздуха поддерживается постоянной в зависимости от положения задатчика температуры. Для работы на этом режиме необходимо включить автомат защиты сети КО-50. Задатчиком температуры устанавливается температура +30° С, а после запуска обогревателя — требуемая температура; переключатель РУЧН.—АВТОМ. устанавливается в положение АВТОМ. и нажимается кнопка ЗАПУСК. При этом должно загореться табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ, что означает подогрев топлива. При достижении температуры 70±5° С табло ПОДОГРЕВАТЕЛЬ гаснет и загорается табло ЗАЖИГАНИЕ, сигнализирующее о включении в работу свечи и табло КО-50 РАБОТАЕТ, сигнализирующее о запуске обогревателя. По истечении времени не более 30 с при положительных температурах окружающего воздуха и не более 2 мин при отрицательных температурах табло ЗАЖИГАНИЕ гаснет, что означает стабилизацию процесса горения топлива в обогревателе.

Ручное управление обеспечивает работу обогревателя на максимальном (полном) и среднем режимах теплопроизводительности. Режим рециркуляции служит для ускорения подогрева кабин в зимних условиях с забором воздуха из грузовой кабины вертолета. Для запуска обогревателя в режиме обогрева с ручным регулированием температуры включается автомат защиты сети КО-50, переключатель РУЧН. — АВТОМ. устанавливается в положение РУЧН., переключатель ЗАЛИВКА — ПОЛН. РЕЖИМ — СРЕДН. РЕЖИМ на время запуска устанавливается в положение ПОЛН. РЕЖИМ и нажимается кнопка ЗАПУСК. Дальнейший процесс запуска обогревателя происходит, как и в автоматическом режиме.

После запуска обогревателя для уменьшения температуры воздуха, подаваемого в кабины, переключатель ЗАЛИВКА — ПОЛН. РЕЖИМ — СРЕДН. РЕЖИМ устанавливается в положение СРЕДН. РЕЖИМ.

П р и м е ч а н и е. Переключение обогревателя с режима обогрева с автоматическим регулированием температуры на ручной режим и наоборот производится только после выключения обогревателя. При указанном переключении или при необходимости повторного включения обогревателя его необходимо охладить в течение 10—15 мин.

Если требуется ускорить обогрев кабины в автоматическом или ручном режиме при температуре ниже —13° С, необходимо закрыть заслонку входа наружного воздуха в обогреватель, установив рукоятку в положение ИЗ КАБИНЫ.

Для предотвращения возможности скопления влаги в корпусе вентилятора и примерзания крыльчатки вентилятора обогревателя за 2 мин до выключения обогреватель переводится в режим рециркуляции (заслонка входа наружного воздуха в обогреватель закрыта) для продувки его кабинным воздухом и удаления из корпуса вентилятора влаги.

Для выключения обогревателя выключатель РУЧН.—АВТОМ. устанавливается в нейтральное положение, а при работе на вентиляционном режиме включается выключатель ВЕНТИЛ.

8.11. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.11.1. Легкосъемное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом экипажа при полетах на высотах более 4000 м, а также раненых и больных при полетах на любых высотах.

Кислородное оборудование для экипажа включает:

—три комплекта легкосъемного оборудования ККО-ЛС;

—три кислородных баллона вместимостью 7, 6 л с давлением кислорода 30 кгс/см^2.

В комплект кислородного оборудования ККО-ЛС входят (рис. 8.10):

—кислородный прибор КП-21;

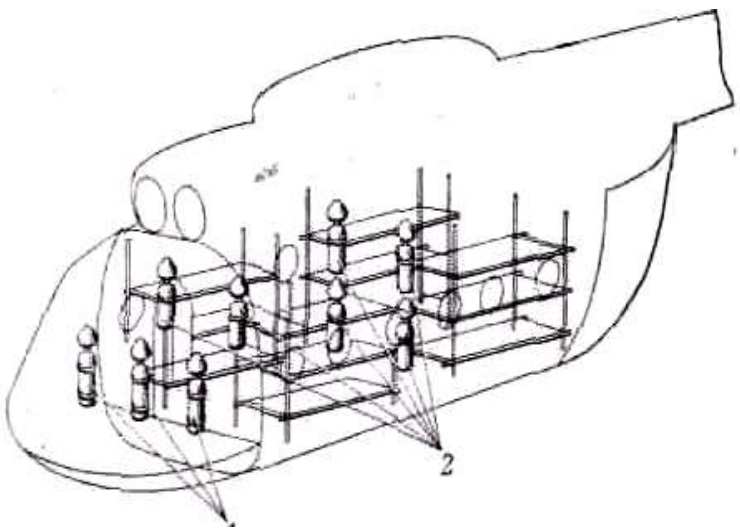


Рис. 8.10. Размещение кислородного оборудования на вертолете:
1— комплект оборудования ККО-ЛС для экипажа; 2— комплект переносного оборудования для раненых и больных в санитарном варианте

—кислородный прибор КП-58;

—разъединитель Р-58 со шлангами и индикатором потока воздуха;

—кислородный шланг КШ-11 для зарядки бортовых баллонов кислородом;

—кислородная маска КМ-16Н с замком.

Кислородное оборудование экипажа размещается в кабине экипажа справа от рабочих мест.

Для питания кислородом раненых и больных в кабине вертолета санитарного варианта устанавливаются шесть комплектов переносного кислородного оборудования (рис. 8.11).

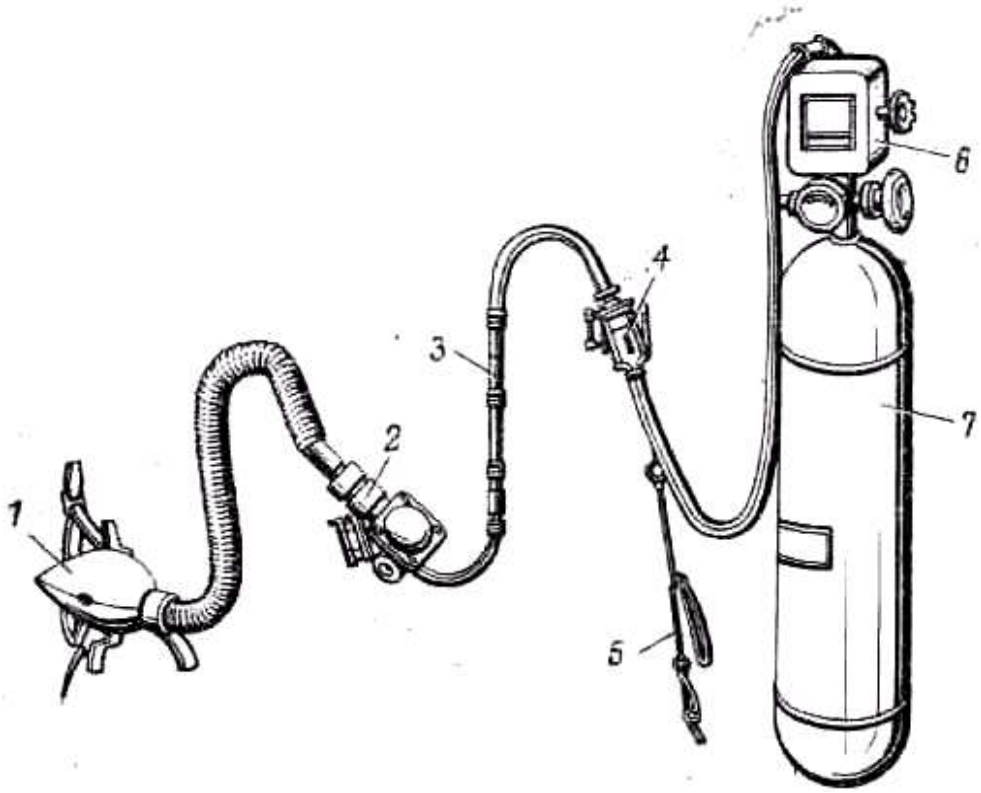


Рис. 8.11. Комплект кислородного оборудования:
1—маска КМ-16Н; *2* — прибор КП-58; *3* — индикатор потока кислорода; *4*—разъединитель Р-58: *5* — шнур чеки разъединителя; *6*—прибор КП-21; 7—баллон вместимостью 7.6 л

В комплект оборудования входят:

—кислородный прибор КП-21;

—кислородная маска КМ-15И;

—кислородный баллон вместимостью 7, 6 л с давлением кислорода 30 кгс/см^2.

Баллоны закрепляются на лямках санитарных носилок с помощью лент и ремней. Комплекты кислородного оборудования в походном положении укладываются в контейнеры хвостовой части фюзеляжа.

8.11.2. Кислород из баллона поступает в прибор КП-21, где

автоматически редуцируется до необходимого давления в зависимости от высоты полета. От прибора КП-21 через разъединитель Р-58 кислород поступает в прибор КП-58 легочно-автоматического действия.

На наличие питания кислорода указывает индикатор, вмонтированный в шланг разъединителя.

До высоты примерно 2000 м прибор КП-21 закрывает выход кислорода из баллона, дыхание осуществляется атмосферным воздухом подсасыванием 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.

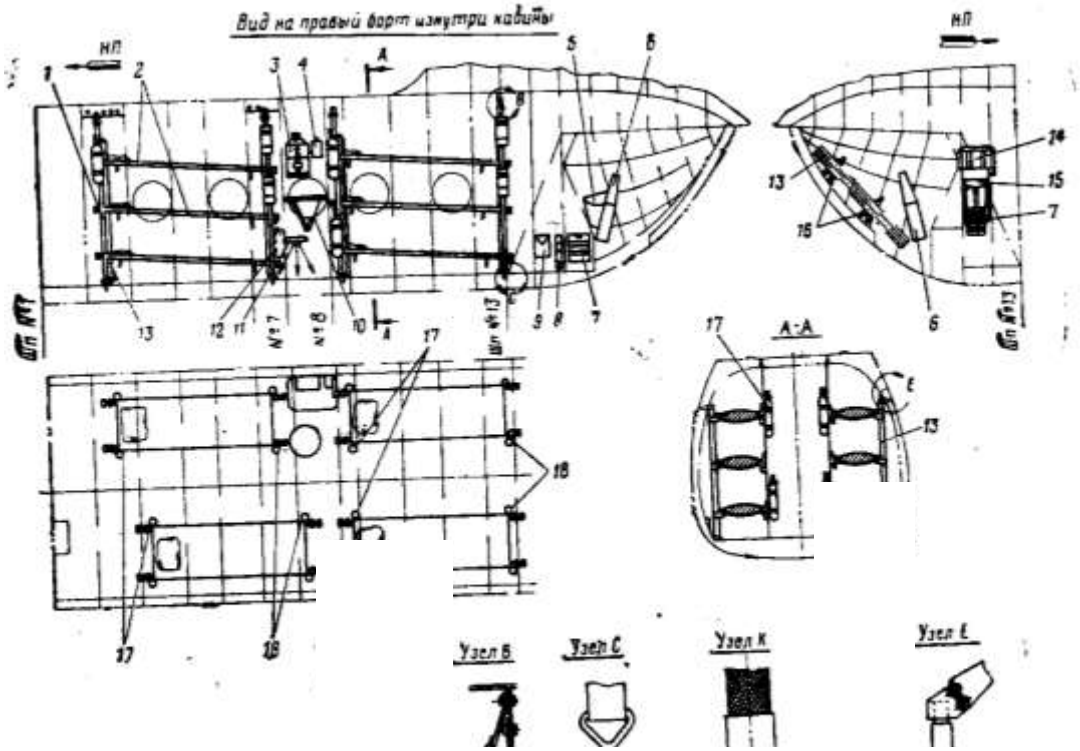


Рис. 8.12. Схема размещения санитарного оборудования на вертолете:
1 — лямка крепления санитарных носилок; 2 — санитарные носилки; *3* — санитарная сумка; *4*— коробка для поильников; 5—сумка для судна; 6 — контейнер переносных кислородных баллонов; 7 — сливное ведро умывальника: *8*— сумка для средств дезинфекции; 9 — сумка для утки; *10* — столик медработника; 11 — сиденье медработника; *12* — дополнительное место установки санитарной сучки медработника; *13* — съемные стойки; *14* — бачок умывальника; *15* — раковина умывальника; *16* — ложемент для стоек; *17* — кислородный баллон; *18* — термос однолитровый

8.12. САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Санитарное оборудование (рис. 8.12) предназначено для перевозки больных и раненых в грузовой кабине фюзеляжа.

Санитарное оборудование включает:

—оборудование для перевозки больных;

—оборудование для ухода за больными.

Все санитарное оборудование съемное. При необходимости возможны комбинированные перевозки лежачих и сидячих больных и раненых, для этого вместо санитарных носилок могут применяться откидные десантные сиденья.

В грузовой кабине предусмотрена информация о местах установки санитарного оборудования. Всего в санитарном варианте в грузовой кабине размещаются 12 санитарных носилок для лежачих больных и раненых: по шесть носилок у каждого борта, установленных в три яруса.

Оборудование для перевозки больных включает:

—двенадцать санитарных носилок;

—восемь стоек;

—восемь лямок;

—столик медработника;

—стул съемный медработника;

—ремни привязные.

Загрузку больных на носилках производят через грузовой люк.

8.13. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силовая установка состоит из двух турбовальных двигателей ТВ3-117МТ III серии с пылезащитным устройством ПЗУ, главного редуктора ВР-14, топливной системы, масляных систем двигателей; системы запуска с вспомогательным ГТД АИ-9В, системы охлаждения и трансмиссии.

8.13.1. Двигатель ТВ3-117МТ состоит из двенадцатиступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины компрессора, двухступенчатой свободной турбины, выхлопного патрубка, коробки приводов и систем топливопитания и регулирования, основные элементы которых скомпонованы в агрегате НР-3АМ.

На вертолете двигатели ТВ3-117МТ расположены симметрично его продольной оси на расстоянии 600 мм друг от друга и с

наклоном вперед вниз под углом 4°30′ к строительной горизонтали фюзеляжа.

Задние выводные валы двигателей подключаются к главному редуктору вертолета, который суммирует мощности и передает их к потребителям. Спаренная установка двух двигателей повышает безопасность эксплуатации вертолета, так как при выходе из строя одного двигателя второй двигатель обеспечивает возможность продолжения полета.

На входе в двигатели установлены пылезащитные устройства. предназначенные для очистки воздуха, поступающего в двигатели, от пыли и посторонних предметов.

Раскрутка двигателя при запуске осуществляется сжатым воздухом, поступающим от турбостартера АИ-9В.

Запуск двигателя производится на основном (рабочем) топливе с использованием рабочих форсунок и магистралей. Воспламенение топливовоздушной смеси осуществляется двумя запальными свечами непосредственным поджигом топлива. Топливо в камеру сгорания поступает через двенадцать двухканальных форсунок, расположенных в центральных отверстиях завихрителей жаровой трубы.

Для обеспечения устойчивой работы двигателя на всех режимах лопатки входного направляющего аппарата и первые четыре ступени направляющих аппаратов компрессора выполнены поворотными. За седьмой ступенью компрессора установлены два клапана перепуска воздуха.

Управление механизацией компрессора автоматическое и осуществляется по специальной программе системы управления, включающей в себя гидромеханизм насоса-регулятора и дополнительный гидромеханизм.

Сжатый воздух из компрессора непрерывным потоком поступает в диффузор камеры сгорания и делится на два основных потока: одна часть воздуха направляется через двенадцать завихрителей в жаровую трубу непосредственно в зону горения, а другая часть воздуха (вторичный воздух) поступает в полость между жаровой трубой и кожухом камеры сгорания и через радиальные отверстия в жаровой трубе поступает внутрь камеры сгорания для охлаждения жаровой трубы и наиболее полного сгорания топлива. Кроме того, вторичным воздухом охлаждаются отдельные элементы турбин двигателей.

Из камеры сгорания газ поступает в двухступенчатую турбину, вращающую компрессор двигателя, и затем в двухсту-

пенчатую свободную турбину, мощность которой передается через рессору на главный редуктор вертолета.

Обе турбины установлены соосно. Отработанные горячие газы поступают в канал выхлопного патрубка с последующим поворотом в сторону от вертолета — в атмосферу.

Система автоматического регулирования и топливопитания

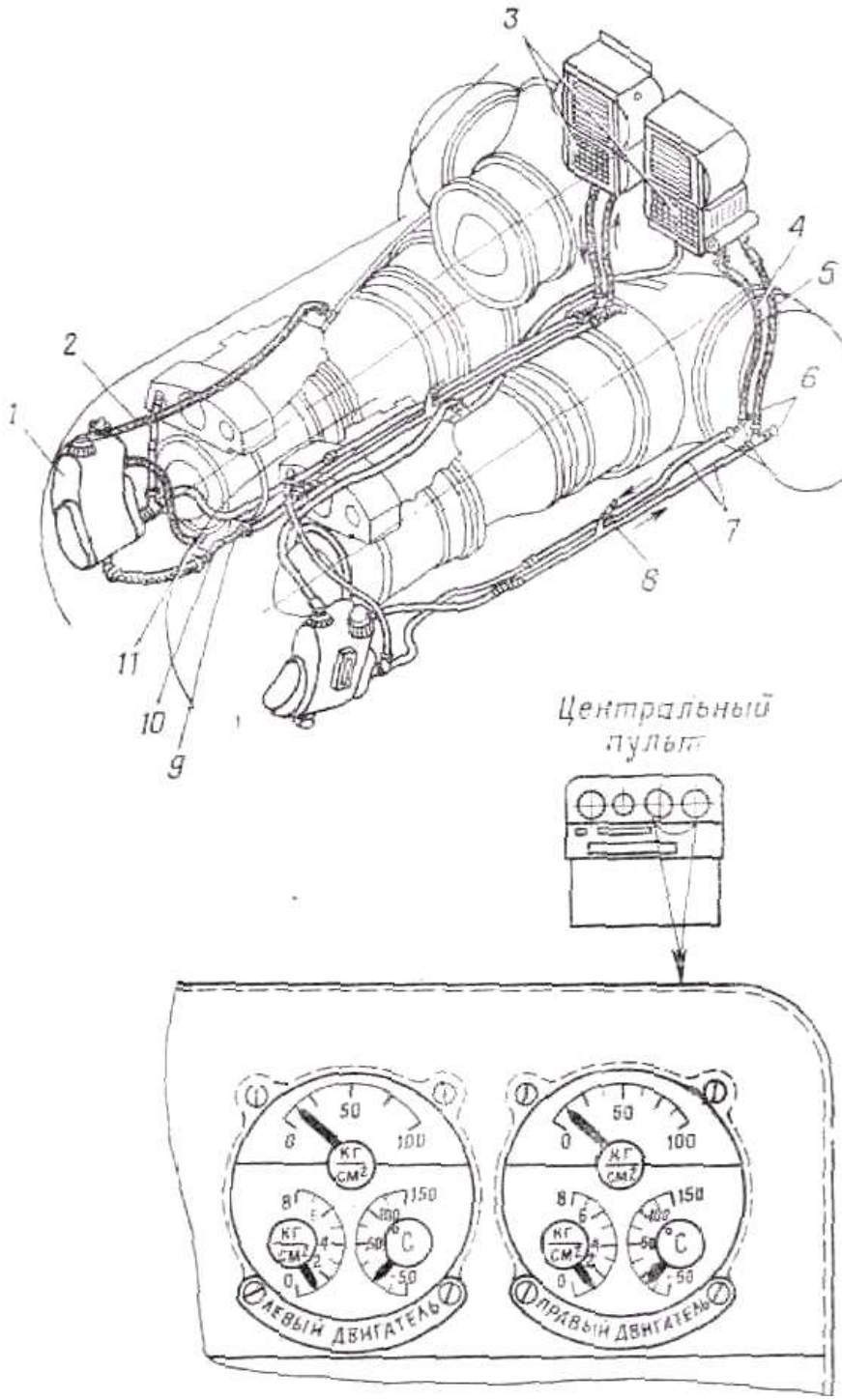


Рис. 8.13. Маслосистема двига

1 - маслобак; 2 - трубопровод суфлирования маслобака: 3 - воздуш 5 - рукав подвода масла в маслорадиатор; 6 - сливные краны 7 -

масла из двигателя в радиатор; 10 - штуцер подвода масла из масло рального привода двигателя в маслобак; 12- трубопровод суфлирова

воздухоотделитель; 16 — сливной

двигателей помимо своих основных функций по обеспечению заданных режимов работы дополнительно включает в себя регуляторы предельных режимов РПР-3АМ,

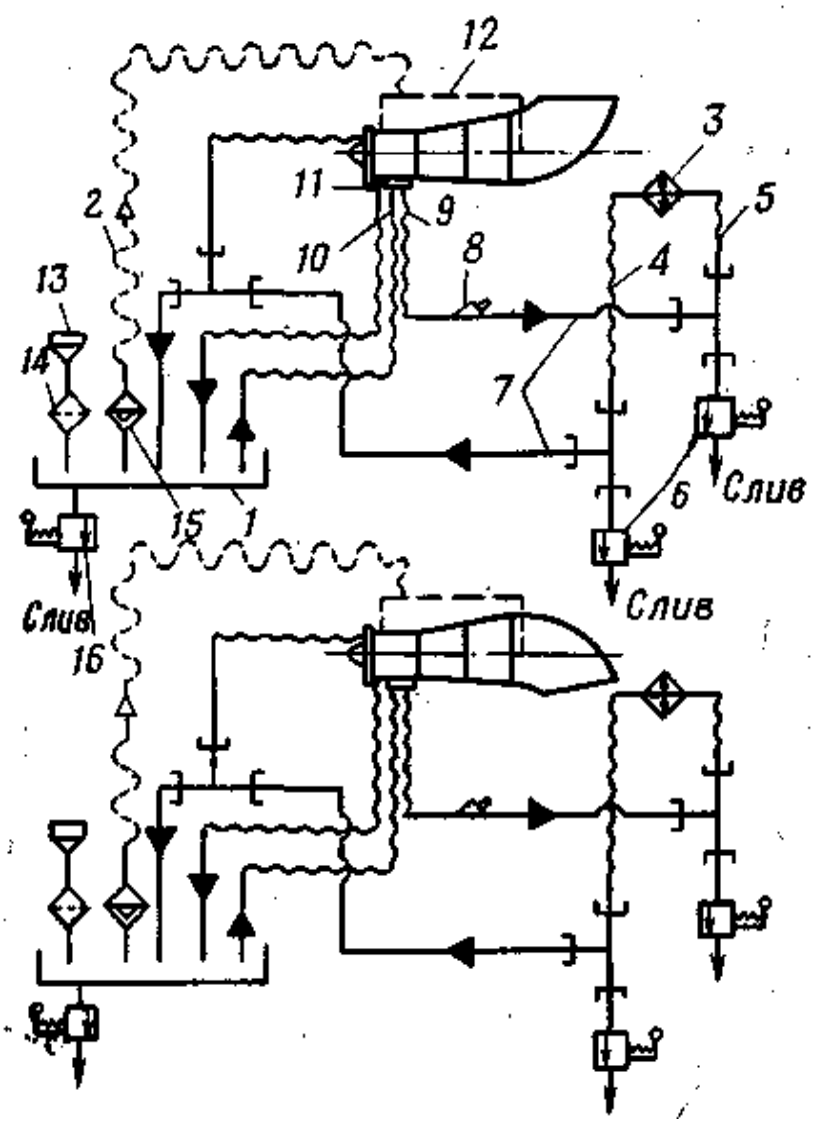
Регуляторы предельных режимов РПР-3АМ предназначены:

— для ограничения максимального числа оборотов турбокомпрессоров двигателей в зависимости от температуры наружного воздуха на входе в двигатель;

— для выдачи команд на останов двигателя и включения соответствующего табло при достижении свободной турбиной предельно допустимых оборотов

Пульт управления регуляторами предельных режимов находится в кабине экипажа в нижней части приборной доски.

Принципиальная схема



телей ТВЗ-117МТ:

но-масляные радиаторы; 4- рукав отвода масла из маслорадиатора; трубопроводы; 8 - приемник температуры масла; 9 - штуцер отвода бака в двигатель; 11 - штуцер отвода масла от 1-ой опоры и центния двигателя; 13- заливная горловина маслобака; 14 - фильтр; 15 - кран маслобака

8.13.2.Масляная система (рис.8.13) предназначена для смазки коробки приводов, подшипников компрессора, рабочей и свободной турбин, валов и других трущихся деталей двигателей.

Для каждого двигателя предусмотрена самостоятельная масляная система, состоящая из маслобака, воздушно-масляного радиатора, сливных кранов, трубопроводов, рукавов подвода, отвода и суфлирования масла.

Система смазки принудительная циркуляционная с раздельной откачкой из всех опор. Для смазки применяется синтетическое масло Б-ЗВ.

Для хранения масла в масляной системе каждого двигателя ТВ3-117МТ имеется маслобак. Заправка системы маслом производится через заливную горловину до отметки ПОЛНО, соответствующей уровню масла в баке 11 л. На масломерном стекле маслобака дополнительно имеются отметки: ДОЛЕЙ — 10 л, 9 л; МИНИМ. — 8 л.

Для измерения давления топлива, давления и температуры масла в двигателях ТВ3-117МТ на вертолете установлены электрические моторные индикаторы ЭМИ-3РИ (по одному на каждый двигатель).

Индикатор ЭМИ-3РИ включает в себя:

—указатель УИЗ-3, показывающий давление топлива и масла, поступающих в двигатель, а также температуру масла на выходе из двигателя; установлен на центральном пульте;

—индукционный датчик давления масла ИД-8; установлен на двигателе;

—индукционный датчик давления топлива ИД-100; установлен на двигателе;

—приемник температуры масла П-1; установлен в специальных карманах трубопроводов отвода масла из двигателей в маслорадиаторы.

На вертолётах с двигателями ТВ3-117Мт, на которых отключены датчики давления топлива, контроль давления топлива на земле и в полёте не производится.

8.14. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ

8.14.1. Назначение. Система автоматического регулирования двигателей (двигателя) обеспечивает:

—запуск двигателя;

—управление расходом топлива на установившихся и переходных режимах работы двигателя;

—ограничение расхода топлива при максимальных оборотах

турбокомпрессора и при максимальной температуре газов перед турбиной компрессора;

—поддержание оборотов несущего винта в заданном диапазоне значений;

—синхронизацию мощности совместно работающих двигателей, а также автоматическое увеличение мощности одного из двигателей при отказе другого;

—автоматическое ограничение температуры газов;

—поворот лопаток направляющего аппарата компрессора;

—выдачу сигнала на отключение воздушного стартера;

—приемистость, сброс мощности, а также переходные режимы;

—распределение топлива по контурам форсунок;

—выдачу сигналов на закрытие или открытие клапанов перепуска воздуха;

—останов двигателя;

—автоматический останов двигателя при достижении свободной турбиной предельно допустимых оборотов.

8.14.2. Характерными признаками отказа системы автоматического регулирования двигателя (двигателей) в полете являются:

—разница в оборотах турбокомпрессоров совместно работающих двигателей более 2%;

—колебания параметров работы силовой установки с амплитудой по числу оборотов турбокомпрессора, превышающей 1%;

—самопроизвольное уменьшение (увеличение) режима одного из двигателей (обоих двигателей);

—двигатель (двигатели) не реагирует на изменение положения коррекции и рычага общего шага несущего винта.

а) Разница в оборотах турбокомпрессоров совместно работающих двигателей более 2% на установившихся режимах ниже взлетного при сохранении остальных параметров работы двигателей в пределах, допустимых инструкцией экипажу значений, может быть обусловлена отказом в работе синхронизатора мощности, отклонением лопаток направляющих аппаратов компрессора от заданных значений, изменением настройки регулятора оборотов свободной турбины одного из двигателей и др.

Проявление указанного недостатка не требует от экипажа каких-либо мероприятий по его устранению и должно сопровождаться прекращением выполнения задания с возвращением на свой аэродром. Разница в оборотах турбокомпрессоров более 2% с одновременным уменьшением оборотов несущего винта ниже минимально допустимых значений может быть обусловлена отказами в системе регулятора оборотов турбокомпрессора, основной дозирующей иглы и качающего узла насоса-регулятора НР-3АМ. Во всех случаях такое проявление неисправности связано с умень-

шением расхода топлива на одном из двигателей. Действия летчика при этом должны соответствовать действиям при отказе (останове) одного из двигателей. Разница в оборотах турбокомпрессоров более 2% с одновременным увеличением оборотов несущего винта выше максимально допустимых значений в большинстве случаев может быть обусловлена разрушением привода регулятора оборотов свободной турбины—увеличением расхода топлива на одном из двигателей до максимального значения, соответствующего взлетному режиму. Действия летчика в этом случае описаны в разделе 6.

б) Колебания параметров работы силовой установки с амплитудой по числу оборотов турбокомпрессора, превышающей 1%, могут быть вызваны изменением настройки регулятора оборотов свободной турбины одного из двигателей, отклонением лопаток направляющих аппаратов одного из двигателей от заданных значений (угловое смещение характеристики), наличием люфта в управлении поворотными лопатками направляющих аппаратов компрессора и др. Устранение указанного недостатка в полете возможно изменением режима полета (режимов работы двигателей),

в) Самопроизвольное уменьшение (увеличение) режима работы одного или двух двигателей, а также невыход двигателя (двигателей) на повышенный режим при переводе коррекции вправо и увеличении общего шага несущего винта могут быть обусловлены причинами, указанными в п. «а», при этом действия летчика должны строго соответствовать положениям (статьям), изложенным в разделе 6.

8.14.3. Физическая сущность ограничений в работе силовой установки.

а) Ограничение параметров работы силовой установки. В работе силовой установки вертолета ограничениям подлежат следующие параметры:

—обороты турбокомпрессора;

—температура газов перед турбиной;

—обороты несущего винта;

—давление и температура масла в двигателе, главном редукторе и температура масла в промежуточном и хвостовом редукторах.

Ограничения максимальных оборотов турбокомпрессора и максимальной температуры газов перед турбиной обусловлены запасами прочности деталей двигателя при их механическом и тепловом нагружении. Превышение предельно допустимых значений указанных параметров может привести к разрушению отдельных деталей двигателя (в основном деталей турбокомпрессора).

Ограничения оборотов несущего винта (свободной турбины) обусловлены запасами прочности деталей свободной турбины двигателя, главного редуктора, агрегатов трансмиссии привода рулевого винта и лопастей несущего винта.

Превышение максимально допустимых оборотов несущего винта способствует увеличению максимально допустимых нагрузок на перечисленные элементы силовой установки (особенно на элементы конструкции свободной турбины двигателя).

Уменьшение оборотов несущего винта ниже минимально допустимых значений приводит к значительному увеличению крутящего момента на валу свободной турбины двигателя и некоторой потере мощности на свободной турбине.

Ограничения по температуре и давлению масла в двигателе и главном редукторе, а также по температуре масла в промежуточном и хвостовом редукторах обусловлены следующим:

—при низких температурах и высоком давлении масла в системе — увеличением нагрузки на детали перечисленных агрегатов;

—при высоких температурах и низком давлении масла в системе—ухудшением смазки и уменьшением теплоотдачи в масло.

В том и другом случае выход за пределы ограничений может привести к разрушению подшипников и трущихся деталей двигателя и редукторов.

б) Ограничение времени непрерывной работы двигателя на форсированном, взлетном и номинальном режимах обусловлено запасами прочности элементов конструкции силовой установки при длительном воздействии механических и тепловых нагрузок. После максимально допустимого времени непрерывной работы двигателя на повышенном режиме необходим перевод его на более низкий режим для снятия высоких напряжений, возникающих в элементах конструкции силовой установки при работе на тяжелых режимах (форсированный, взлетный, номинальный).

Примечание. При совместной работе двигателей и при наличии разницы по числу оборотов турбокомпрессора или по давлению воздуха за компрессором режим работы двигателей оценивать (определять) по двигателю, имеющему большие значения оборотов (если определение режима производится по числу оборотов турбокомпрессора) или более высокое давление за компрессором (если определение режима производится по ИР-117М).

в) Ограничение оборотов авторотации турбокомпрессора (не более 7%) при осуществлении запуска двигателя в полете обусловлено предохранением привода воздушного стартера от ударного включения. При оборотах авторотации больше 7% включение в работу воздушного стартера на запуске может привести к срезке рессоры его привода.

8.15. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО

Пылезащитное устройство предназначено для очистки воздуха, поступающего в двигатели ТВ3-117МТ, от пыли и посторонних предметов во время руления, взлета и посадки вертолета. В конструкции ПЗУ предусмотрена воздушно-тепловая и электрическая системы противообледенения.

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

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

Проходя сепаратор, часть воздуха с пылью очищается в нем за счет поворота потока в межкольцевых каналах, поступает в основной канал и далее на вход в двигатель. Небольшая часть воздуха с пылью через канал сепаратора поступает в трубопровод вывода пыли и за счет разряжения, создаваемого эжектором, отсасывается и выбрасывается за борт вертолета в атмосферу. Включение ПЗУ в работу осуществляется при подаче сжатого воздуха к эжектору, для чего необходимо открыть электроуправляемую заслонку 1919Т.

Противообледенительная система ПЗУ выполнена смешанной: часть узлов обогревается горячим воздухом, другая часть имеет систему электрообогрева. Воздушно-тепловая противообледенительная система ПЗУ включается одновременно с противообледенительной системой двигателей. Горячим воздухом обогреваются узел сепаратора, входная коллекторная губа туннеля и поверхность туннеля.

Электрический обогрев применен для следующих элементов ПЗУ:

—передней части обтекателя;

—задней части обтекателя;

—кожуха трубопровода вывода пыли;

—раструба вывода пыли;

—носков стоек обтекателя.

На указанные поверхности по всей площади с внутренней или с внешней стороны приклеены клеем ВК-3 нагревательные накладки. Между обшивкой и нагревательной накладкой вклеены термодатчики ТД-2, которые совместно с терморегуляторами ТЭР-1М обеспечивают стабильную температуру нагревательной накладки при различных температурах наружного воздуха.

Питание нагревателей осуществляется переменным током напряжением 200 В, 400 Гц.

8.16. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Бортовая вспомогательная силовая установка состоит из газотурбинного двигателя АИ-9В и систем, обслуживающих установку.

Газотурбинный двигатель АИ-9В является источником сжатого воздуха для запуска двигателей ТВЗ-117МТ и электроэнергии для питания потребителей. На вертолете он установлен в верхней части фюзеляжа за панелью с гидроагрегатами.

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

Топливная система обеспечивает питание двигателя топливом на всех режимах его работы и состоит из системы низкого давления, пусковой системы и системы давления.

Система смазки автономная, замкнутая, циркуляционная под давлением, которая обеспечивает подвод масла для смазки и охлаждения ко всем высоконагруженным поверхностям. Малонагруженные поверхности смазываются барботажным способом.

Суфлирование маслосистемы двигателя осуществляется через реактивное сопло. Отбор сжатого воздуха осуществляется от компрессора двигателя АИ-9В.

При работе двигателя АИ-9В контролируются следующие параметры:

—давление масла;

—выход двигателя на рабочие обороты;

—температура выходящих газов за турбиной;

—давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска основных двигателей ТВЗ-117МТ;

—превышение предельно допустимого числа оборотов двигателя;

—напряжение и сила тока генератора СТГ-3 по вольтметру и амперметру.

Система запуска двигателя АИ-9В включает в себя электрическую систему и систему топливопитания. Автоматизация запуска обеспечивается автоматической панелью АПД-9В, которая в соответствии с циклограммой выдает команды на включение и выключение агрегатов системы запуска по времени.

Электрическая система запуска АИ-9В обеспечивает:

—запуск двигателя на земле;

—ложный запуск двигателя;

—холодную прокрутку двигателя;

—прекращение процесса запуска, ложного запуска, холодной прокрутки в любой момент времени и останов двигателя.

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

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

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

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

О включении автоматики запуска сигнализирует табло АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕН.

8.17. СИСТЕМА ЗАПУСКА

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

В систему запуска двигателя входят:

—турбостартер СВ-78Б;

—агрегат зажигания СК-22-2;

—две запальные свечи СП-26ПЗ;

—автоматическая панель запуска АПД-78А (одна на оба двигателя);

—аппаратура защиты, коммутации, управления и сигнализации.

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

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

Для холодной прокрутки или ложного запуска переключатель ЗАПУСК—ПРОКРУТ. установить в положение ПРОКРУТ. Ложный запуск производится с открытым пожарным краном, открытым стоп-краном и включенным подкачивающим топливным насосом. Холодная прокрутка двигателя производится аналогично ложному запуску, но с закрытым стоп-краном.

Управление запуском производится нажатием кнопок ЗАПУСК или ПРЕКРАЩ. ЗАПУСКА.

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

При запуске двигателя ТВЗ-117МТ сжатый воздух от бортовой вспомогательной силовой установки поступает на вход турбостартера в воздушный клапан. От сигнала с панели АПД-78А срабатывает электромагнитный клапан командного агрегата двигателя и открывает доступ сжатого воздуха в турбину стартера. Турбина стартера начинает вращаться и передает вращение на коробку приводов, а через нее — на ротор турбины двигателя.

Система запуска автоматически выключается при выходе двигателя на обороты 55% или через 55 с после начала запуска. Кроме того, запуск и холодную прокрутку можно прекратить в любой момент времени.

8.18. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ

Главный редуктор ВР-14 и трансмиссия вертолета (рис. 8.14) предназначены для изменения числа оборотов и передачи крутящего момента от двух газотурбинных двигателей ТВЗ-117МТ к несущему и рулевому винтам,
вентилятору системы охлаждения и агрегатам, установленным на

главном редукторе. Трансмиссия включает:

—промежуточный редуктор;

—хвостовой редуктор;

—валы трансмиссии;

—систему торможения.

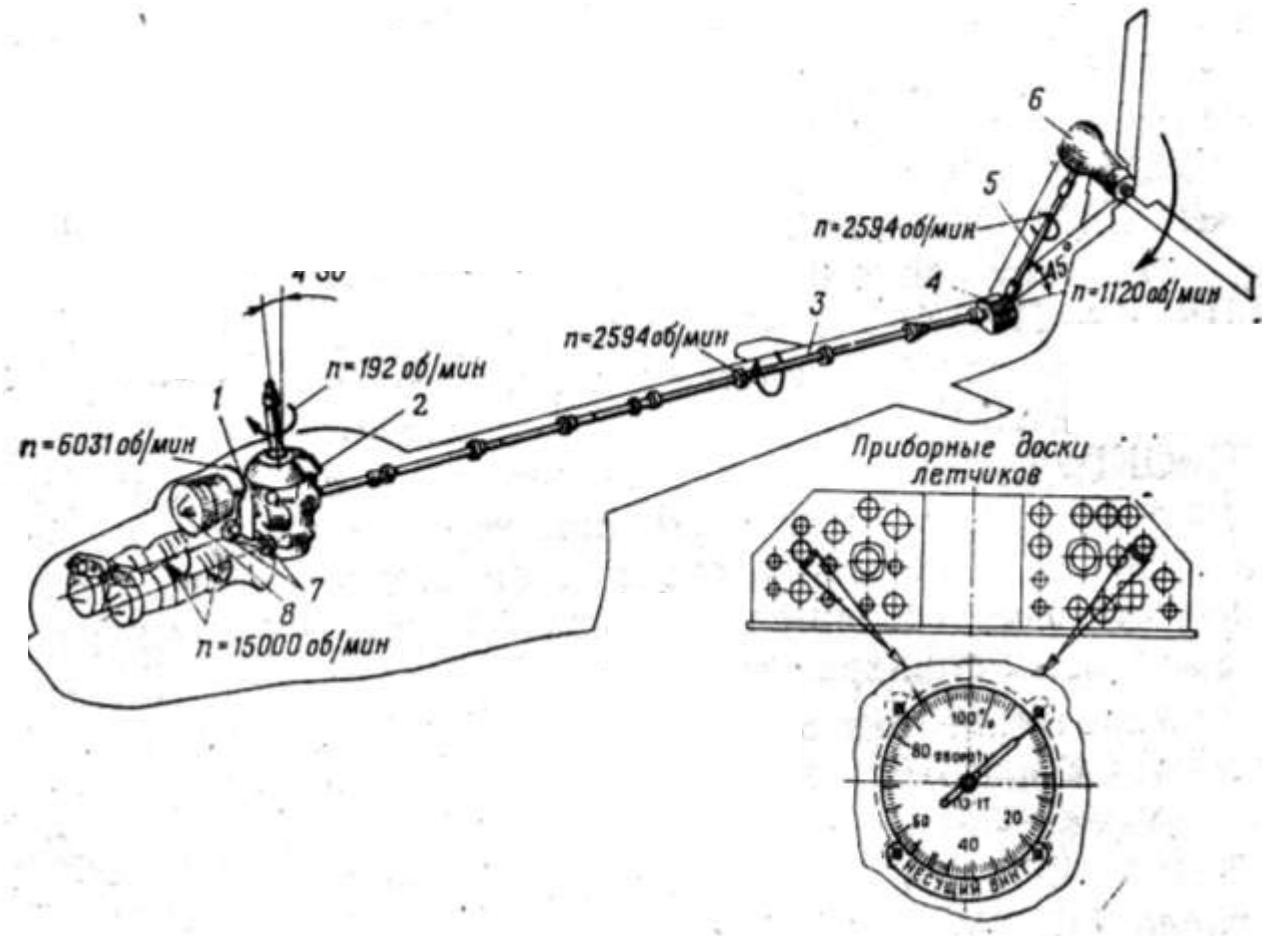


Рис. 8.14. Трансмиссия вертолета:
1 — привод вентилятора; 2 — главный редуктор ВР-14; 3 — вал трансмиссии; *4* — промежуточный редуктор; о—концевая часть вала трансмиссии; *6* — хвостовой редуктор; 7—приводы двигателей ТВ3-117МТ; 8—вентилятор

8.18.1. Главный редуктор ВР-14 представляет собой самостоятельный агрегат и устанавливается на вертолете с помощью редукторной рамы на потолочной панели к силовым шпангоутам № 7 и 10 центральной части фюзеляжа.

Редуктор ВР-14 предназначен для суммирования мощности обоих двигателей, понижения оборотов турбин и передачи крутящего момента от двигателей к несущему винту, рулевому винту, вентилятору, гидронасосам, генераторам переменного тока, воздушному компрессору, маслоагрегату, датчикам тахометра.

Для обеспечения полета вертолета при одном работающем двигателе, а также для возможности использования авторотации несущего винта в редукторе предусмотрены две муфты свободно-

го хода, которые автоматически отключают редуктор от одного или от обоих двигателей.

8.18.2. Маслосистема главного редуктора ВР-14 предназначена для смазки и охлаждения трущихся деталей редуктора.

Маслосистема главного редуктора изображена на рис. 8.15. Маслосистема редуктора автономная, циркуляционная. Она состоит из заливной горловины с масломерным стеклом, суфлера, маслоагрегата, имеющего одну нагнетающую и две откачивающие ступени, фильтра тонкой очистка масла, двух клапанов маслофильтра, закрывающих слив масла из системы при снятом маслофильтре, форсунок и жиклеров, радиаторов, установленных на вертолете, фильтра сигнализатора стружки и контрольных приборов.

Масляным баком системы служит поддон редуктора. Масло заливается через заливную горловину, которая крепится к поддону редуктора. Уровень масла контролируется с помощью масломерного стекла, на котором нанесены риски ПОЛНО и ДОЛЕЙ. Количество масла, заливаемого в редуктор (без учета заполнения системы радиаторов), не более 39 л, несливаемый остаток 5л.

В поддоне редуктора установлены три магнитные пробки, улавливающие из масла стальные частицы, которые попадают в масло вследствие износа шестерен или по иным причинам.

Для постоянного контроля за состоянием редуктора в одном из маслопроводов от редуктора к маслорадиатору установлен фильтр—сигнализатор стружки, выдающий световой сигнал при появлении стружки в масле. Контроль работы масляной системы редуктора производится замером температуры масла в поддоне редуктора и давления масла за нагнетающей ступенью маслоагрегата.

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

В верхней части картера расположены два отверстия. Правое отверстие предназначено для суфлера, служащего для стравливания избыточного давления в картере, левое— для установки масломерного щупа. Для улучшения охлаждения картер редуктора снаружи имеет ребра.

Промежуточный редуктор заправляется маслом для гипоидных передач. В зимнее время масло для гипоидных передач разжижается маслом АМГ-10 (в соотношении 2/3 по объему—масло для гипоидных передач и 1/3—масло АМГ-10).

Уровень масла в редукторе может контролироваться по масломерному стеклу и щупом. Масло в картер редуктора заливается через штуцер щупа. Количество масла 1, 3 л**.** Принцип смазки в редукторе барботажный.

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

Внутри ведомого вала размещается шток, с помощью которого производится изменение шага рулевого винта. Поступательное движение штока осуществляется за счет червячного механизма, получающего вращение от звездочки с винтовой нарезкой внутри.

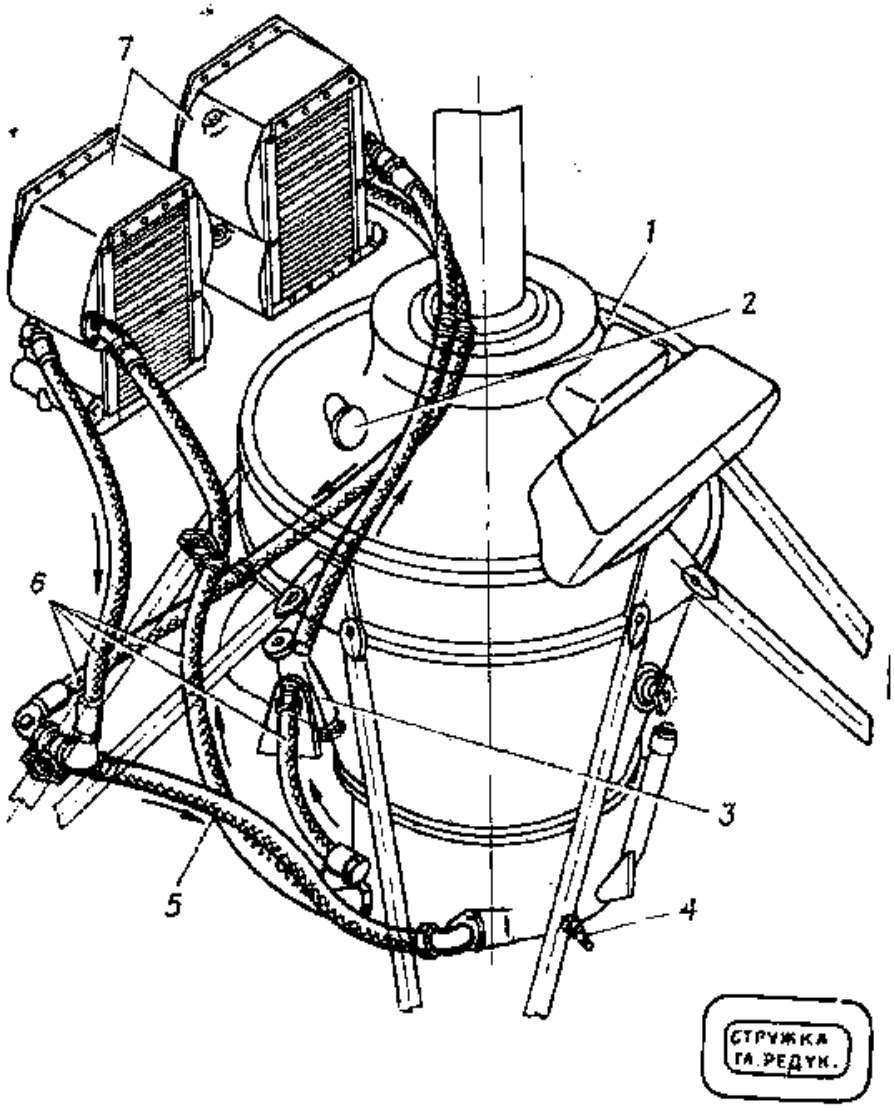
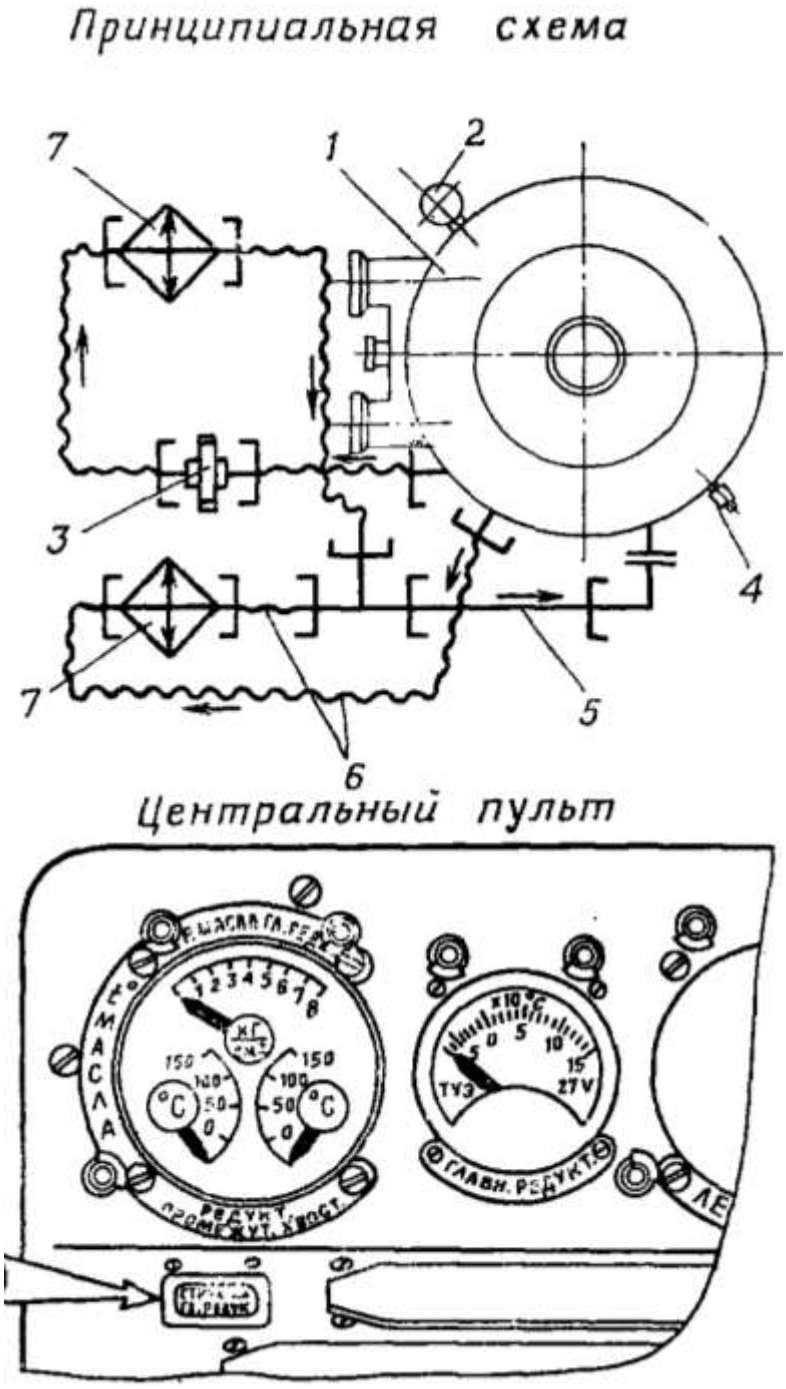


Рис. 8.15. Маслосистема

1— главный редуктор ВР-14; 2—датчик давления, .3 — фильтр сигнализации
тор; *6*— гибкие рукава;

В картере имеются два резьбовых отверстия под установку магнитных пробок. Выше магнитных пробок на картере установлены масломерные стекла с отметками «В» (максимальный уровень масла в картере) и «Н» (минимальный уровень масла в картере). Сверху в картер ввернут суфлер для стравливания избыточного давления. Отверстие под суфлер используется для заправки масла в редуктор. Редуктор заправляется маслом для гипоидных передач в количестве 1, 7 л. В зимнее время масло для гипоидных передач разжижается маслом АМГ-10 (в соотношении 2/3 по объ-



главного редуктора ВР-14**:**

стружки ФСС-1; *4*—датчик температуры; 5 — трубопровод слива масла в редук-

7—воздушно-масляные радиаторы

ему—масло для гипоидных передач и 1/3—масло АМГ-10).

Со стороны фланца ведущего вала в картере имеется резьбовое отверстие для приемника П-1 замера температуры масла в редукторе. Принцип смазки барботажный.

8.18.5. Валы трансмиссии включают в себя хвостовой вал и карданный вал привода вентилятора.

Хвостовой вал предназначен для передачи крутящего момента от главного редуктора через промежуточный и хвостовой редукторы к рулевому винту. Главный и промежуточный редукторы соединяются горизонтальной частью хвостового вала, а промежуточный и хвостовой редукторы — наклонной концевой частью хвостового вала. Горизонтальная часть хвостового вала имеет опоры на семи шпангоутах: № 12, 16, 20 фюзеляжа и № 2, 6, 10, 14 хвостовой балки.

Хвостовой вал состоит из четырех шарнирных и двух жестких частей. Шарнирные части установлены у главного редуктора, в местах стыка хвостовой балки с фюзеляжем, у промежуточного редуктора и в концевой балке. Шарнирное соединение вала в сочетании со шлицевым обеспечивает возможность изменения длины хвостового вала при изгибе хвостовой балки.

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

8.18.6. Система торможения предназначена для сокращения времени останова вращения несущего винта после выключения двигателей, а также для стопорения трансмиссии во время стоянки вертолета.

К системе торможения относится тормоз трансмиссии, расположенный у заднего вывода главного редуктора в месте присоединения хвостового вала, трос, ролики и рычаг управления тормозом.

Тормоз колодочного типа с механическим управлением от ручки, расположенной в кабине экипажа справа от сиденья левого летчика, связанной с тормозом тросом. Во избежание перегрузки деталей тормоза в систему торможения включена пружина, ограничивающая усилие на тросе до 150 кгс.

8.18.7. Приборы контроля трансмиссии позволяют измерять давление масла в главном редукторе, а также температуру масла в главном, промежуточном и хвостовом редукторах.

К приборам контроля относятся:

—электрический моторный индикатор ЭМИ-3РВИ;

—термометр универсальный электрический ТУЭ-48Т.

Кроме того, в маслосистеме главного редуктора установлены фильтр—сигнализатор стружки ФСС-1 и табло в кабине экипажа СТРУЖКА ГЛ. РЕДУК.

8.19. ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ МАСЛОСИСТЕМ И ПОЯСНЕНИЕ СМЫСЛА УСТАНОВЛЕННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

8.19.1. Давление масла в двигателях и главном редукторе и температура масла в двигателях, главном, промежуточном и хвостовом редукторах контролируются по указателям давления и температуры масла.

При нормальном функционировании маслосистемы двигателей и редукторов стрелки указателей давления и температуры масла должны находиться в зеленом секторе указателя.

Признаком падения давления масла в двигателях и главном редукторе является положение стрелки указателя давления в желтом секторе.

Признаком повышения температуры масла на выходе из двигателей и главного редуктора, а также в промежуточном и хвостовом редукторах будет положение стрелки указателя температуры в красном секторе.

При падении давления масла резко уменьшается количество масла, поступающего на смазку подшипников опор и зубчатых передач двигателя и главного редуктора.

При повышении температуры масла сверх максимально допустимой происходит уменьшение вязкости масла, его коксование и выпадение смолистого осадка.

Как при падении давления масла, так и при повышении его температуры значительно уменьшается отвод тепла от подшипников и трущихся пар двигателей и редукторов, ухудшается их смазка. Это может привести к разрушению подшипников опор двигателя и главного редуктора.

При падении в двигателях давления масла ниже допустимого или повышении его температуры выше допустимой необходимо убедиться, что произошел отказ в системе маслопитания, а не приборов, т. е. нужно оценить показание указателей давления и

температуры масла в комплексе.

При отказе в системе маслопитания необходимо уменьшить режим работы двигателя, в котором произошло падение давления или повышение температуры масла.

Если параметры маслосистемы не восстановятся, то необходимо выключить двигатель и в дальнейшем действовать согласно настоящей Инструкции при полете с одним работающим двигателем.

8.19.2. Ограничение минимальной температуры масла в двигателях и ограничение минимальной температуры масла в главном редукторе связаны с тем, что при уменьшении температуры ниже минимальной увеличивается вязкость масла. При большой вязкости масла растут силы трения, затрудняется запуск двигателей, нарушается нормальная прокачка масла и ухудшается его разбрызгивание через форсунки, что нарушает смазку двигателей и главного редуктора. Нарушение смазки может привести к разрушению подшипников опор двигателей и главного редуктора.

8.19.3. Ограничение максимально допустимой температуры масла в двигателях, в главном, промежуточном и хвостовом редукторах связано с тем, что при увеличении температуры масла выше максимальной происходит уменьшение вязкости масла, его коксование и выпадение смолистого осадка. Маловязкое масло плохо удерживается на трущихся поверхностях подшипников и зубчатых зацеплений двигателей и редукторов.

Продукты коксования и смолистые вещества вызывают появление:

—лаковой пленки вдоль беговой дорожки подшипников;

—отложений на маслофильтрах, в трубопроводах и форсунках.

Это приводит к нарушению смазки двигателей и редукторов. Нарушение смазки может вызвать заклинивание или разрушение подшипников опор и зубчатых зацеплений двигателей и редукторов.

8.19.4. Ограничение минимального давления масла в двигателях и главном редукторе связано с тем, что падение давления приводит к уменьшению прокачки масла и ухудшению отвода тепла от подшипников и зубчатых зацеплений двигателей и главного редуктора, что может вызвать их повышенный износ и выход из строя.

8.20. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Воздушная система охлаждения агрегатов вертолета (рис. 8, 16) служит для охлаждения масла в маслорадиаторах масляных систем двигателей и главного редуктора, генераторов переменного тока, шестеренчатых гидронасосов и воздушного компрессора.

Воздушная система охлаждения состоит из вентиляторной установки и гибких воздухопроводов.

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

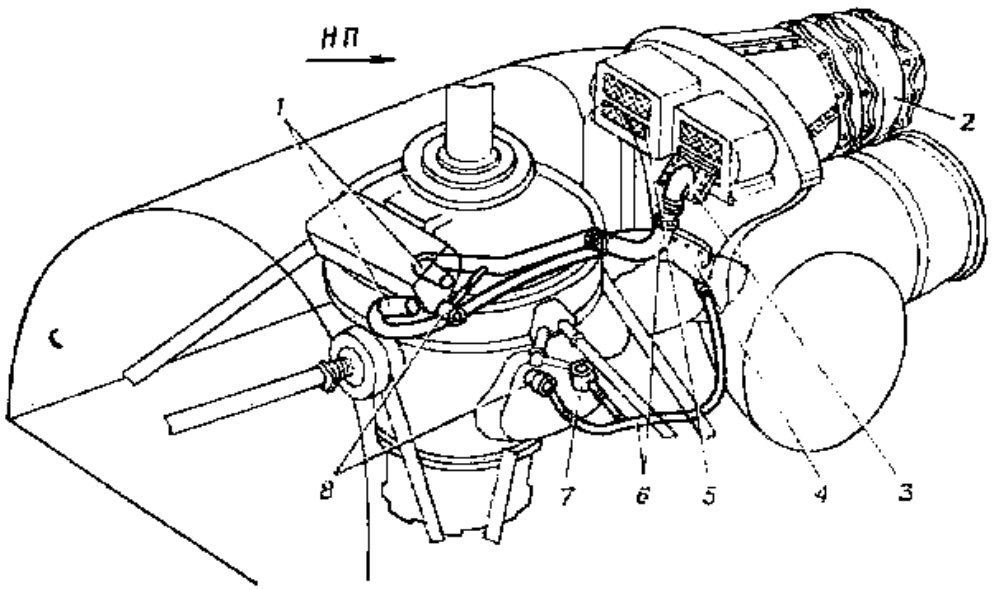


Рис. 8.16. Схема воздушного охлаждения:
1— генератор переменного тока; *2* — вентиляторная установка; *3* — верхний патрубок подвода воздуха: *4* — нижний патрубок подвода воздуха; 5 — воздушно-масляные радиаторы; б—гибкие воздухопроводы; 7 — воздушный компрессор; *8* — гидронасосы

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

Сам вентилятор засасывает воздух из входного канала. Часть поступающего из вентилятора воздуха через отверстия в шпангоуте № 1К нагнетается в маслорадиаторы. Из радиаторов нагретый воздух по сварным патрубкам отводится за пределы капота в верхней части отсека редуктора.

Другая часть воздуха через предохранительные сетки попадает во внутреннюю полость шпангоута № 1К, которая одновременно является коллектором воздуха. Отсюда воздух по гибкому

трубопроводу отбирается для охлаждения генераторов, гидронасосов и воздушного компрессора.

8.21. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией всего оборудования вертолета на земле и в полете. В систему электроснабжения входят:

—система переменного трехфазного тока напряжением 200В, частотой 400Гц;

—система переменного однофазного тока напряжением 115В, частотой 400Гц;

—система постоянного тока напряжением 27В;

—система переменного трехфазного тока напряжением 36В, частотой 400Гц;

—система переменного однофазного тока напряжением 36В, частотой 400Гц.

8.21.1. Система переменного трехфазного тока 200В, 400Гц. Источниками электроэнергии переменного трехфазного тока 200 В, 400 Гц на вертолете являются два генератора СГС-40ПУ мощностью по 40 кВ А каждый. Генераторы работают в комплекте с аппаратурой включения, регулирования и защиты. Нагрузка между генераторами распределена равномерно. От шин генератора № 1 питаются выпрямительные устройства ВУ-6А № 1, трансформатор ТС310С04Б и ПОС несущего и рулевого винтов, а от шин генератора № 2—выпрямительные устройства ВУ-6А №2 и №3, трансформатор ТС/1-2, ПОС стекол и ПЗУ.

8.21.2. Система однофазного переменного тока 115В, 400 Гц. Питание переменным однофазным током 115В, 400 Гц осуществляется от трансформатора ТС/1-2, подключенного к шинам генератора № 2. При отказе генератора № 2 трансформатор ТС/1-2 автоматически подключается к шинам генератора № 1, При отказе обоих генераторов или самого трансформатора питание потребителей первой категории по сети 115В, 400 Гц (необходимых для завершения полета) осуществляется от преобразователя ПО-500А,. который подключен к аккумуляторной шине.

8.21.3. Система однофазного переменного тока 36В, 400 Гц. Питание однофазным переменным током 36 В, 400 Гц осуществляется от основного или резервного трансформатора ТР115/36, от которого питаются приборы контроля работы двигателей и трансмиссии.

8.21.4. Система трехфазного переменного тока 36В, 400 Гц. Питание системы осуществляется от генератора СГС-40ПУ № 1 через трансформатор ТС310С04Б. Данная система предназначена для обеспечения работы всех потребителей трехфазного переменного тока 36 В, 400 Гц. При отказе генератора № 1 трансформатор ТС313С04Б автоматически подключается к шинам генератора №2.

При отказе обоих генераторов или самого трансформатора ТС310С04Б питание потребителей, обеспечивающих продолжение полета по сети 36В, 400 Гц, осуществляется от преобразователя ПТ-200Ц, подключенного к аккумуляторной шине.

8.21.5. Система постоянного тока напряжением 27В. Источниками в системе постоянного тока 27В являются три выпрямительных устройства ВУ-6А (№ 1, 2, 3) мощностью по 6 кВт каждое. Все три выпрямительных устройства подключены параллельно к общей шине, связанной через комплексный аппарат ДМР-200Д с шиной аккумуляторов.

Мощности двух ВУ достаточно для питания всех потребителей постоянного тока напряжением 27 В. ВУ-6А № 3 подключено к шинам генератора № 2 и является резервным. При отказе генератора № 2 оно переключается на шины генератора № 1 и совместно с ВУ-6А № 1 обеспечивает питание всех потребителей.

При отказе обоих генераторов или неисправностях в цепях выпрямительных устройств питание потребителей, обеспечивающих продолжение полета, осуществляется от аварийных источников — двух аккумуляторных батарей 12САМ-28 или от вспомогательного источника питания — стартера-генератора СТГ-3, установленного на двигателе АИ-9В.

8.21.6. Аварийными источниками электроэнергии на вертолете являются:

—две аккумуляторные батареи 12САМ-28;

—преобразователь ПО-500А;

—преобразователь ПТ-200Ц.

8.21.7. Вспомогательным источником электроэнергии является стартер-генератор СТГ-3 двигателя АИ-9В.

Стартер-генератор СТГ-3 позволяет производить наземную проверку оборудования и обеспечивает питание потребителей постоянного тока в полете при отказе выпрямительных устройств.

8.21.8. Контроль параметров системы электроснабжения осуществляется с помощью:

—вольтметра В-1 —напряжение постоянного тока 27В;

—амперметров А-1—токи выпрямительных устройств, аккумуляторных батарей и стартера-генератора СТГ-3;

—вольтметра ВФ-0, 4-250—напряжение по сети 200В, 400Гц и 115В, 400Гц;

—амперметров АФ1-150—токи генераторов № 1 и 2. Включение и управление работой системы электроснабжения осуществляются с помощью АЗС и выключателей, расположенных на щитках постоянного и переменного тока.

Размещение приборов контроля и органов управления системы электроснабжения показано на рис. 8.29, 8.30.

8.21.9. Режимы работы системы электроснабжения. На вертолете предусмотрены следующие варианты работы системы электроснабжения:

—нормальный режим;

—режим при отказе одного генератора переменного тока;

—аварийный режим при отказе обоих генераторов переменного тока;

—режим питания от генератора СТГ-3, установленного на ВСУ;

—режим аэродромного питания.

а) Нормальный режим. Аккумуляторные батареи включены в сеть, работают оба генератора переменного тока, при этом шины генератора № 1 и шины генератора № 2 получают питание, каждая от своего генератора. От шин генератора *№* 1 питаются выпрямительное устройство ВУ-6А № 1, трансформатор ТС310С04Б и противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов. От шин генератора № 2 питаются выпрямительные устройства ВУ-6А № 2 и 3, трансформатор ТС/1-2 и шины противообледенительной системы стекол кабины летчиков и ПЗУ двигателей.

От трансформатора ТС/1-2 запитывается генераторная шина ~ 115 В, а от трансформатора ТС310С04Б — генераторные шины трехфазного переменного тока 36 В. К генераторной шине ~115 В автоматически подключается шина ПО-500А, от которой через основной трансформатор ТР115/36 питается шина однофазного тока 36 В. К шинам трехфазного тока 36 В автоматически подключаются шины преобразователя ПТ-200Ц. В нормальном режиме все шины вертолета находятся под напряжением, любой из потребителей может быть включен.

б) Режим при отказе одного генератора. При отказе генератора № 1 его шины обесточиваются. Не получают питания выпрямительное устройство ВУ-6А № 1 и противообледени-

тельная система лопастей несущего и рулевого винтов. Трансформатор ТС310С04Б переключается на питание от шин генератора № 2.

Все шины ВУ и аккумуляторные шины будут находиться под напряжением, любой потребитель по постоянному току может быть включен, так как два выпрямительных устройства ВУ-6А обеспечивают питание постоянным током всех потребителей.

При отказе генератора № 2 его шины обесточиваются. Не получают питание выпрямительное устройство ВУ-6А № 2, отключается противообледенительная система лопастей несущего и рулевого винтов от генератора № 1, а трансформатор ТС/1-2, выпрямительное устройство ВУ-6А № 3 и шины противообледенительной системы стекол кабины летчиков и ПЗУ двигателей подключаются к шинам генератора *№* 1. Таким образом, при отказе одного из генераторов работающий генератор обеспечивает питание всех потребителей, за исключением противообледенительной системы лопастей несущего и рулевого винтов.

в) Аварийный режим при отказе обоих генераторов. При отказе обоих генераторов их шины обесточиваются. Не получают питание генераторная шина ~115В, генераторные шины трехфазного переменного тока 36 В, все шины ВУ и шины противообледенительной системы. Под напряжением остаются только аккумуляторные шины, от которых автоматически или вручную при отказе переключающих реле запитываются преобразователи ПО-500А и ПТ-200Ц.

г) Режим питания от стартера–генератора СТГ-3, установленного на ВСУ. Для питания потребителей постоянным током при проведении подготовок и работ в условиях автономного базирования, а также при отказе обоих генераторов переменного тока в полете может использоваться стартер-генератор СТГ-3. Стартер-генератор совместно с аккумуляторными батареями обеспечивает питание потребителей в течение 30 мин при токе нагрузки не более 100 А.

Стартер-генератор СТГ-3 подключен к аккумуляторной шине и обеспечивает питание потребителей, необходимых для завершения полета. При необходимости возможно питание потребителей, подключенных к шинам ВУ. С этой целью производится подключение шин ВУ к аккумуляторным шинам. Для этого выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. необходимо установить в положение ВКЛ.

8.21.10. Аэродромное питание. При питании потребителей от аэродромного источника ввиду наличия схемы блокировки

включение в сеть бортовых источников невозможно.

При питании от аэродромного источника постоянного тока, подключенного к вилке разъема ШРАП-500К, аккумуляторные батареи отключаются от бортовой сети, все шины ВУ получают питание, а через комплексный аппарат ДМР-200Д подается напряжение на все аккумуляторные шины. При этом питание по переменному току 115В и 36В можно осуществлять только от преобразователей ПО-500А и ПТ-200Ц. При подключении к вилке разъема ШРАП-400-3Ф аэродромного источника питания переменного тока питание получают шины генераторов № 1 и 2 (генераторы от бортовой сети автоматически отключаются), а от них—все шины переменного тока.

Аэродромный источник питания переменного тока и выпрямительные устройства могут быть включены только при включенных в бортовую сеть аккумуляторных батареях. В этом случае все распределительные шины находятся под напряжением и можно проводить проверку любого оборудования. Возможно одновременное питание вертолета от обеих розеток аэродромного питания.

Для проверки оборудования по постоянному току возможно использование стартера-генератора СТГ-3 двигателя АИ-9В, для чего при работающем двигателе АИ-9В необходимо включить выключатель ПРОВЕРКА ОБОРУД. на правой боковой панели электропульта. В этом случае все шины ВУ и аккумуляторные шины будут находиться под напряжением.

8.22. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Светотехническое оборудование вертолета предназначено для обеспечения наземной эксплуатации и полетов в любых метеорологических условиях как днем, так и ночью.

Светотехническое оборудование включает в себя:

1. Внешнее осветительное оборудование:
   — две посадочно-поисковые фары ФПП-7;
   — две посадочно-рулежные фары ПРФ-4;
   — рулежная фара ФР-100.
2. Внешнее светосигнальное оборудование:
   — проблесковый маяк МСЛ-3;
   — три строевых огня ОПС-57;
   — аэронавигационные огни БАНО-45 и ХС-39;
   — пять контурных огней.

3. Внутреннее осветительное оборудование:

— система красного подсвета приборных досок и пультов;

— плафоны освещения кабины экипажа, грузовой кабины, технических отсеков.

4.Внутреннее светосигнальное оборудование — система уведомляющих, предупреждающих и аварийных табло, расположенных на приборных досках и пультах в кабине экипажа.

8.23. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование вертолета представляет собой комплекс приборов, обеспечивающих:

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

б) контроль за работой двигателей, трансмиссии и управления.

Комплекс приборного оборудования состоит:

—из пилотажно-навигационных приборов;

—из приборов контроля работы двигателей и трансмиссии;

—из приборов контроля гидравлической и воздушной систем.

Указатели приборов размещены на левой и правой приборных досках, на центральном пульте, на левой боковой и средней панели электропульта.

На левой приборной доске установлены:

—высотомер ВД-10К;

—указатель скорости УС-450К;

—вариометр ВР-10М.К;

—авиагоризонт АГБ-ЗК;

—указатель поворота ЭУП-53;

—указатель курса УГР-4УК;

—индикатор висения (блок 6) из комплекта ДИСС-15;

—указатель радиовысотомера УВ-1П;

—указатель БСУП-2К радиокомпаса АРК-У2;

—указатель тахометра ИТЭ-1;

—указатель тахометра ИТЭ-2Т;

—указатель температуры газов 2УТ-6К из комплекта 2ИА-6;

—указатель режимов УР-117 из комплекта ИР-117;

—указатель шага винта УП-21.

Кроме того, на левой приборной доске размещены:

—лампа сигнализации отказа радиовысотомера; для РВ-3;

—светосигнальные табло контроля работы двигателей ТВЗ-117 и главного редуктора;

На правой приборной доске установлены:

—высотомер ВД-10К;
—указатель скорости УС-450К;
—вариометр ВР-10МК;
—авиагоризонт АГБ-ЗК;
—указатель курса УГР-4УК;
—часы АЧС-1;
—указатель путевой скорости и угла сноса (блок 7) из комплекта ДИСС-15;
—индикатор координат (блок 8) из комплекта ДИСС-15;
—указатель тахометра ИТЭ-1Т;
—указатель тахометра ИТЭ-2Т;
—указатель топливомера БЭ-09К;
—указатель термометра ТВ-1.

Кроме того, на правой приборной доске размещены:
—переключатель топливомера;
—светосигнальное табло ДИСС ОТКАЗАЛ;
—светосигнальное табло ОСТАЛОСЬ 300 Л.

На правой приборной доске предусмотрено место для установки указателя курса ПДК-49К и путевого корректора из комплекта астрокомпаса ДАК-ДБ-5ВК.

На центральном пульте установлены:

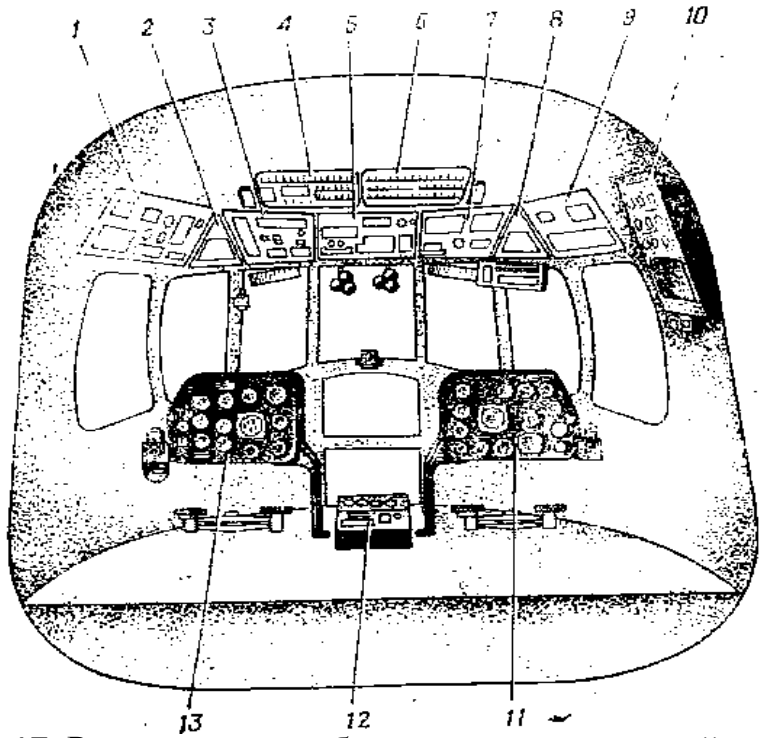


Рис. 8.17. Размещение приборных досок и панелей управления в кабине экипажа:

1—левая боковая панель электропульта: *2* — левый щиток электропульта: 3 - левая панель электропульта; *4*— левая панель АЗС; 5 - средняя панель электропульта: *6*- правая панель АЗС; 7 - правая панель электропульта; в—правый щиток электропульта; *9* — правая боковая панель электропульта; *10* — электрощиток; *11* — правая приборная доска; *12* — центральный пульт; *13* — левая приборная доска

—трехстрелочный указатель УИЗ-6;
—указатель температуры ТУЭ-48;
—два трехстрелочных указателя УИЗ-3 (левого и правого двигателей);
—переключатель проверки сигнальных ламп и включения мигалки;
—переключатель трансформаторов ДИМ.

Кроме того, на центральном пульте установлены:
—пульт управления и индикатор нулевой автопилота;
—блок управления БУ-32-1 системы СПУУ-52-1;
—табло сигнализации наличия стружки в главном редукторе.

На левой боковой панели электропульта размещены:
манометр МВУ-10К контроля давления воздуха в воздушной сис-

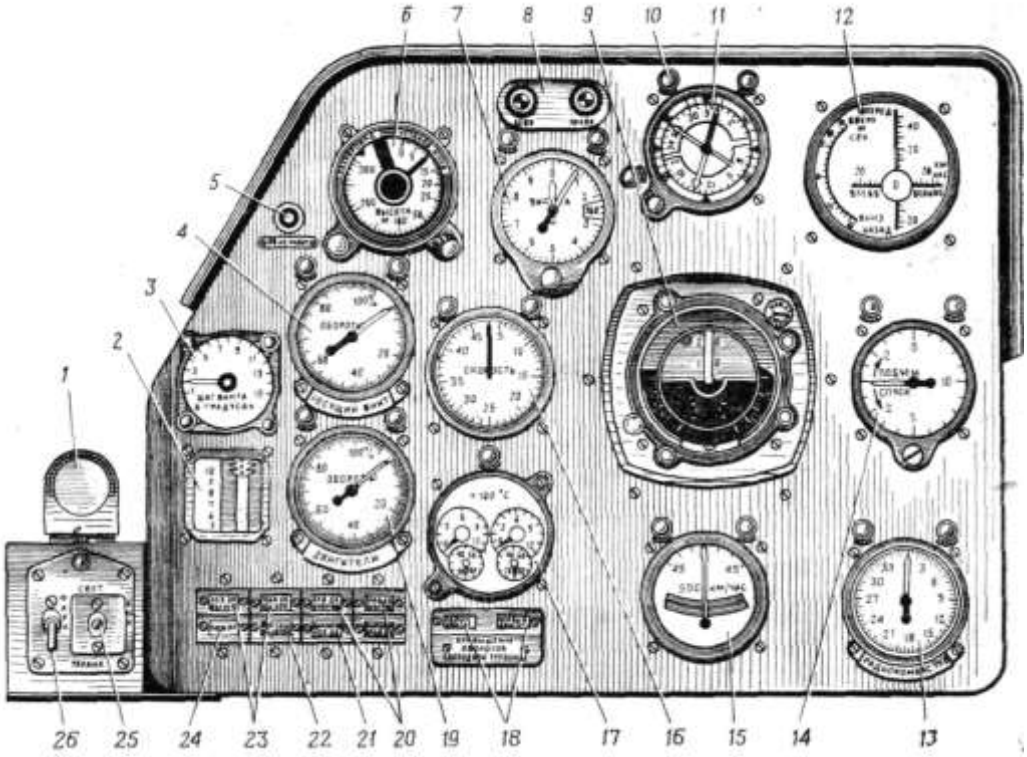


Рис. 8.18. Левая приборная доска:
1 — кнопка сброса КСБ-49А с предохранительной крышкой; 2 — указатель режимов УР-117; *3*—индикатор ИП-21 указателя шага несущего винта; *4*—указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ тахометра ИТЭ-1Т; 5—арматура светосигнальная СЛЦ-51: *6*—указатель УВ-П1 радиовысотомера РВ-3: 7—высотомер ВД-10ВК; 8—курсоуказатель прицела ОПБ-1Р; *9*—авиагоризонт АГБ-3К; *10*—светильник СВ; 11—указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А; *12*—индикатор висения и малых скоростей аппаратуры ДИСС-15; *13*—указатель БСУП-2К, воспринимающий сигналы от радиокомпаса АРК-УД; *14*—вариометр ВР-10МК; *15*—указатель поворота ЭУП-53; *16*—указатель скорости УС-450К: *17*—указатель 2УТ-6К температуры газов двигателя ТВ3-117МТ тахометра ИТЭ-2Т; *18*—два табло ТС-1-Ж сигнализаций от РПР-3АМ; *19*—двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВ3-117МТ тахометра ИТЭ-2Т; *20*—два табло ТС-1Ж сигнализации повышения уровня вибрации двигателей от аппаратуры ИВ-500Е; *21*—два табло ТС-1-К сигнализации повышения уровня вибрации двигателей от аппаратуры ИВ-500Е; *22*—табло ТС-1Ж; *23*—два табло ТС-1-К сигнализации повышения температуры газового двигателя от аппаратуры 2ИА-6; *24*—табло ТС-1-К сигнализации о пожаре; *25* —переключатель правой посадочно-поисковой фары ФПП-7; *26* —выключатель рулежной фары ФР-100

теме и манометр МА-60К контроля давления воздуха в тормозной системе колес шасси. На средней панели электропульта размещены:

—указатели УИ-1-100 манометров основной и дублирующей гидросистем;

—указатель термометра ТСТ-282С;

—указатель манометра ДИМ-8. На рис. 8.17—8.30 показаны приборные доски, панели и щитки, размещенные в кабине экипажа.

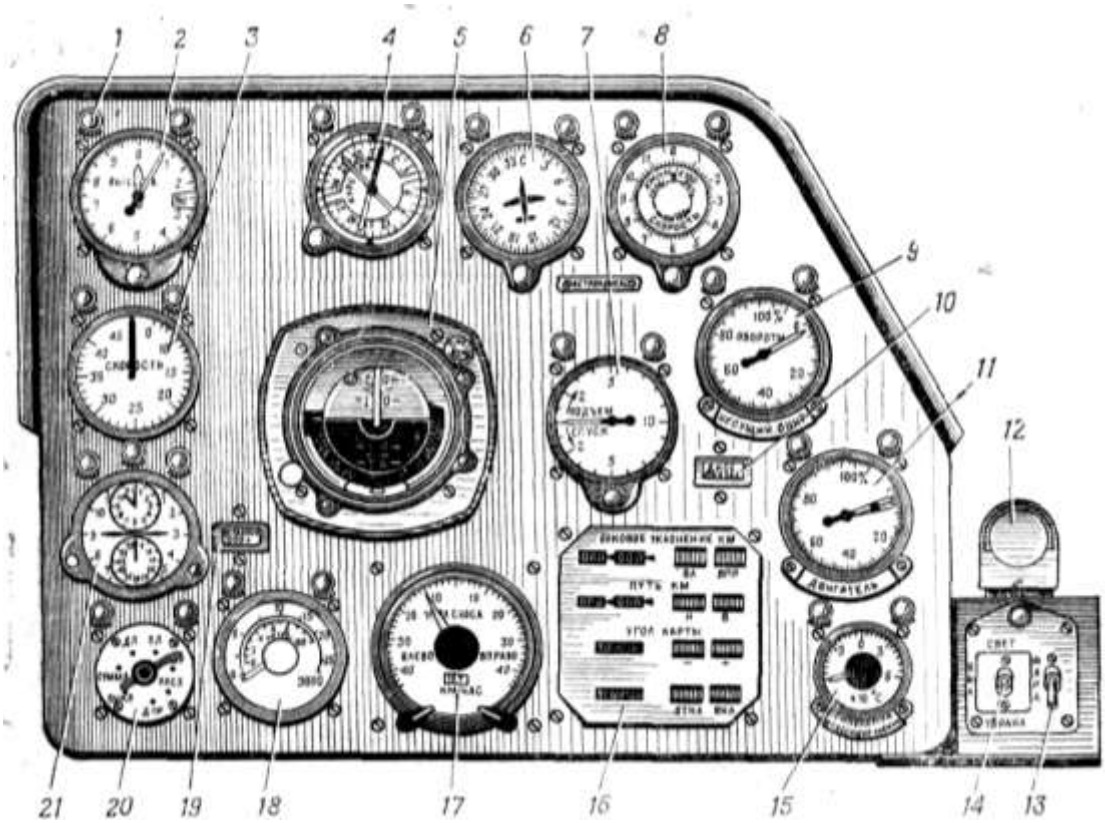


Рис. 8.19. Правая приборная доска:

1—светильник СВ; 2—высотомер ВД-10ВК; 3—указатель скорости УС-450К; *4*—указатель УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А; 5—авиагоризонт АГБ-3К; *6*—указатель курса ПДК-49К астрокомпаса; 7—вариометр ВР-10МК; *8* —путевой корректор астрокомпаса ДАК-ДБ-5ВК; *9*—указатель ИТЭ-1Т числа оборотов НВ тахометра ИТЭ-1Т; *10*—табло ТС-1-К; *11*—двухстрелочный указатель ИТЭ-2Т числа оборотов двигателя ТВ3-117МТ тахометра ИТЭ-2Т; *12*—кнопка сброса КСБ-49А с предохранительной крышкой; *13*—выключатель рулежной фары ФР-100; *14*—переключатель левой посадочно-поисковой фары ФПП-7; *15*—термометр ТВ-1; *16*—индикатор координат аппаратуры ДИСС-15; *17*—индикатор путевой скорости и угла сноса аппаратуры ДИСС-15; *18*—указатель БЭ-09К топливомера СКЭС-2027В; *19*—табло ТС-1-К аварийного остатка топлива в расходном баке; *20*—переключатель топливомера СКЭС-2027В; *21*—часы АЧС-1

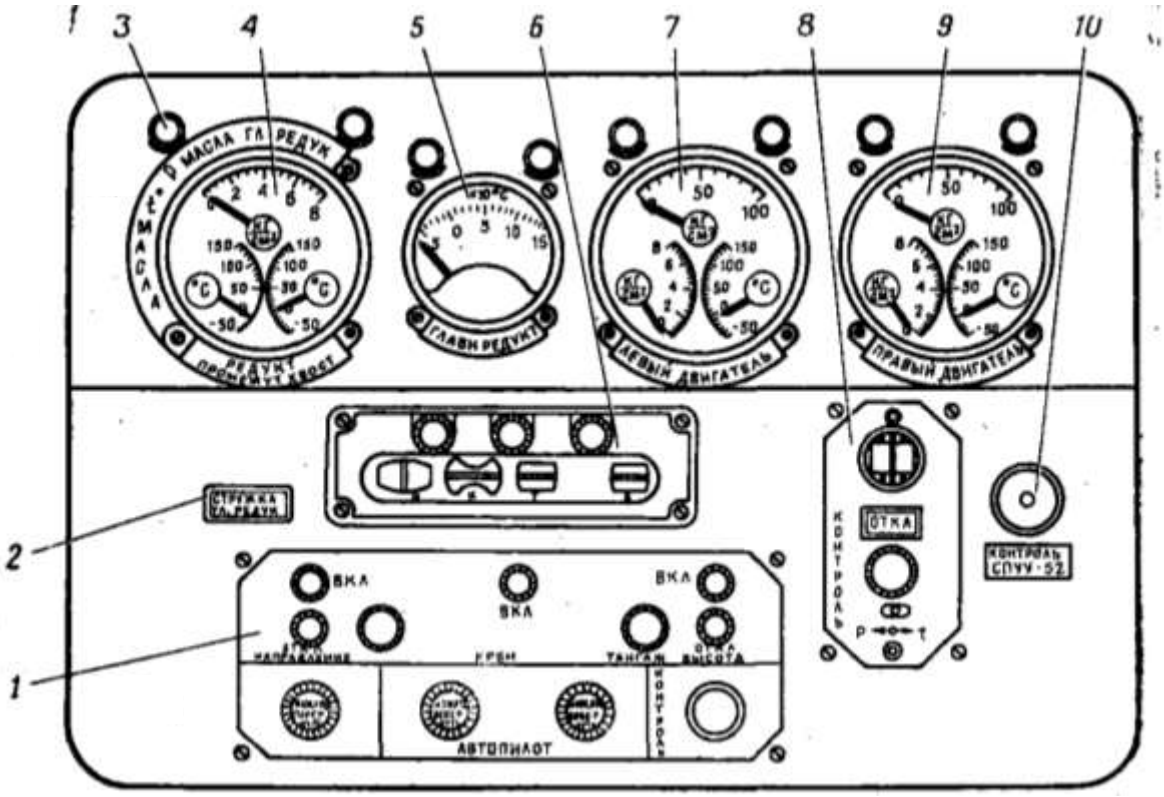


Рис. 8.20. Центральный пульт:

1—пульт управления автопилотом АП-34Б; *2*—табло ТС-1-Ж сигнализации стружки в главном редукторе от фильтра ФСС-1; *3*—светильник СВ; *4*— трехстрелочный указатель УИЗ-6 давления масла на входе в главный редуктор и температуры масла в промежуточном хвостовом редукторе электрического моторного индикатора ЭМИ-3РВИ; *5* —указатель ТУЭ-48 температуры масла в главном редукторе термометра ТУЭ-48Т; *6*—индикатор нулевой ИН-4 автопилота АП-34Б; 7—трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления в температуры масла левого двигателя электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРИ; 8—блок управления БУ-32-1 системы СПУУ-52-1; *9*—трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла правого двигателя электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗРИ; *10*—розетка контроля системы СПУУ-52-1

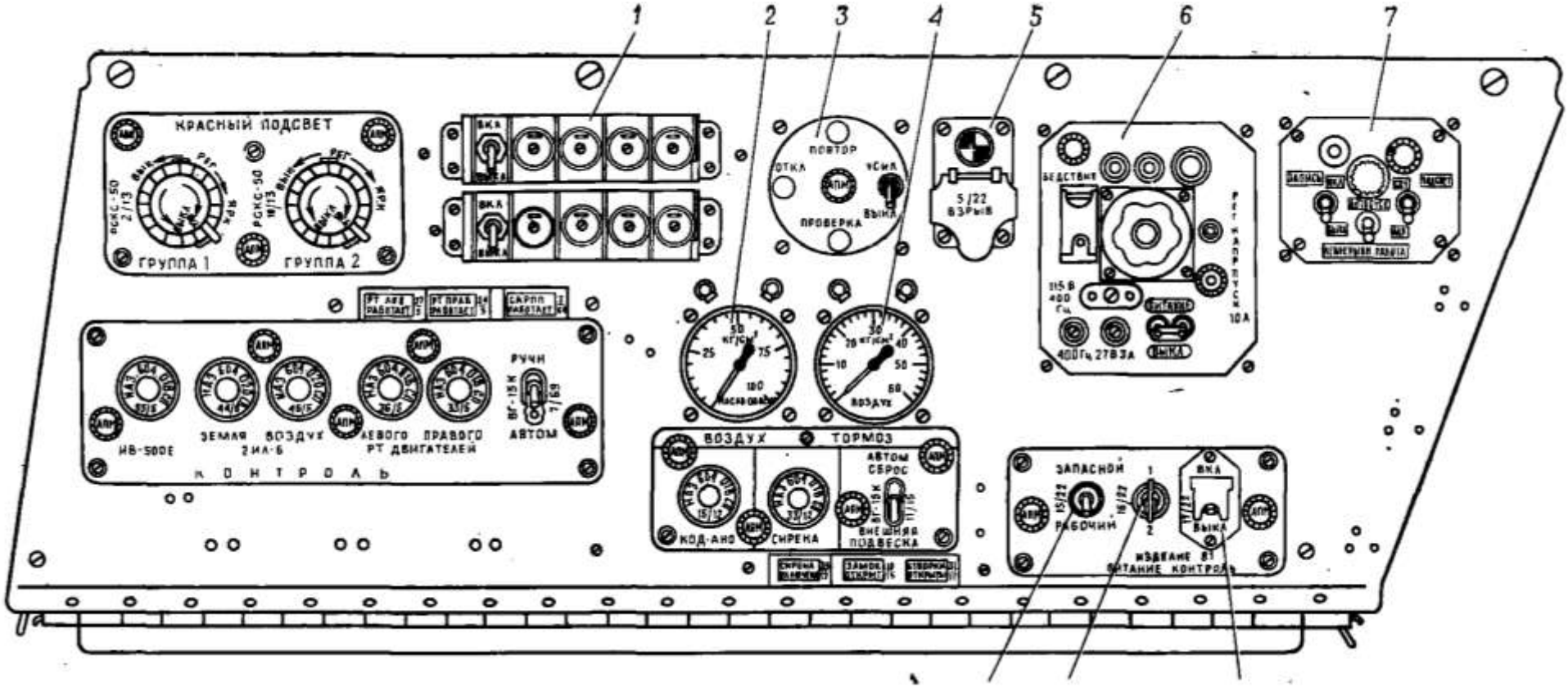

1
2
3
4
5
6
7
КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ
ГРУППА 1
ГРУППА 2
ВКЛ
ПОВТОР
ОТКЛ
ПРОВЕРКА
УСИЛ
ВЫКЛ
5 Л22
ВЗРЫВ
ВЗЛЕТ
ЗАПИСЬ
ВОЗДУХ
ТОРМОЗ
ЗЕМЛЯ
ВОЗДУХ
ЛЕВОГО
ПРАВОГО
РТ ДВИГАТЕЛЕЙ
АВТОМ
ВНЕШНЯЯ ПОДВЕСКА
КОД-АНО
СИРЕНА
ЗАПАСНОЙ
РАБОЧИЙ
ВКЛ
ВЫКЛ
КОНТРОЛЬ

Рис. 8.21. Левая боковая панель электропульта:

1—пульт управления ракетами ЭП-662; 2—манометр МВУ-10К, контролирующий давление воздуха в воздушной системе; *3*—пульт дистанционного управления аппаратурой РИ-65; *4*—манометр МА-60К, контролирующий давление воздуха в тормозной системе колес шасси; 5—блок аппаратуры 020М; *6*—пульт управления аппаратурой 020М; 7—пульт управления магнитофоном МС-61; 8—блок 36 аппаратуры 81; *9*—блок 34 аппаратуры 020М; *10*—блок 17 аппаратуры 020М

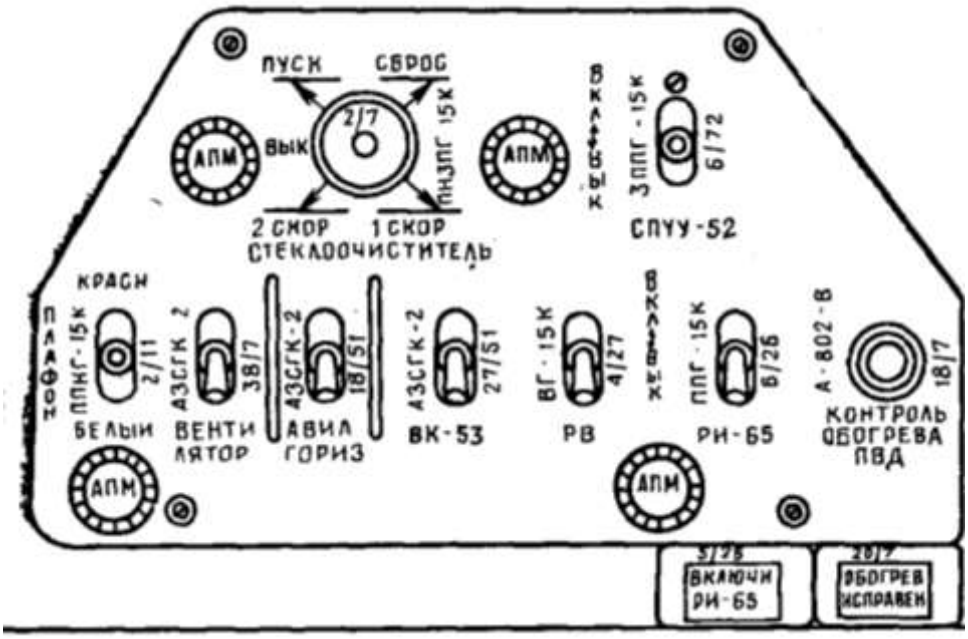


Рис.8.22. Левый щиток электропульта

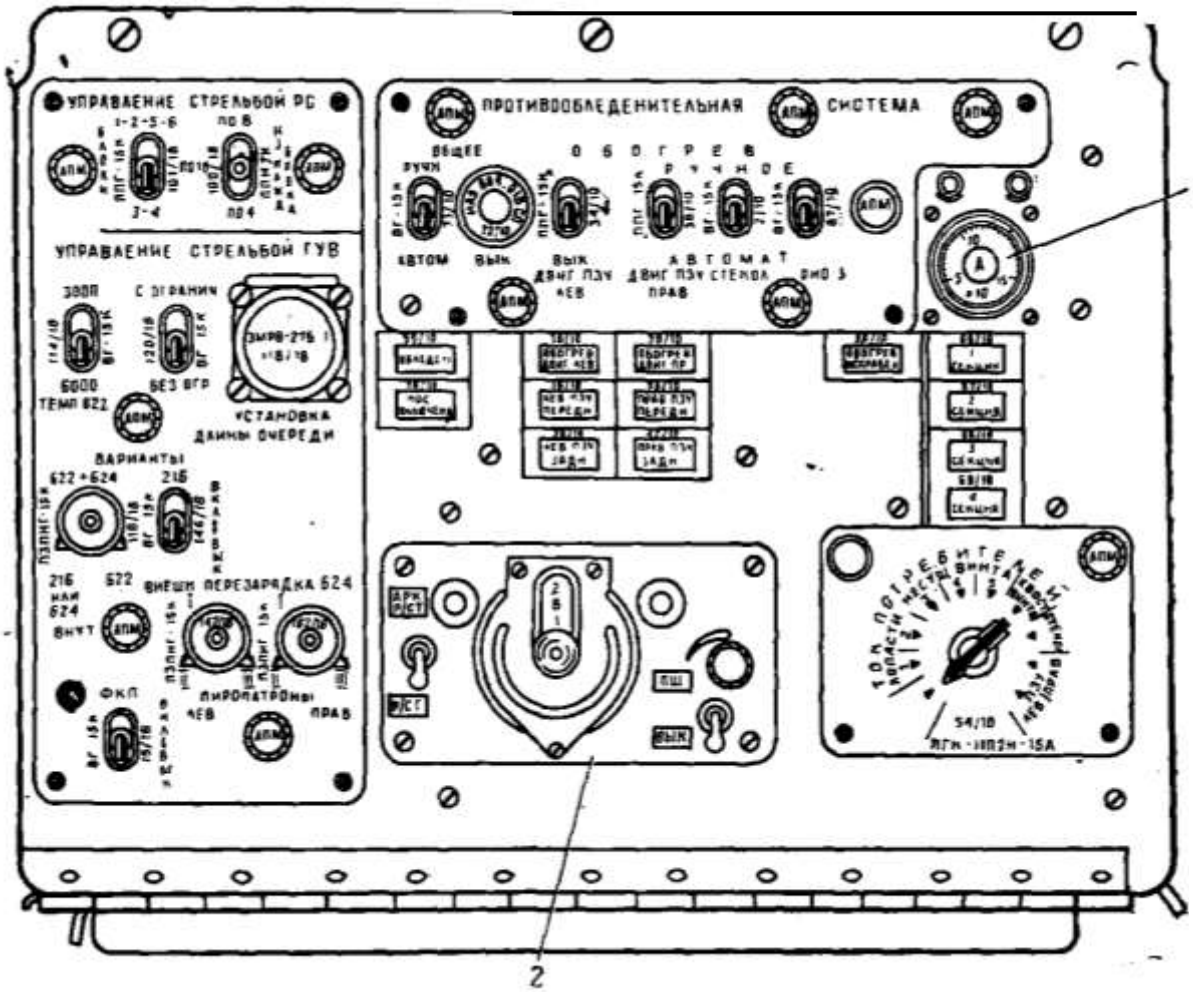


Рис.8.23. Левая панель электропульта:
1-амперметр АФ1-150; 2-пульт дистанционного управления радиостанцией Р-860

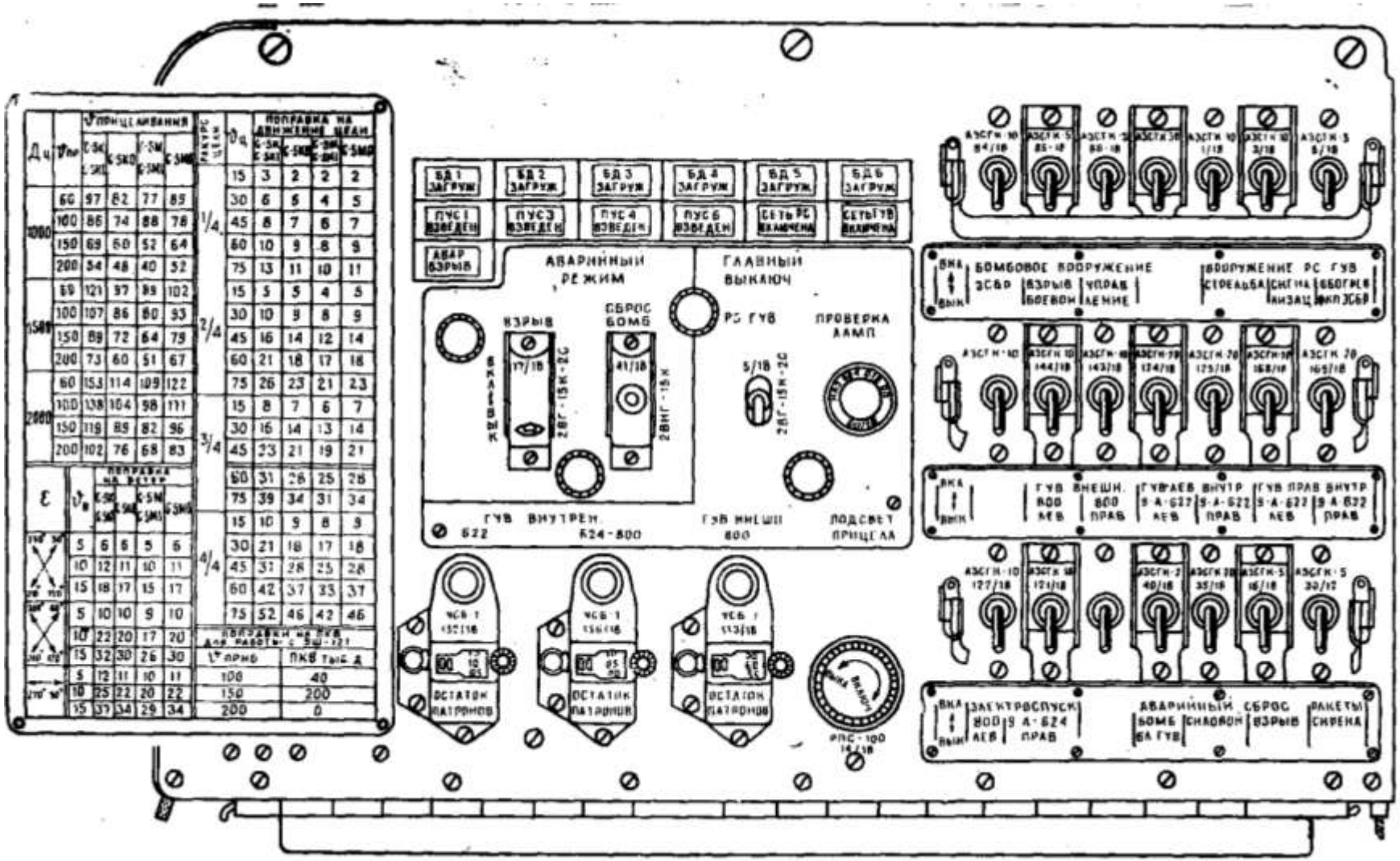


Рис.8.24.. Левая панель АЗС

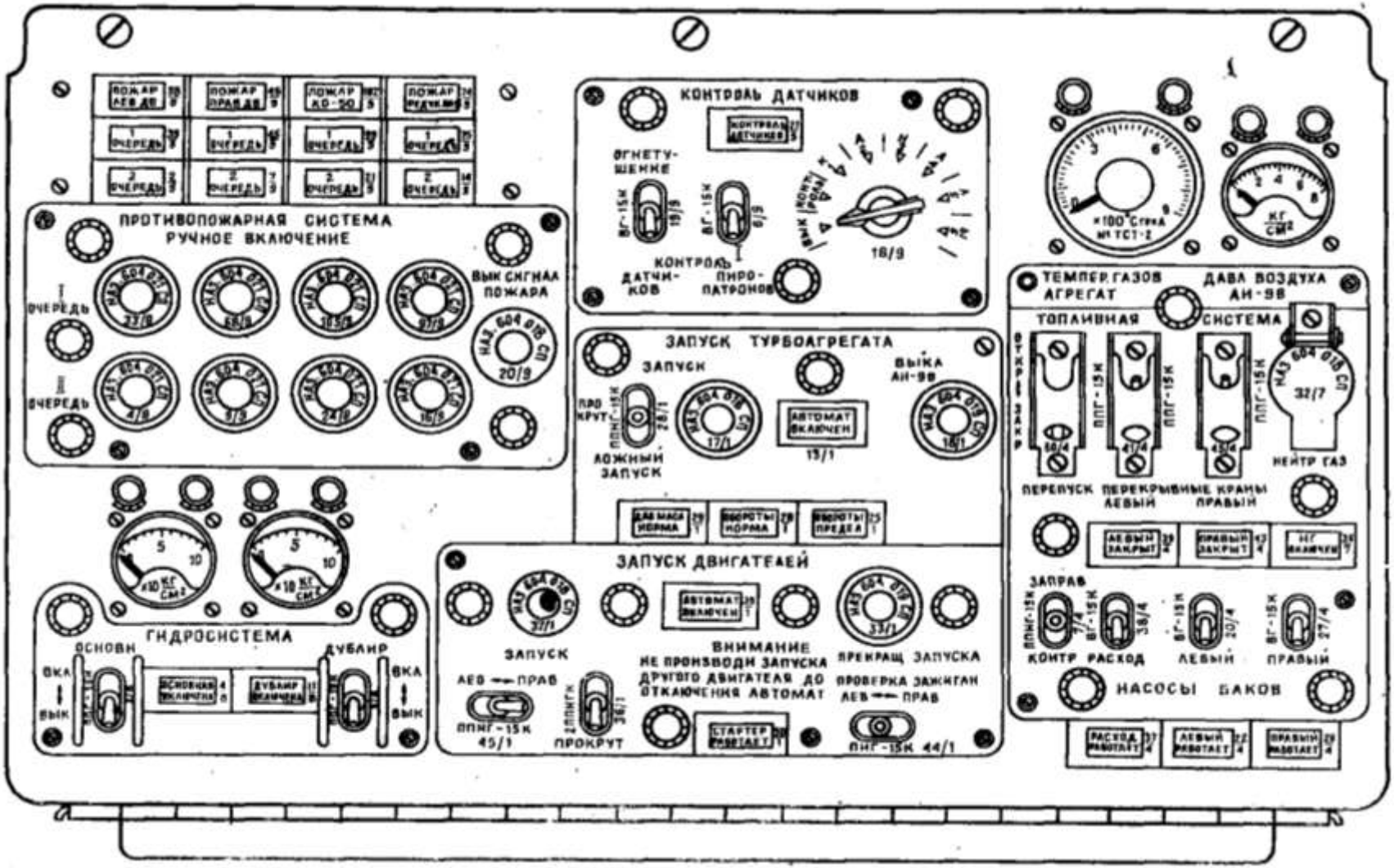


Рис.8.25. Средняя панель электропульта

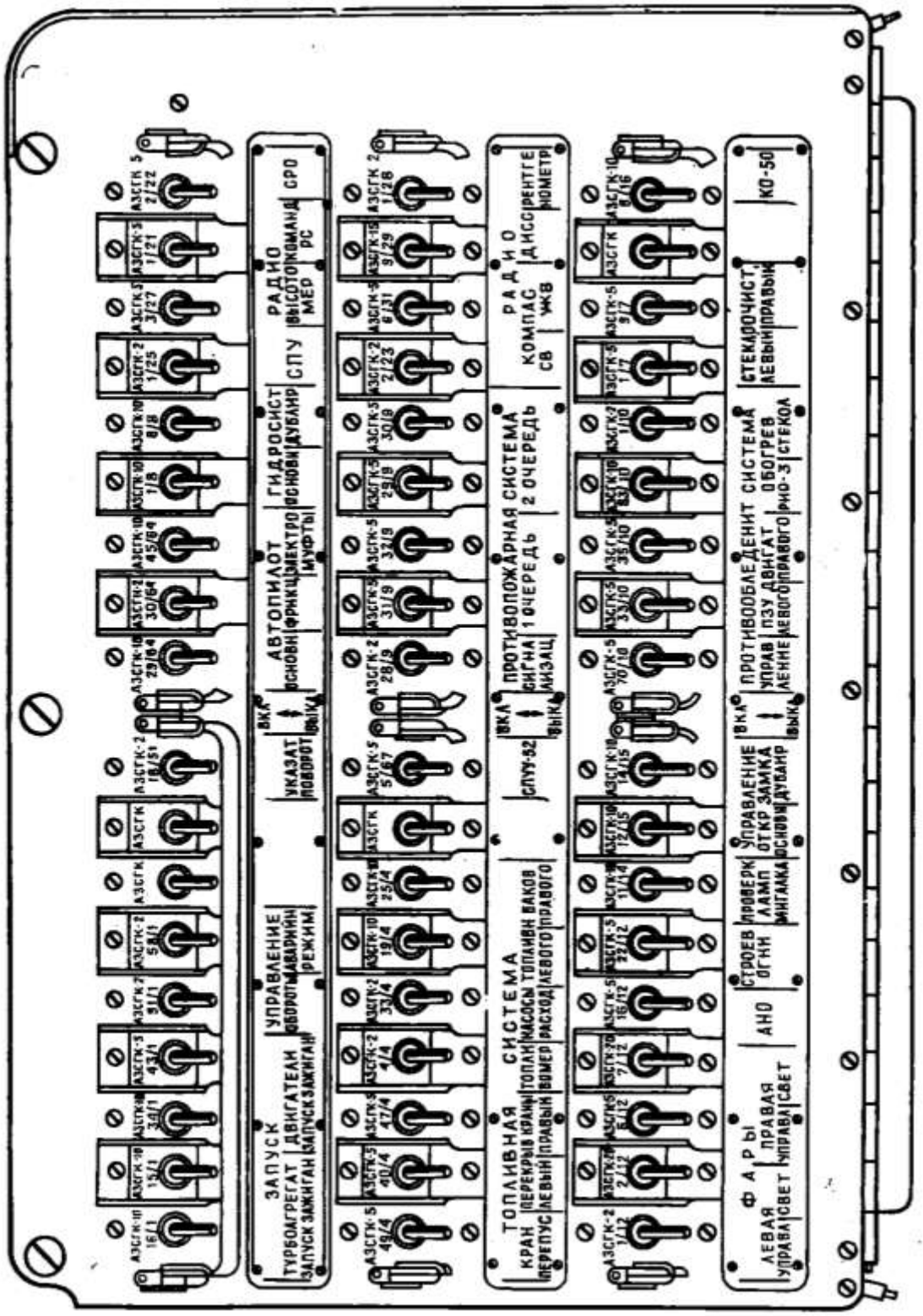


Рис.8.26. Правая панель АЗС

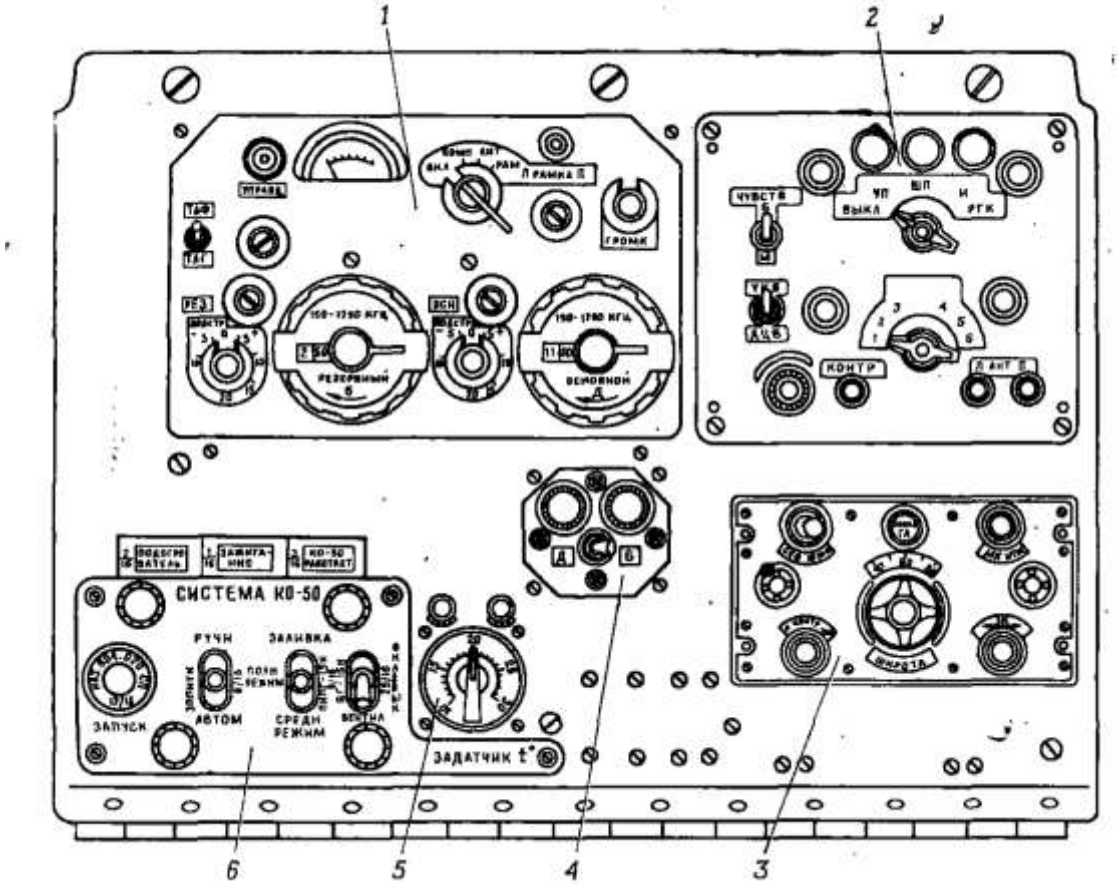


Рис.8.27. Правая панель электропульта

1-пульт управления радиокомпасом АРК-9; 2-пульт управления радиокомпасом АРК-УД; 3-пульт управления ПУ-26 курсовой системы ГМК-1А; 4-дистанционный переключатель волн радиокомпаса АРК-9; 5-задатчик температуры воздуха в грузовой кабине; 6-аппаратура управления и сигнализация системы КО-50

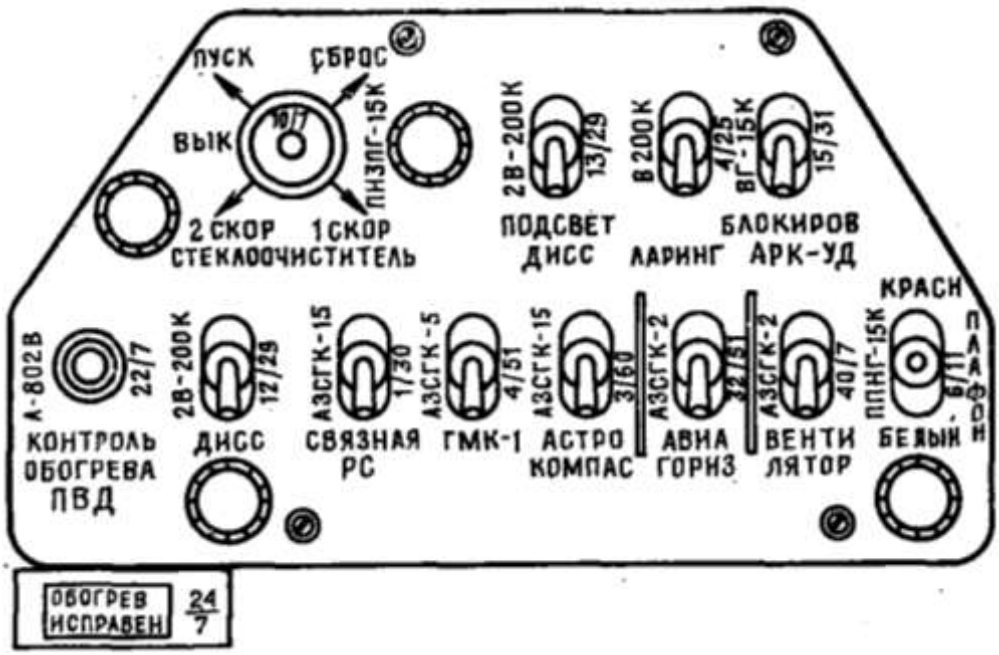


Рис.8.28. Правый щиток электропульта

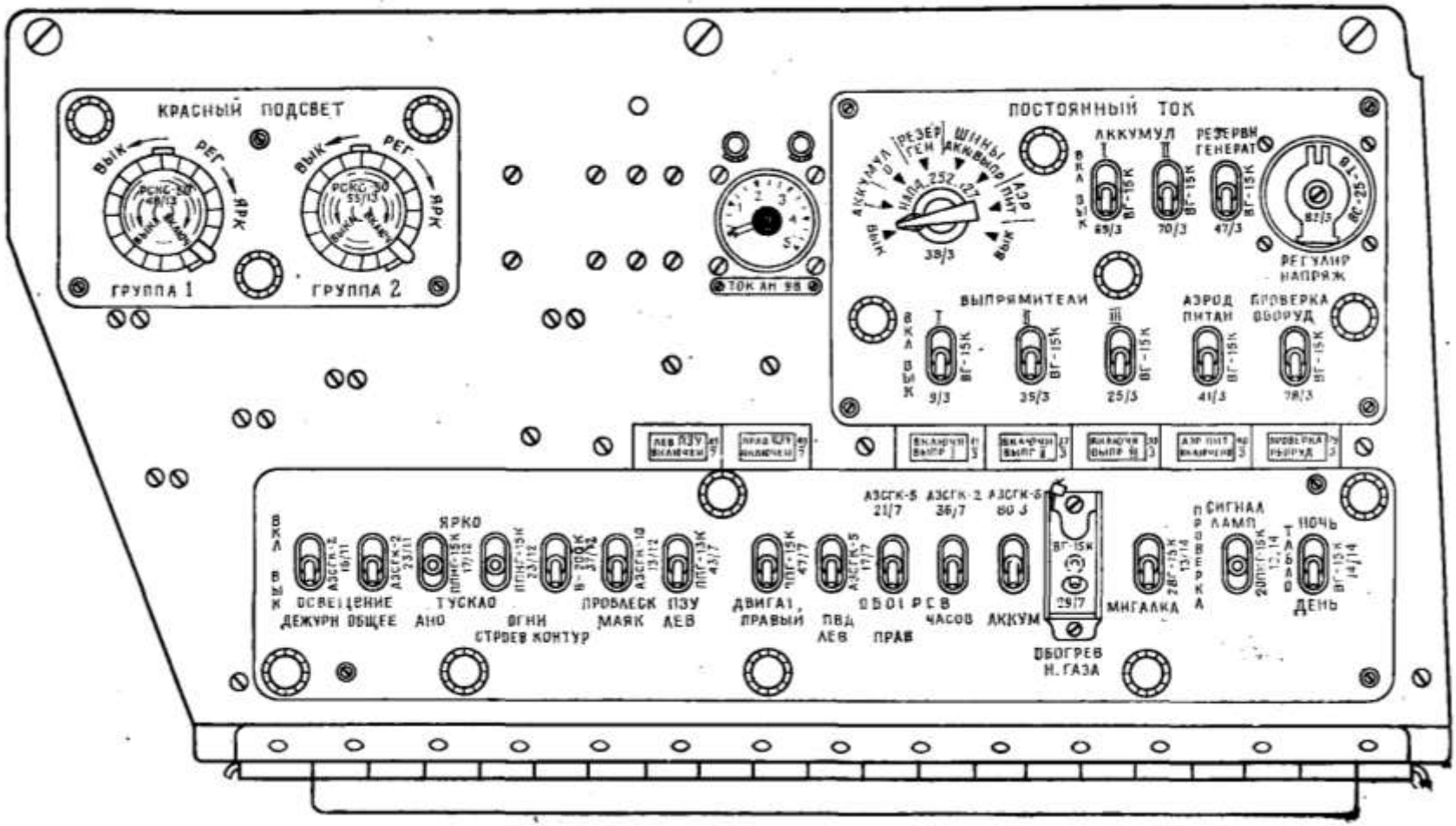


Рис.8.29. Правая боковая панель электропульта

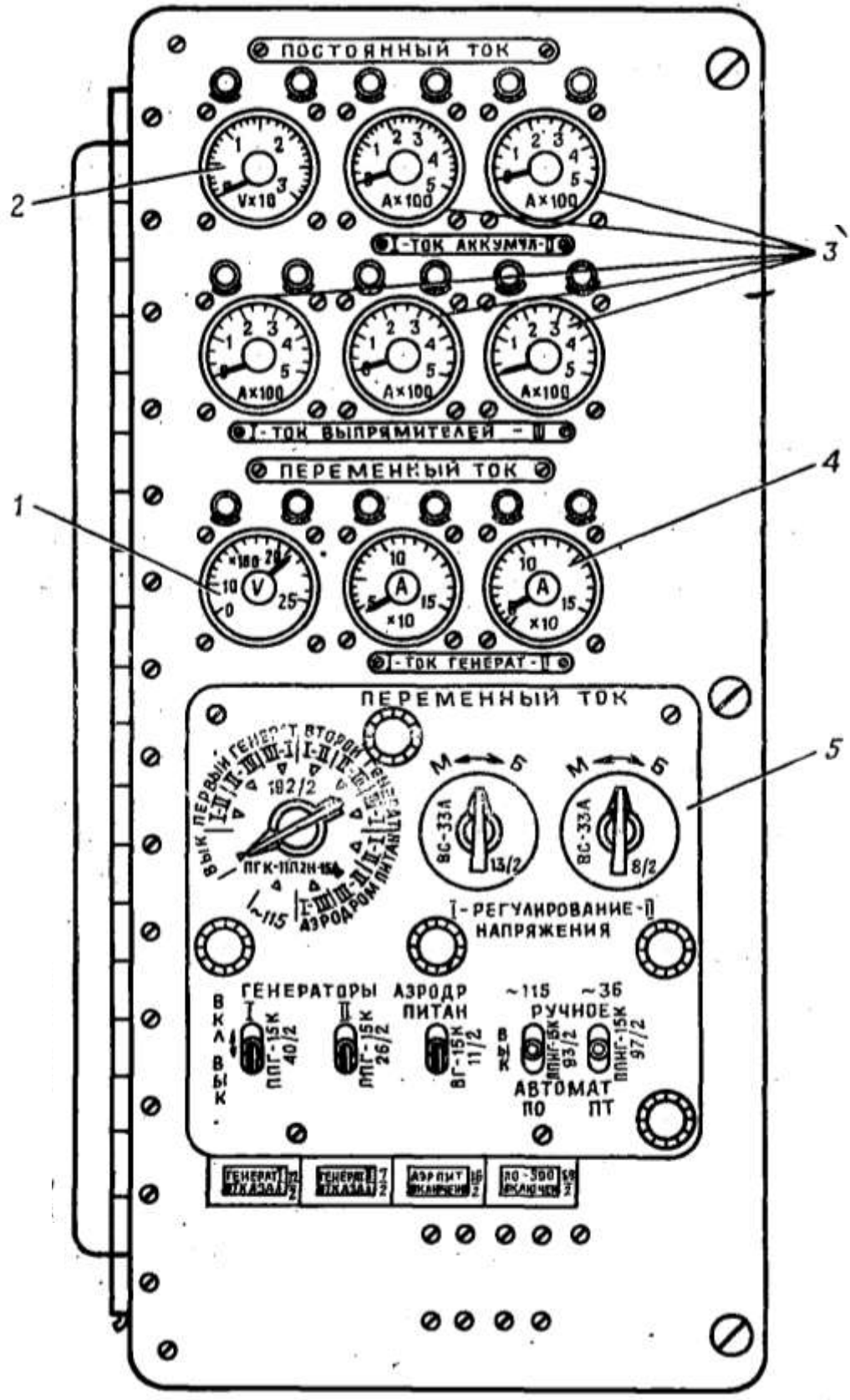


Рис. 8.30. Электрощиток электропульта:
1—вольтметр В-1; 2—вольтметр ВФ-0, 4-250; 3 — амперметр А-1; *4* — амперметры АФ1-150; *5*—аппаратура управления и сигнализации системы переменного тока

8.24. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Пилотажно-навигационное оборудование включает в себя:

—автопилот АП-34Б;

—авиагоризонт АГБ-3К;

—курсовую систему ГМК-1А;

—астрономический дистанционный компас ДАК-ДБ-5ВК.

8.24.1. Автопилот АП-34Б. Четырехканальный электрогидравлический автопилот предназначен для автоматической стабилизации вертолета по крену, курсу, тангажу, высоте и скорости полета. Четыре канала (направление, крен, тангаж, высота) автопилота обеспечивают:

—стабилизацию положения вертолета относительно трех осей (продольной, вертикальной и поперечной);

—стабилизацию высоты полета вертолета в горизонтальном полете и при висении;

—стабилизацию приборной скорости вертолета (при наличии корректора—задатчика приборной скорости и блока сигнализации готовности).

При этом воздействие КЗСП на автопилот происходит по каналу тангажа.

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

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

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

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

В комплект автопилота входят:

—пульт управления (рис. 8.20);

—агрегат управления;

—датчик угловой скорости направления;

—датчик угловой скорости крена;
—датчик угловой скорости тангажа;
—блок усилителей;
—индикатор нулевой ИН-4;
—два компенсационных датчика;
—корректор высоты К.В-11.

Точность выдерживания режима полета в спокойной атмосфере:

—направления ±2°;
—крена ±1°;
—тангажа ±1°;
—высоты ±6 м до 1000м (±12 м более 1000 м;
—скорости ±15 км/ч.

Для того чтобы летчик мог управлять вертолетом по курсу при включенном автопилоте, на педалях ножного управления смонтированы надпедальники и микровыключатели, при нажатии на которые происходит перевод канала направления в режим согласования. После окончания маневра и снятия ног с надпедальников канал направления автоматически включается. При включенном автопилоте перевод канала направления в режим согласования может осуществляться автоматически от микровыключателя АМ-800К, установленного на качалке подвижного упора системы СПУУ-52-1. Микровыключатель срабатывает при подходе правой педали в режиме «Перегонка» к упору, положение которого управляется механизмом МП-100М по сигналам системы СПУУ-52-1. Для управления ручкой шаг-газ необходимо нажать кнопку включения фрикциона, установленную на верхней части ручки. При нажатии кнопки канал высоты переводится в режим согласования, а фрикцион растормаживается. После перевода ручки шаг-газ в новое положение канал высоты необходимо снова включить кнопкой-лампой на пульте управления автопилотом.

Питание автопилота и механизмов системы управления постоянным током напряжением 27В осуществляется от аккумуляторной шины и шины ВУ через автоматы защиты сети АВТОПИЛОТ—ОСНОВН., АВТОПИЛОТ—ФРИКЦ. и АВТОПИЛОТ ЭЛЕКТРОМУФТЫ. Все АЗС расположены на правой панели АЗС.

Питание переменным трехфазным током напряжением 36В и частотой 400 Гц осуществляется от генераторных шин трехфазного переменного тока 36В через предохранители ПМ-5 АВТОПИЛОТ, расположенные на щитке предохранителей.

Выключение автопилота вручную производится:

– одновременно всех каналов – нажатием кнопки ВЫКЛ. АП, расположенной на обеих ручках управления;

– канала высоты – нажатием на одну из кнопок расстопоривания фрикциона рычага шаг-газ;

– канала направления – нажатием одного из надпедальников.

8.24.2. Авиагоризонт АГБ-3К предназначен для определения положения вертолета в пространстве относительно плоскости истинного горизонта, а также для определения наличия и направления бокового скольжения вертолета. Авиагоризонты установлены на левой и правой приборных досках.

Авиагоризонты выдают внешним потребителям сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа вертолета. Левый авиагоризонт выдает сигналы системе автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ и аппаратуре ДИСС-15. Правый авиагоризонт выдает сигналы автопилоту АП-34Б.

Включение левого авиагоризонта осуществляется автоматом защиты сети АВИАГОРИЗ. на левом щитке электропульта, а правого—автоматом защиты сети АВИАГОРИЗ. на правом щитке электропульта.

Нормальная работа авиагоризонта АГБ-3К характеризуется отсутствием красного флажка на лицевой части прибора, нормальной реакцией прибора на изменение положения вертолета, соответствием показаний левого и правого авиагоризонтов. Появление красного флажка сигнализирует об отказе питания по постоянному или переменному току.

При отказе авиагоризонт выдает ложные показания, не соответствующие действительному положению вертолета.

8.24.3. Курсовая система ГМК-1А служит для определения и указания курса, углов разворота вертолета и выдачи магнитных (истинных) пеленгов.

В комплект курсовой системы входят:

—индукционный датчик ИД-3; установлен в хвостовой балке;

—коррекционный механизм КМ-8; установлен на левой этажерке в кабине экипажа;

—пульт управления ПУ-26; установлен на правой панели электропульта;

—гироагрегат ГА-6; установлен на левой этажерке в кабине экипажа;

—два указателя УГР-4УК; установлены на левой и правой приборных досках;

—автомат согласования АС-1; установлен на левой этажерке в кабине экипажа.

Погрешность после устранения девиации гиромагнитного курса по указателю УГР-4УК не должна превышать ±1°. Погрешность определения курсовых углов радиостанции не более ±2°. Время готовности к работе в режиме МК не более 3 мин, а в режиме ГПК—5мин. Режим работы (МК или ГПК) курсовой системы устанавливается переключателем, расположенным на пульте управления.

Курсовая система помимо определения и указания курса, углов разворота, выдачи магнитных (истинных) пеленгов выдает сигналы курса автопилоту АП-34Б и доплеровскому измерителю скорости и сноса ДИСС-15. При разворотах и виражах автоматически отключается поперечная коррекция гироагрегата курсовой системы от выключателя коррекции ВК-53РШ. Включение курсовой системы осуществляется автоматом защиты сети ГМК на правом щитке электропульта, а включение ВК-53РШ осуществляется АЗС на левом щитке электропульта.

При нормальной работе курсовой системы шкала указателя курса УГР-4УК отслеживает изменение курса вертолета, показания указателя курса УГР-4УК соответствуют с некоторой погрешностью показаниям компаса КИ-13, лампа ЗАВАЛ ГА на пульте управления системой не горит.

В случае отказа курсовой системы возникают ненормальности в поведении шкалы указателя курса: загорается лампа ЗАВАЛ ГА на пульте управления, что свидетельствует о выходе из строя гироагрегата, при включенном канале курса автопилота АП-34Б может произойти рывок вертолета по курсу, так как отказ курсовой системы автопилот воспринимает как резкое изменение курса относительно стабилизируемого положения.

8.24.4. Дистанционный астрокомпас предназначен для определения истинного курса вертолета посредством автоматического пеленгования по Солнцу. В комплект астрокомпаса входят:

—датчик курсовых углов ДКУ, установленный в верхней части хвостовой балки в специальном вырезе между шпангоутами № 11 и 12;

—вычислитель, установленный на правой этажерке в кабине экипажа;

—блок усилителя, установленный в радиоотсеке фюзеляжа;

—путевой корректор, установленный на правой приборной

доске летчиков;

—указатель курса ПДК-49К астрокомпаса, установленный на правой приборной доске летчиков.

Питание астрокомпаса осуществляется переменным током напряжением 115В и частотой 400Гц от шины— 400Гц, 115В ГЕНЕРАТ. ШИНА через предохранитель ПМ-2 АСТРОКОМПАС, расположенный на щитке предохранителей.

Включение астрокомпаса осуществляется автоматом защиты сети АСТРОКОМПАС на правом щитке электропульта.

8.25. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12ДМ

Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ предназначена для записи световым лучом на фотопленке шести постоянных параметров полета и десяти разовых команд, а также сохранения записанной информации в случае механического удара.

К постоянным параметрам, регистрируемым системой САРПП-12ДМ во время полета, относятся:

—барометрическая высота полета;

—приборная скорость полета;

—шаг несущего винта;

—обороты несущего винта;

—угол тангажа вертолета;

—угол крена вертолета.

Постоянные параметры записываются и фиксируются как в нормальных условиях полета, так и при аварийной ситуации.

К разовым командам, регистрируемым системой только при создавшихся аварийных условиях в полете, относятся:

—резервный остаток топлива 270 л;

—отказ топливного насоса левого подвесного бака;

—отказ топливного насоса правого подвесного бака;

—отказ топливного насоса расходного бака;

—пожар;

—отказ основной гидросистемы;

—отказ дублирующей гидросистемы;

—падение давления масла в главном редукторе;

—включение ПОС левого двигателя и ПЗУ;

—ручное включение ПОС правого двигателя и ПЗУ.

В комплект системы САРПП-12ДМ входят:

—накопитель информации К12-51ДМ;

—согласующее устройство УСС-4-2М;

—распределитель сигналов 1186А;

—датчик высоты ДВ-15МВ;

—датчик приборной скорости ДАС;

—потенциометрический датчик угловых перемещений МУ-615А.

Электропитание системы САРПП-12ДМ осуществляется от аккумуляторной шины.

Включение системы производится выключателем САРПП-12Д РУЧН. АВТОМ. на левой боковой панели электропульта. При установке переключателя в положение АВТОМ. система включается в работу только при наличии давления в основной или дублирующей гидросистеме.

При установке выключателя в положение РУЧН. система включается в работу независимо от давления в гидросистеме.

О работе системы сигнализирует мигающее табло САРПП РАБОТАЕТ на левой боковой панели.

8.25а. БЛОК СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400

Блок сигнализации предельных оборотов несущего винта БСГО-400 предназначен для предупреждения экипажа о приближении оборотов несущего винта к предельно допустимым величинам.

Момент достижения оборотов несущего винта, близких к предельно допустимым, определяется по загоранию желтых табло $n_{нв}$ НИЗКИЕ или $n_{нв}$ ВЫСОКИЕ, расположенных на левой приборной доске в кабине экипажа.

Табло $n_{нв}$ НИЗКИЕ загорается при уменьшении оборотов несущего винта до 91%, а табло $n_{нв}$ ВЫСОКИЕ — при увеличении оборотов несущего винта до 99%.

При увеличении оборотов несущего винта выше 91% или при уменьшении их ниже 99% соответствующее табло гаснет.

8.26. РЕНТГЕНОМЕТР ДП-3А-1

Рентгенометр предназначен для измерения мощности экспозиционной дозы гамма-излучения в кабине экипажа. В состав рентгенометра ДП-3А-1 входят:

—регистратор, установленный на левом борту в кабине экипажа;

—блок детектирования, установленный на левой этажерке в кабине экипажа.

Питание рентгенометра осуществляется от шины ВУ через АЗСГК-2 РЕНТГЕНОМЕТР, расположенный на правой панели АЗС электропульта.

8.27. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронное оборудование вертолета включает в себя:

—радиоаппаратуру связи;

—радиоаппаратуру вертолетовождения;

—радиоаппаратуру опознавания;

—поисково-спасательное радиоэлектронное оборудование.

8.27.1. Радиоаппаратура связи.

а) Радиостанция Р-860. Радиостанция МВ диапазона Р-860 предназначена для обеспечения радиотелефонной связи экипажа вертолета с наземными командными радиостанциями и другими вертолетами (самолетами).

Радиостанция Р-860 позволяет производить набор любого канала связи в пределах рабочего диапазона частот (118,25—136,5 мГц) без предварительной настройки. Набор требуемого канала связи производится переключением двух ручек установки на пульте управления радиостанции.

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 прямолинейного распространения волн МВ диапазона связь по этой радиостанции может быть неустойчивой или временами отсутствовать. В данном случае радиосвязь следует осуществлять по радиостанции КВ диапазона или по радиостанции Р-860 через вертолеты (самолеты), находящиеся в воздухе.

В комплект Р-860 входят:

—приемопередатчик;

—пульт дистанционного управления;

—штыревая антенна типа АШС-1. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

б) Радиостанция «Карат - М24». Радиостанция КВ диапазона «Карат-М24» предназначена для радиотелефонной свя-

зи экипажа вертолета с наземными радиостанциями и другими вертолетами (самолетами).

Дальность двусторонней радиосвязи при выборе частот в соответствии с радиопрогнозом составляет не менее 400 км при высоте полета 1000 м.

Радиостанция «Карат-М24» обеспечивает набор любой частоты связи в пределах рабочего диапазона частот (2—10, 1 мГц) с помощью ручек, расположенных на пульте управления.

В комплект радиостанции входят:

—приемопередатчик;

—пульт управления;

—антенное согласующее устройство;

—тросовая двухлучевая антенна. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27В.

в) М а г н и т о ф о н МС-61 предназначен для записи информации с выходов радиоприемных устройств, аппаратуры внутренней связи и записи информации с ларингофонов левого летчика.

Магнитофон имеет режимы работы «Автопуск» и «Непрерывная работа». В режиме «Автопуск» включение протяжного механизма происходит автоматически в момент начала произношения первого слова.

Выключение протяжного механизма происходит также автоматически через 5—25 с после окончания речи. Включение и выключение протяжного механизма сигнализируется соответственно загоранием и погасанием сигнальной лампы ЗАПИСЬ на пульте управления магнитофоном.

В режиме «Непрерывная работа» протяжный механизм работает постоянно и лампа ЗАПИСЬ не гаснет.

Магнитофон имеет два режима записи «СПУ» и «ЛАР». В режиме «СПУ» осуществляется запись информации, прослушиваемой по СПУ, а также информации, передаваемой и принимаемой по средствам внешней связи. Режим «ЛАР» используется в случае необходимости скрытой записи информации с ларингофонов левого летчика.

В комплект магнитофона входят:

—аппарат записи;

—пульт управления.

Питание аппаратуры осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

г) А п п а р а т у р а р е ч е в о й и н ф о р м а ц и и РИ-65. Речевой

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

Сообщения о пожаре на борту вертолета выдаются, кроме того, на вход радиостанции МВ диапазона для автоматической передачи на наземный командный пункт.

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

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

В комплект РИ-65 входят:

—аппаратура речевых сообщений;
—пульт дистанционного управления.

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

д) Аппаратура внутренней связи СПУ-7 предназначена для обеспечения внутривертолетной телефонной связи между членами экипажа, выхода на средства внешней радиосвязи и на радиокомпасы АРК-9 и АРК-УД, а также для прослушивания

сигналов специального назначения от аппаратуры речевой информации РИ-65 и радиовысотомера РВ-3.

Для подключения ларингофонов и телефонов экипажа к указанным радиосредствам используются переключатели на абонентских аппаратах СПУ-7:

—положение УКР соответствует работе по командной радиостанции Р-860;

—положение СР соответствует работе по связной радиостанции «Карат-М24»;

—положения КР и ДР на вертолете не задействованы;

—в положении РК-1 осуществляется прослушивание сигналов, принимаемых по радиокомпасу АРК-9;

—в положении РК-2 обеспечивается прослушивание сигналов радиокомпаса АРК-УД.

На вертолете использован комплект СПУ-7 с одним усилителем, поэтому переключатель СЕТЬ на абонентских аппаратах может находиться в положении 1 или 2.

Дополнительная переговорная точка, установленная в проеме двери экипажа, предназначена для ведения связи борттехником. Эта дополнительная точка имеет выносную кнопку СПУ, расположенную в кабине экипажа на кронштейне правой этажерки. Кроме того, дополнительная переговорная точка имеется в грузовой кабине вертолета. Каждая из указанных переговорных точек имеет регулятор громкости, выключатель ЛАРИНГ. и кнопку циркулярного вызова ВЫЗОВ.

В комплект СПУ-7 входят:

—усилитель;

—два абонентских аппарата летчиков;

—абонентский аппарат на левом борту грузовой кабины вертолета.

Питание аппаратуры внутренней связи СПУ-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

е) МВ-ДМВ радиостанция Р-863 предназначена для обеспечения беспоисковой бесподстроечной телефонной. радиосвязи в пределах прямой видимости экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов.

Диапазон рабочих частот радиостанции .составляет в МБ диапазоне 100-149,975 мГц, в ДМВ - 220-399,975 мГц.

Пульт управления радиостанцией позволяет осуществить выбор любой из 20 заранее настроенных частот.

Радиостанция может работать в режимах амплитудной (АМ) и частотной модуляции (ЧМ). Выбор необходимого режима производится переключателем АМ—ЧМ. Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

ж) КВ р а д и о с та н ц и я «Я д р о - 1А» предназначена для обеспечения беспоисковой бесподстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов.

Набор частоты осуществляется ручками установки .частоты, расположенными на пульте управления радиостанцией.

Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 2-17,999 мГц. Радиостанция может работать в режимах амплитудной (АМ) и однополосной (СМ) модуляции.

Выбор необходимого вида модуляции производится переключателем ВЫКЛ. — ОМ—АМ, расположенным на пульте управления радиостанцией.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

з) Радиостанция Р-828 предназначена для обеспечения беспоисковой бесподстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета с наземными пунктами управления и экипажами других летательных аппаратов, а при совместной работе с радиокомпасом АРК-УД — для привода вертолета на наземные радиостанции. Диапазон рабочих частот радиостанции составляет 20—59,975 мГц.

Пульт управления радиостанцией позволяет осуществить выбор любой из 10 заранее настроенных частот.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током: напряжением 27 В.

8.27.2. Радиоаппаратура вертолетовождення

а) А в т о м а т и ч е с к и й р а д и о к о м п а с АРК-9 предназначен для навигации вертолета по сигналам приводных и широковещательных радиостанций:

Радиокомпас обеспечивает непрерывный отсчет курсового угла радиостанции (КУР) и позволяет решать следующие навигационные задачи:

– выполнение полета на радиостанцию и от нее по курсовому углу радиостанции;

– автоматическое определение пеленга на радиостанцию с использованием показаний курсовой системы;

– выполнение захода на посадку.

Диапазон рабочих частот радиокомпаса от 150 до 1300 кГц. Дальность действия радиокомпаса на высоте полета 1000 м при работе с приводной радиостанцией типа ПАР-8 составляет 160-180 км.

Радиокомпас имеет следующие режимы работы: "Компас", "Антенна" и "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 радиоприемник СВ диапазона.

В режиме "Рамка" радиокомпас работает как слуховой радиопеленгатор. При установке рамочной антенны на минимальную слышимость принимаемого сигнала стрелка указателя радиокомпаса 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 90° от положения, соответствующего направлению на приводную радиостанцию. Угол отклонения рамки отсчитывается по указателю радиокомпаса.

При полете в горах применение радиокомпаса затрудняется из-за возможности «горного эффекта», приводящего к неустойчивым показаниям и возникновению ошибок в показаниях КУР. В этом случае определение навигационных элементов полета с помощью радиокомпаса не производится.

В комплект радиокомпаса входят:

– радиоприемник;

– пульт управления и дистанционный переключатель волн (ДПВ);

– ненаправленная (тросовая) и направленная (рамочная) антенны.

В качестве указателей радиокомпаса используются два совмещенных указателя УГР-4УК курсовой системы ГМК-1А.

Питание радиокомпаса осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В, частотой 400 Гц.

б) Автоматический радиокомпас АРК-15 предназначен для вертолетовождения по приводным и широковещательным радио-

станциям. Радиокомпас обеспечивает измерение и непрерывный отсчет курсового угла радиостанции (КУР), автоматическое определение пеленга на радиостанцию, заход на посадку по системе ОСП, полет на радиостанцию и от нее, прослушивание позывных сигналов радиостанций. Кроме того, радиокомпас может использоваться в качестве резервного связного приемника.

Диапазон рабочих частот радиокомпаса составляет 150—1799,5 кГц.

Питание радиокомпаса осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным трехфазным током напряжением 36 В, частотой 400 Гц.

в) Радиовысотомер РВ-3 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши или моря в диапазоне от 0 до 300 м. Точность измерения истинной высоты ±1 м на высотах до 10 м и ±10% от измеряемой высоты на высотах более 10 м.

На указателе радиовысотомера имеется ручка, с помощью которой имеется возможность установки «опасной высоты», при достижении которой в полете выдается звуковая и световая сигнализация (в течение 4—8 с).

При полетах над снежным или ледяным покровом в несколько метров толщиной, а также в горах 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).

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

г) Радиовысотомер А-037 служит для измерения истинной высоты полета вертолета над поверхностью суши и моря в диапазоне от 0 до 750 м. Точность измерения истинной высоты ±2 м на высотах до 20 м и ±0,1 *H* на высотах более 20 м.

На индикаторе (указателе) радиовысотомера внизу справа имеется ручка, с помощью которой устанавливается «опасная высота» путем перемещения индекса по шкале указателя. В ручке вмонтирована желтая лампа. В полете при достижении «опасной

высоты» выдается звуковая и световая сигнализация.

Слева на индикаторе имеется кнопка ТЕСТ, с помощью которой проверяется работоспособность радиовысотомера по отклонению стрелки высоты индикатора в контрольный сектор.

Перед шкалой индикатора расположен флажок бленкера красного цвета, появление которого будет свидетельствовать об отказе радиовысотомера.

В комплект радиовысотомера входят:

— приемопередатчик А-037-1;

— индикатор высоты А-034-4-22;

— две антенны (приемная и передающая).

Приемопередатчик размещен в радиоотсеке по правому борту.

Индикатор высоты и выключатель РАДИОВЫС. радиовысотомера размещены на левой приборной доске.

При использовании радиовысотомера в полете не требуется производить его подстраивание и регулирование кроме установки «опасной высоты»).

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

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

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

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

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

При проверке радиовысотомера в режиме «Контроль», которая может производиться на любой высоте нажатием кнопки ТЕСТ на индикаторе высотомера, необходимое время контроля

определяется временем прохождения стрелки индикатора из затемненного сектора до высоты 15 м. После отработки контрольной высоты флажок бленкера не должен быть в поле зрения.

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

При транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске радиовысотомер может давать неустойчивые показания.

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

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

д) Проверка изделия 6201 на земле и эксплуатация его в полете.

Для включения изделия 6201 при проверке его на земле необходимо, убедиться, что органы управления и контроля на пультах управления изделием (блоках 484 и 485) находятся в положении:

- переключатель АВТ. — КД — ±15 — КП — в положении АВТ.;
- переключатель РАБ. — ЗАПАСНОЙ-—в положении РАБ.;
- переключатель 1—2 — в соответствии с заданием на полет;
- кнопка СТИРАН. — крышка закрыта, опломбирована;
- выключатель БЕДСТВ. — флажок опущен, опломбирован.

После запуска двигателей включить питание изделия 6201 автоматом защиты сети 6201, при этом загораются сигнальная лампа КД (КП) и табло ОТКАЗ 6201. Через 1—2,5 мин с момента включения изделия табло ОТКАЗ-6201 должно погаснуть, а сигнальная лампа КД (КП) должна гореть.

Погасание табло ОТКАЗ 6201 свидетельствует об исправности изделия и готовности его к работе.

В полете при загорании табло ВКЛЮЧИ ЗАПАСИ, или по команде с земли по радио установить переключатель РАБ. — ЗАПАСНОЙ на оперативном пульте управления в положение ЗАПАСНОЙ.

В заданное время проконтролировать загорание сигнальной лампы КП и погасание сигнальной лампы КД.

Если по истечении заданного времени этого не произошло, установить переключатель АВТ. — КД — ±15 — КП в положение ±15, а затем КП в интервалах времени, указанных в Руководстве по технической эксплуатации изделия 6201. При загорании табло ОТКАЗ 6201 доложить руководителю полетов и действовать по его указанию.

Для выдачи сигнала БЕДСТВИЕ при возникновении в полете аварийной ситуации переключатель на блоке 484 установить в положение БЕДСТВ., для чего предварительно снять' пломбировку и поднять флажок, фиксирующий переключатель.

Для выключения изделия 6201 АЭС 6201 установить в положение ВЫК.Л.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В случае вынужденной посадки вне аэродрома или аварийного покидания вертолета распломбировать и нажать кнопку СТИРАН. (СТИРАНИЕ) на оперативном пульте управления.

2. В целях исключения влияния переходных напряжений на работоспособность изделия 6201 запуск двигателей, включение, выключение и переключение наземных и бортовых источников электропитания производить только с выключенным изделием 6201.

е) Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-15. Доплеровская аппаратура ДИСС-15 автоматически и непрерывно измеряет путевую скорость, угол сноса, пройденный путь и боковое уклонение вертолета относительно линии маршрута.

Диапазон измерения путевой скорости составляет от 0 до 400 км/ч вперед, от 0 до 25 км/ч назад, вправо и влево.

Угол сноса измеряется в пределах ±45°. Пройденный путь и боковое уклонение измеряются в пределах 0— 999 км и 0—499 км соответственно.

Максимальные погрешности в определении пройденного пути, путевой скорости и угла сноса составляют соответственно 7%, 5% и 2°30'.

В комплект аппаратуры ДИСС-15 входят:

— высокочастотный и низкочастотный блоки;

— вычислитель координат;

— индикатор висения и малых скоростей;

— индикатор путевой скорости и угла сноса;

— индикатор координат.

В комплект аппаратуры ДИСС-15 входит также бортовой пульт встроенного контроля, который позволяет периодически контролировать исправность данной аппаратуры по правильности решения контрольных задач (соответствие наблюдаемых значе-

ний параметров допускам, указанным на передней панели пульта контроля).

Для решения контрольных задач переключатель на пульте контроля устанавливается в любое из четырех положений. Правое крайнее положение (5-е) соответствует режиму «Работа». Кроме того, в аппаратуре ДИСС-15 имеется непрерывный автоматический контроль:

— при заниженном уменьшении уровня отраженного сигнала или отсутствии его на индикаторе путевой скорости загорается табло П;

— при отказе магнетрона на пульте контроля загорается табло М;

— при нарушении работы вычислителя на пульте контроля загорается табло В.

На правой приборной доске загорается табло ДИСС ОТКАЗАЛ одновременно с загоранием табло М или В на пульте контроля.

Для коррекции показаний аппаратуры ДИСС-15 при полетах над морем и сушей на индикаторе путевой скорости и угла сноса имеется справа переключатель С—М, который при полете над сушей устанавливается в положение С, при полетах над морем — в положение М.

Левая ручка на указанном индикаторе предназначена для переключения режимов работы: Р - рабочий режим, К - контрольный режим.

При установке указанного переключателя в положение К отрабатывается значение скорости 306±3,5 км/ч и угла сноса 15± 1°.

Питание аппаратуры ДИСС-15 осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 115 В, 400 Гц и трехфазным переменным током напряжением 36 В, 400 Гц.

8.27.3. Аппаратура опознавания 020М предназначена для определения государственной принадлежности вертолета.

В комплект аппаратуры опознавания входят:

— блок 5-ОМ;

— изделие 81;

— пульты управления;

— антенны 1, 2 и 3-го диапазонов.

Питание аппаратуры опознавания осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В, 400 Гц.

8.27.4. Поисково-спасательное радиоэлектронное оборудование.

Радиокомпас АРК-УД. Автоматический радиокомпас АРК-УД предназначен для привода вертолета на радиомаяки непрерывного и импульсного излучения в целях осуществления поиска вертолетов (самолетов), их экипажей и других объектов, снабженных аварийными МВ или ДМВ радиостанциями типа Р-855У, Р-855Д.

Дальность действия радиокомпаса АРК-УД при полете на радиостанцию Р-855УМ на высоте полета 500 м не менее 25 км, в режиме «Компас».

Принцип действия радиокомпаса АРК-УД аналогичен принципу действия средневолнового радиокомпаса АРК-9.

Радиокомпас АРК-УД только на курсе 0° обеспечивает точность выхода вертолета на наземную радиостанцию в пределах ±3°, на других курсах он выдает ориентировочное направление на пеленгуемую радиостанцию, пользоваться его показаниями для штурманских расчетов не рекомендуется.

В целях исключения влияния бортовой МВ радиостанции в режиме «Передача» на работу радиокомпаса АРК-УД на вертолете предусмотрена блокировка, включение которой при необходимости производится переключателем БЛОКИРОВКА АРК-УД.

Радиокомпас АРК-УД имеет следующие режимы работы :

– ШП - работа в широкой полосе по сигналам маяков непрерывного излучения;

– УП - работа в узкой полосе по сигналам маяков непрерывного излучения;

– И - работа по сигналам импульсных маяков.

На больших удалениях вертолета от наземного радиомаяка привод вертолета на него осуществляется в режиме УП. При увеличении громкости принимаемого сигнала маяка и прослушивании его без шумов целесообразно осуществить переход в режим ШП, в котором надежность работы радиокомпаса АРК-УД выше.

В комплект радиокомпаса АРК-УД входят:

– приемопеленгаторное устройство;

– антенный блок;

– генератор встроенного контроля.

Питание радиокомпаса АРК-УД осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 115 В, 4,00 Гц и 36 В, 400 Гц

Р А З Д Е Л 9
ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКА ПОЛЕТА

9.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА

Вертолет МИ-8МТ построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом.

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

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

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

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

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

На вертолете установлены два газотурбинных двигателя ТВЗ-117МТ, 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-8МТ обуславливают его аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость.

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

Потребная мощность горизонтального полета вертолета состоит из двух слагаемых: мощности, затрачиваемой на создание подъемной силы, равной весу вертолета, и мощности, затрачиваемой на создание силы, преодолевающей лобовое сопротивление вертолета. Первая составляющая мощности с ростом скорости полета уменьшается, так как при этом растет объем воздуха, отбрасываемого винтом вниз, и уменьшается скорость отбрасывания (индуктивная скорость). Вторая составляющая мощности с увеличением скорости полета растет, поскольку с ростом скорости полета возрастает лобовое сопротивление вертолета.

Уменьшение потребной мощности происходит до той скорости горизонтального полета, на которой затрата мощности на преодоление лобового сопротивления вертолета будет увеличиваться быстрее, чем уменьшение затраты мощности на создание подъемной силы несущего винта.

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

Зависимость тяги несущего винта на взлетном и номиналь-

ном режимах работы двигателей от высоты висения над поверхностью площадки, расположенной на уровне моря, в стандартных условиях приведена на рис. 9.1.

Тяга несущего винта сильно изменяется с изменением атмосферных условий и зависит от температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра и барометрического давления на высоте площадки. Зависимость тяги от указанных параметров ис-

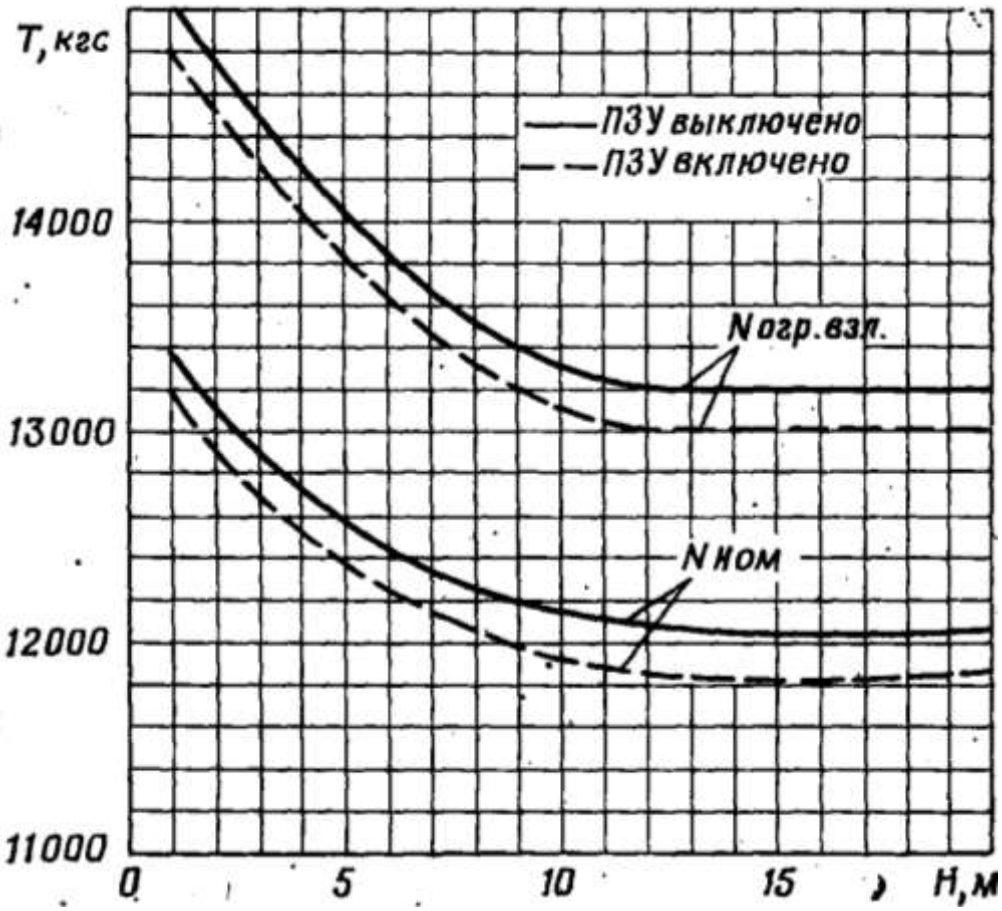


Рис. 9.1. Зависимость тяги несущего винта от высоты висения

пользована при отработке номограмм для определения предельных взлетных весов вертолета с использованием и без использования влияния земли, которые приведены на рис.1.1—1.4; тяга несущего винта зависит от фактической мощности двигателей, которая в процессе эксплуатации (выработки ресурса) изменяется: может уменьшаться на 200—300 кгс и увеличиваться до 150 кгс. Поэтому для уточнения возможности взлета вертолета с использованием влияния близости земли в каждом конкретном случае перед взлетом нужно производить контрольное висение, высота которого должна составлять 3 м на площадках, расположенных на высотах до 3000 м, и не менее 4 м на площадках, расположенных на высотах более 3000 м. Соответственно высота кон-

трольного висения при взлете без использования влияния земли должна составлять не менее 10 м.

9.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

Поляра несущего винта вертолета на режиме висения приведена на рис. 9.2. На рис. 9.3 приведены значения минимальной и максимальной скоростей горизонтального полета,

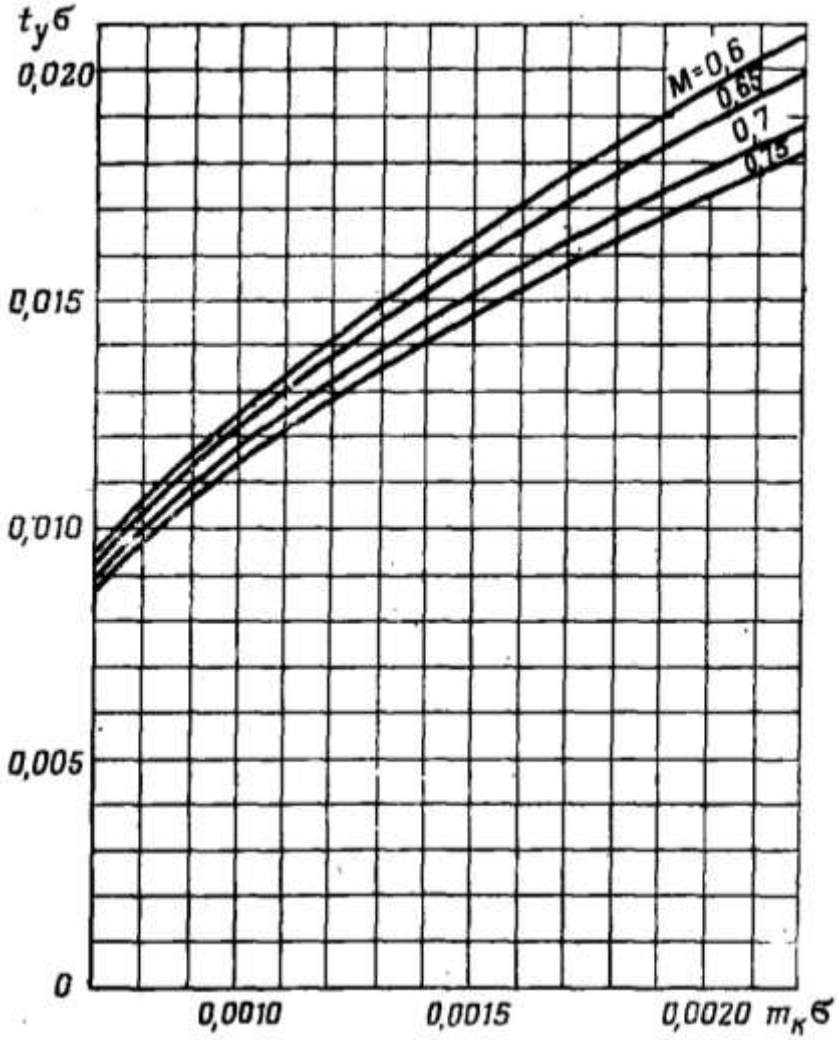


Рис. 9.2. Поляра несущего винта на висении

а также наивыгоднейшей скорости набора высоты и экономической скорости полета вертолета в зависимости от высоты полета и взлетного веса. Минимальная скорость вертолета с нормальным полетным весом до высоты 4000м и с максимальным полетным весом до высоты 3000м составляет 60 км/ч. Максимальная скорость до высоты 1000 м равна 250 км/ч для вертолета с нормальным полетным весом и 230 км/ч — с максимальным полетным весом и уменьшается с увеличением высоты полета до практического потолка. Наивыгоднейшие скорости набора высоты состав-

ляют 120 км/ч на высотах до 2000 м, 100 км/ч—на высоте 4000 м и более. Экономическая скорость на 10 км/ч больше, чем наивыгоднейшая скорость набора высоты.

Зависимости вертикальной скорости и времени набора от высоты и взлетного веса на номинальном режиме работы двигателей с включенной и выключенной ПОС (противообледенительной системой) для двигателей ТВ3-117МТ III серии приведены на рис. 9.4 и 9.5. Вертикальная скорость набора высоты у земли со

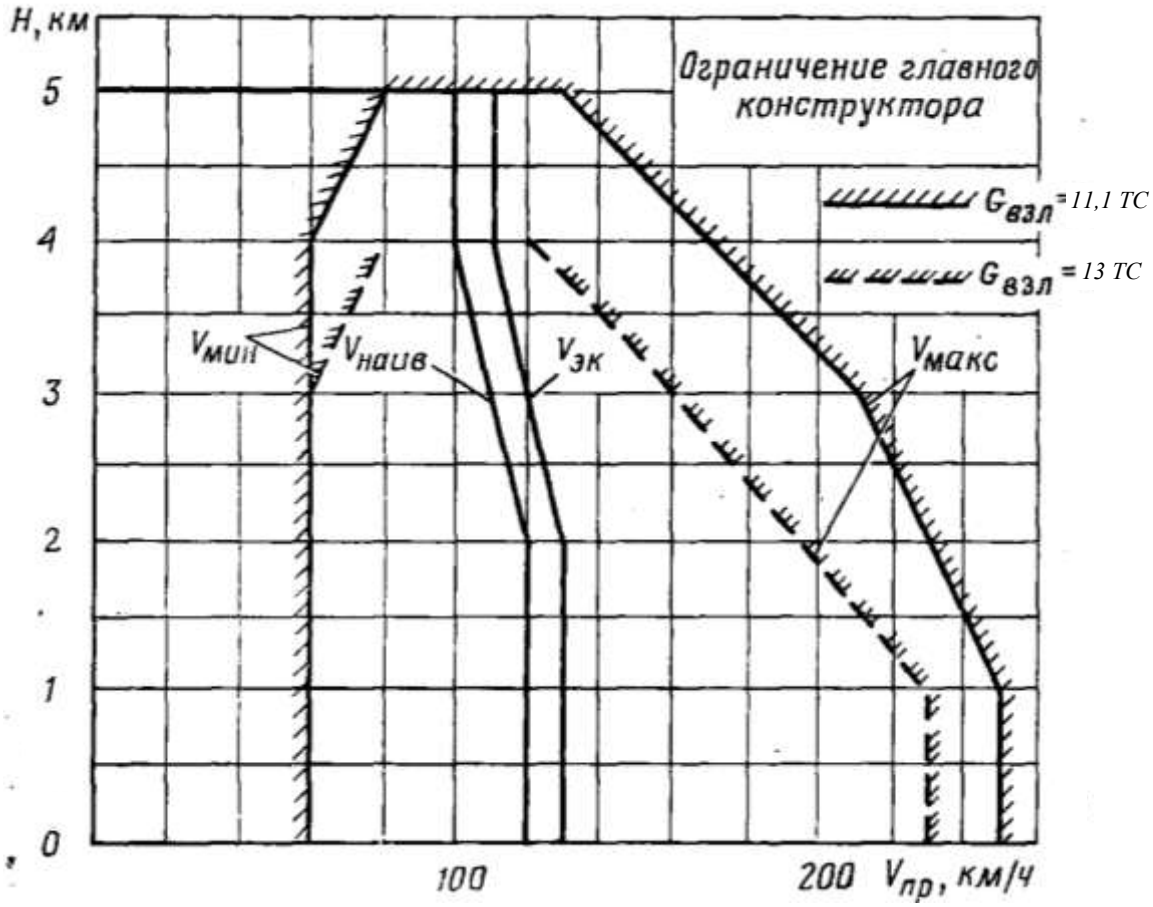


Рис. 9.3. График изменения минимальной, наивыгоднейшей, экономической и максимальной скоростей от высоты полета

ставляет 9 м/с у вертолета с нормальным полетным весом (ПОС выключена) и 7 м/с у вертолета с максимальным взлетным весом без спецферм. Включение ПОС уменьшает вертикальную скорость на 1м/с. Установка спецферм снижает потолок примерно на 100 м. Установка спецферм с блоками УБ-32 снижает потолок примерно на 200 м и вертикальную скорость на 1 м/с.

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

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

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

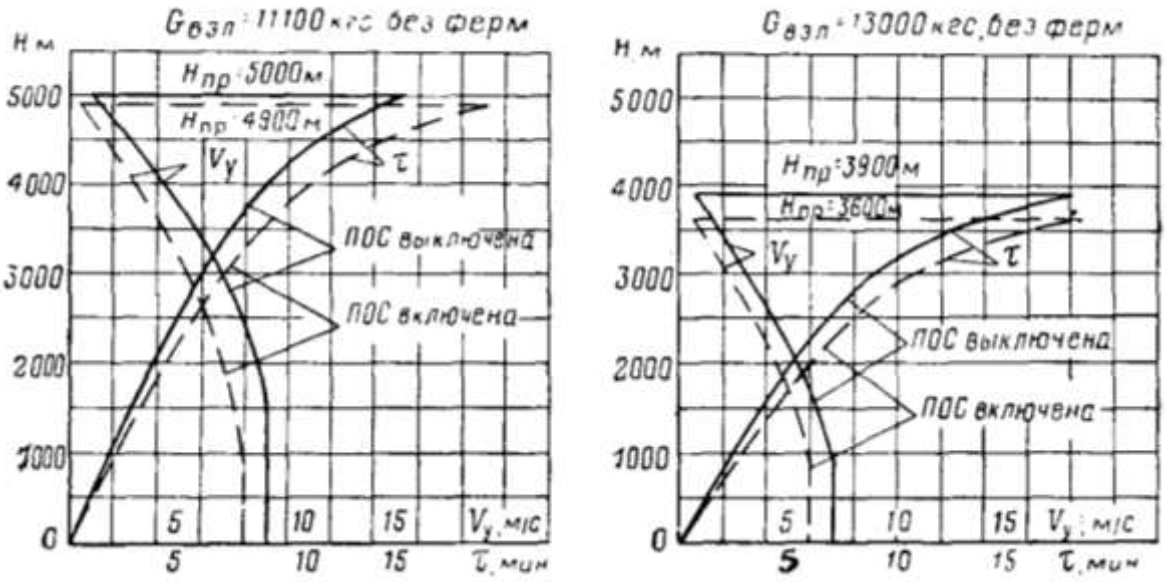


Рис. 9.4 и **9.5**. Зависимость вертикальной скорости и времени набора от высоты и взлетного веса (номинальная мощность двигателей)



Рис. 9.6. Опасная зона «высота — скорость»

Висение и полеты над местностью (препятствием) в диапазоне высот и скоростей, указанных на рис. 9.6, в целях обеспечения безопасности полета в случае отказа одного двигателя без необходимости производить не рекомендуется.

Аэродинамические поправки приемников воздушного давления приведены на рис. 9.7.

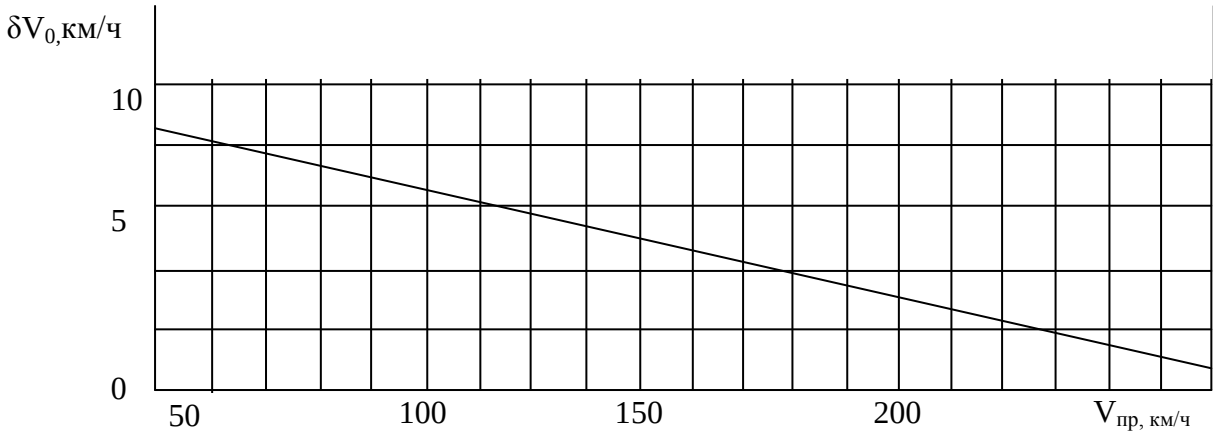


Рис. 9.7. График аэродинамических поправок

9.2.1. Безопасные высоты и скорости при отказе одного двигателя в полете. В случае отказа одного из двигателей в полете требуется некоторое время на обнаружение отказа и принятие решения по ликвидации последствий отказа. За это время вертолет теряет высоту, так как автоматическая система регулирования не может вывести работающий двигатель на взлетный режим мгновенно. В диапазоне эксплуатационных скоростей полета потеря высоты не превышает 10 м. Вмешательство летчика в управление вертолетом при полете на малых высотах и больших скоростях состоит в том, чтобы в возможно более короткое время отойти от земли, перевести работающий двигатель на форсажный режим работы, установить наивыгоднейший режим полета, а в случае острой необходимости выбрать площадку и произвести посадку. Отход от земли происходит в результате торможения вертолета с углами тангажа 10—15°. Чем больше начальная скорость вертолета, тем больше прирост высоты в результате торможения. Так, торможение вертолета с исходных скоростей горизонтального полета 130—230 км/ч до $V_{пр}$=80 км/ч приводит к набору высоты от 30 до 100 м.

В начальный момент торможения вертолету придается угол тангажа 10—15°, что при чрезмерно малой высоте полета может привести к касанию хвостовой балкой о поверхность земли.

Таким образом, минимальная безопасная высота горизонтального полета на больших поступательных скоростях из условий обеспечения безопасности в случае отказа одного из двигателей складывается из потери высоты в результате запаздывания в работе автоматической системы регулирования двигателей и действий командира экипажа и запаса высоты, исключающей касание вертолета о поверхность земли при изменении пространственного положения вертолета в начальный момент торможения.

Минимальная безопасная высота на малых скоростях горизонтального полета, близких к скоростям предпосадочного снижения, складывается из потерь высоты на запаздывание в действиях летчика при отказе двигателя, установления предпосадочной скорости планирования и выполнения необходимых действий при посадке с коротким пробегом и без пробега.

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

На рис.9.6 представлена опасная зона в координатах «высота — скорость», на которой заштрихованная зона Б определяет границы, в пределах которых выполнение полетов без необходимости не рекомендуется.

Второй зоной, представленной также на рис.9.6, выполнение полета в которой разрешается только в случае необходимости, является зона А.

Нижняя граница зоны А назначается из условия непревышения эксплуатационного значения вертикальной перегрузки при приземлении и исключения остаточных деформаций конструкции вертолета в случае отказа одного двигателя на режимах висения и при перемещении с малыми поступательными скоростями.

Правая и верхняя границы этой зоны определяются запасом высоты висения или перемещения вертолета с малыми поступательными скоростями на случай отказа двигателя. Запас высоты включает потерю высоты на запаздывание в реакции летчика и на разгон вертолета до скорости горизонтального полета с одним работающим двигателем или скорости предпосадочного снижения с последующей посадкой с коротким пробегом.

9.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ

Управление вертолетом в полете осуществляется путем изменения сил и моментов, 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 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 несущем винте в поперечном направлении, в результате чего на вертолет начинают действовать момент относительно продольной оси $M_{поп}$ и боковая сила S, направленная вдоль поперечной оси.

Управление общим шагом несущего винта служит для изменения величины равнодействующей сил несущего винта.
Оно осуществляется одновременным изменением угла установки всех лопастей с помощью рычага общего шага.

При увеличении общего шага сила тяги несущего винта уве-

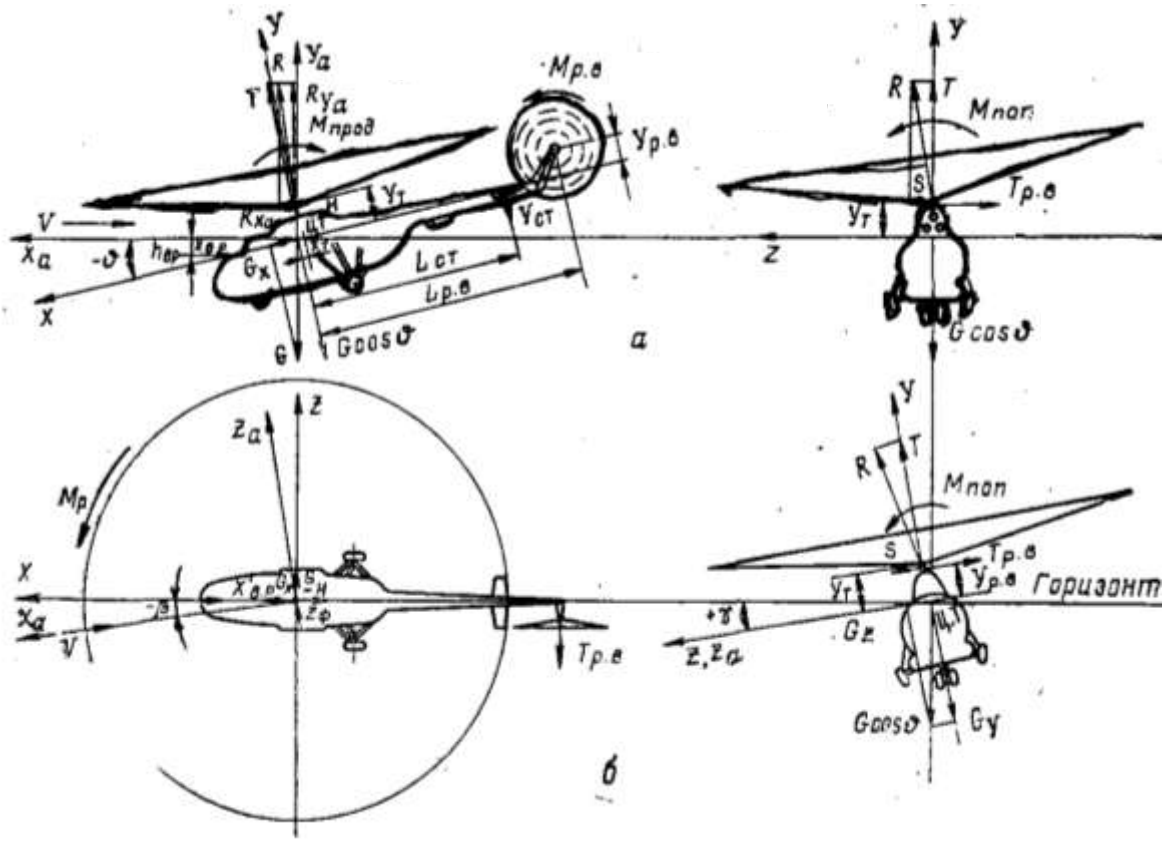


Рис. 9.8. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в установившемся горизонтальном полете:
а—без крена (с левым скольжением); б—без скольжения (с правым креном)

личивается, на вертолет при этом начинает действовать реактивный момент несущего винта (относительно вертикальной оси), направленный в сторону, противоположную направлению вращения винта. Увеличивается и мощность, потребляемая несущим винтом, при условии постоянства оборотов винта. Поэтому на вертолете управление общим шагом связано с управлением силовой установкой.

Путевое управление осуществляется посредством изменения общего шага рулевого винта, связанного с отклонением педалей путевого управления.

При отклонении педалей изменяется сила тяги рулевого винта, что приводит к изменению момента, действующего на вертолет относительно вертикальной оси. Кроме путевого управления рулевой винт обеспечивает уравновешивание реактивного момента несущего винта.

Отклонение ручки управления вперед и влево и правой педали вперед от нейтрального положения принято положительным.

Воздействуя с помощью указанных видов управления на величины сил и моментов, действующих на вертолет, летчик имеет возможность удерживать вертолет в желаемом положении на различных режимах полета. Управление циклическим и общим шагом несущего винта осуществляется с помощью автомата перекоса.

Кинематическая связь ручки управления с автоматом перекоса (рис. 9.9, 9.10) выполнена таким образом, что нейтральному положению ручки соответствует отклонение кольца автомата перекоса вперед и влево, благодаря чему уменьшено отклонение ручки на крейсерских режимах полета. Аналогично нейтральному положению педалей соответствует положительный угол установки лопастей рулевого винта, что позволяет сохранить на крейсерском режиме полета близкое к нейтральному положение педалей (рис. 9.11). Все это снижает утомляемость летчика при длительных полетах на крейсерском режиме.

Поскольку управление осуществляется через необратимые гидроусилители, для создания нагрузок на рычагах управления в системе установлены загрузочные пружины. Жесткость пружин и сила трения электромагнитных тормозов автотриммеров подобраны таким образом, что при отказе автотриммера в любом положении рычагов управления усилие не превышает 12 кгс на ручке управления и 20 кгс на педалях при полных их перекладках.

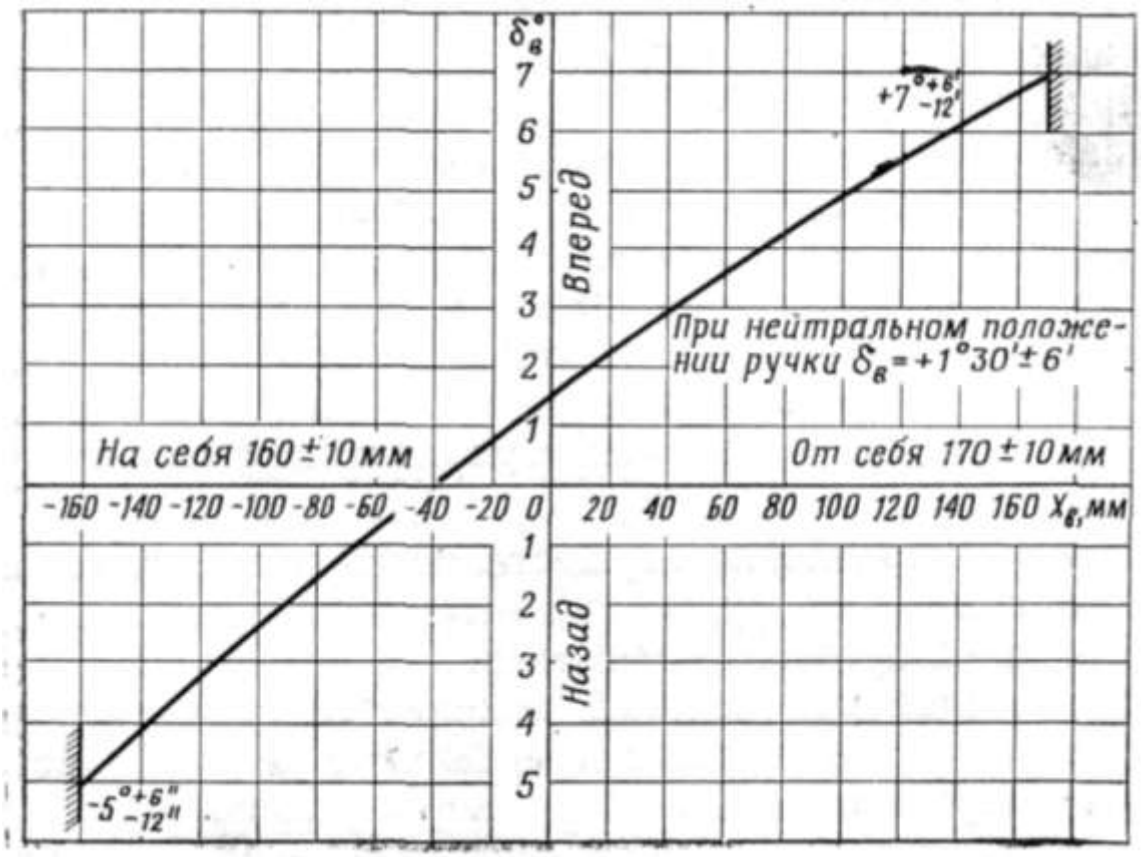


Рис. 9.9. Зависимость угла наклона тарелки автомата перекоса от хода ручки управления в продольном отношении

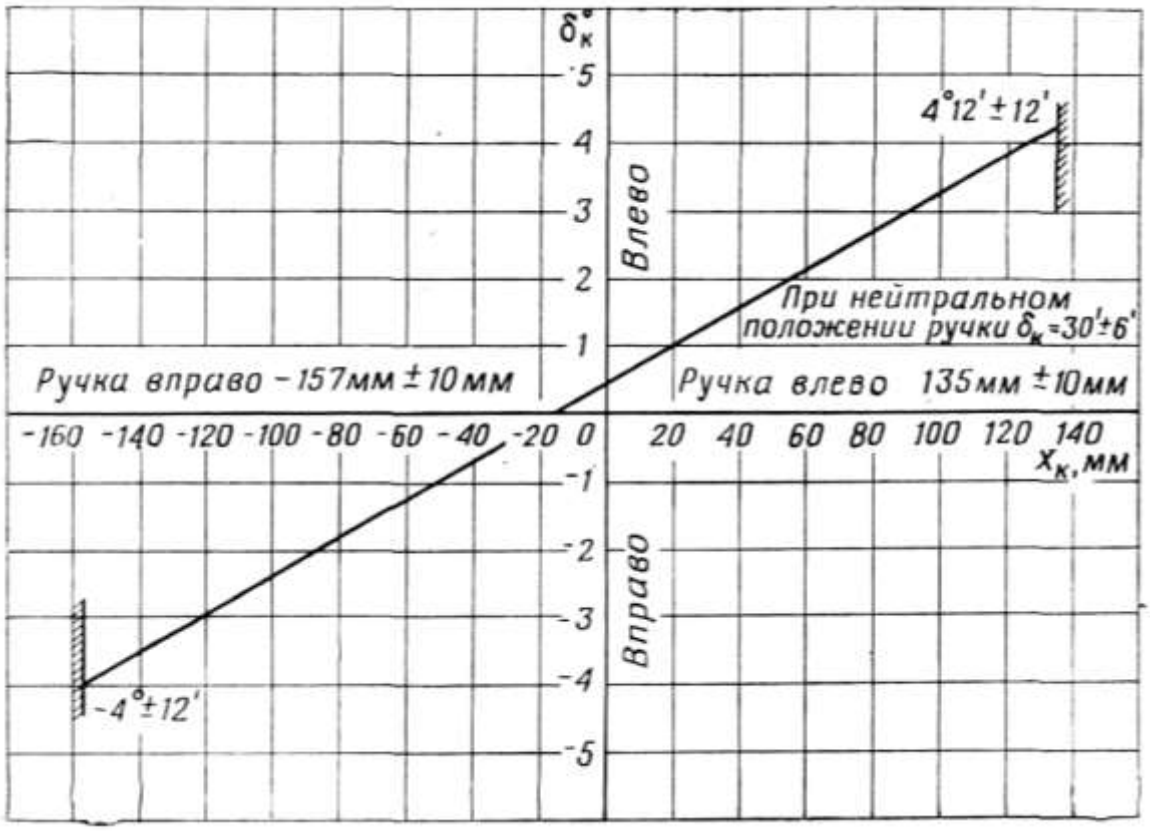


Рис. 9.10. Зависимость угла наклона тарелки автомата перекоса от хода ручки управления в поперечном отношении

Снятие усилий загрузочных механизмов производится практически мгновенно нажатием кнопки автотриммера на ручке управления, с

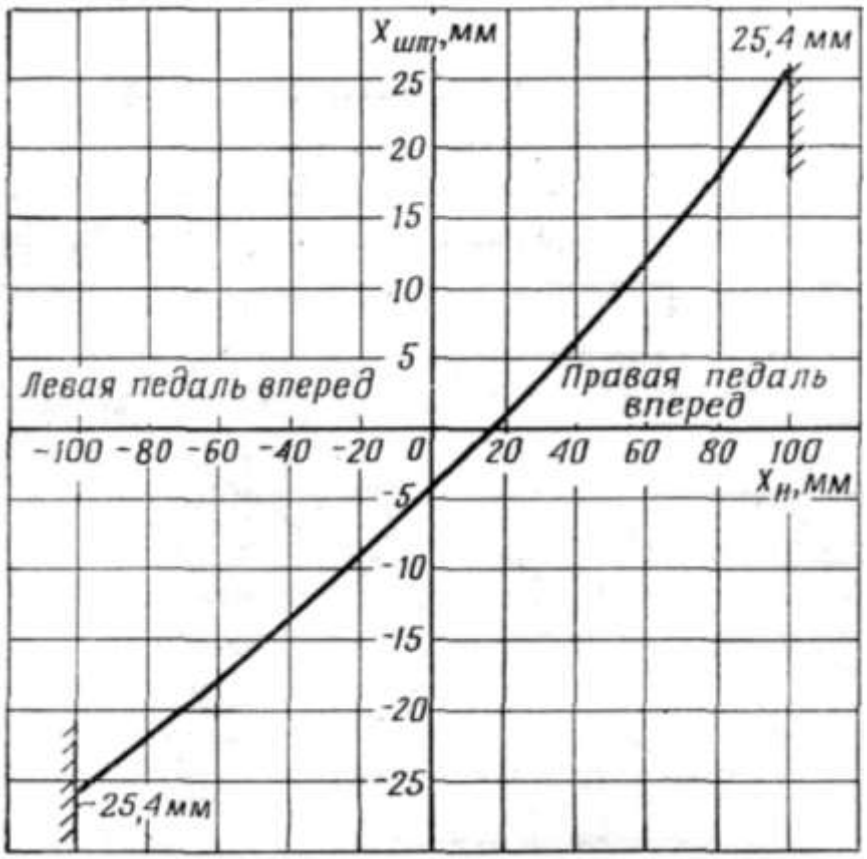


Рис. 9.11. Зависимость хода штока рулевого винта от хода педалей

помощью которой включаются тормоза загрузочных механизмов.

В продольном управлении вертолета имеется гидравлический упор, ограничивающий угол наклона тарелки автомата перекоса назад до величины 2°12'. Большие отклонения автомата перекоса назад можно получить, если приложить к ручке управления усилие 15±2 кгс. Система гидравлического упора вводится в действие при обжатии основных стоек шасси и предназначена для предохранения хвостовой балки от ударов лопастями в случае резкого отклонения ручки управления на себя при рулении вертолета.

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

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

Зависимость предельного значения хода штока рулевого винта от температуры наружного воздуха и барометрической высоты полета показана на рис. 9.12.

9.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА

9.4.1. Балансировка вертолета на земле. При трогании вертолета с места, при рулении, разбеге и пробеге, а также в момент отрыва на взлете и в момент касания земли на посадке могут создаться такие условия, при которых

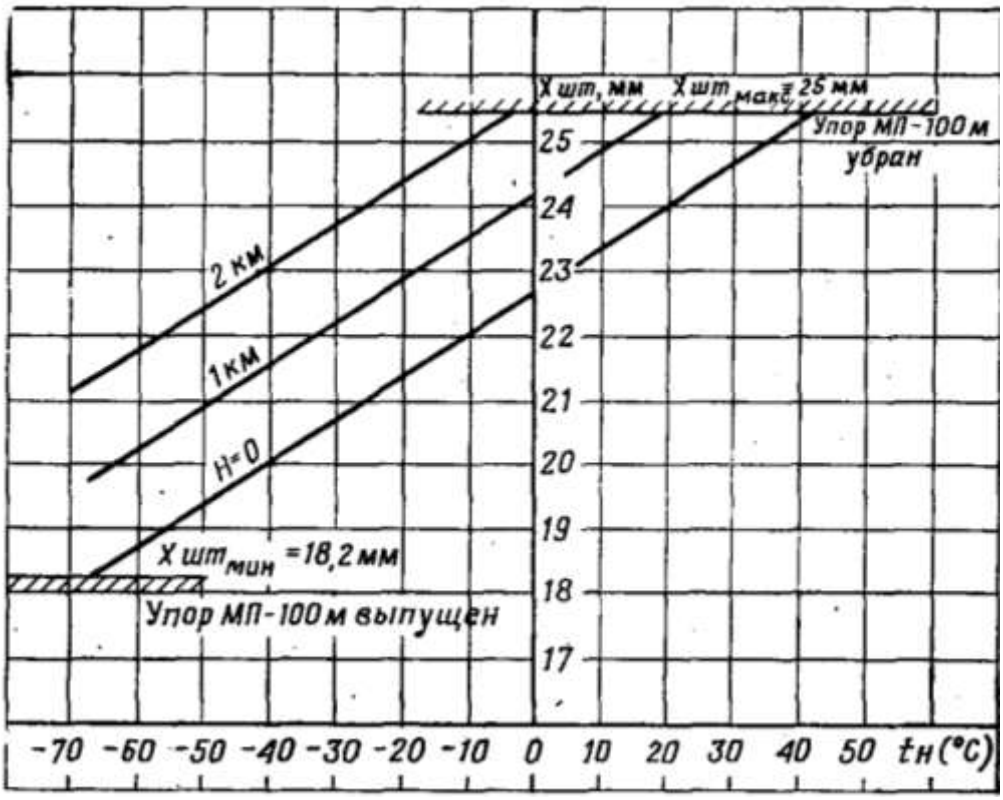


Рис. 9.12. Зависимость предельного значения хода штока рулевого винта от температуры наружного воздуха и высоты полета при отклонении правой педали вперед до упора (характеристика СПУУ-52)

вертолет получит тенденцию к опрокидыванию вбок относительно линии, проходящей через переднее колесо и одно из основных колес шасси.

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

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

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

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

На скользкой наклонной поверхности (лед, мокрая трава) при работе несущего винта возможно соскальзывание вертолета вбок. Опасность опрокидывания или соскальзывания вертолета увеличивается с увеличением тяги несущего винта.

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

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

9.4.2. Особенности поведения вертолета при отделении его от грунта на взлете. В процессе взлета по-вертолетному с увеличением мощности, подводимой к несущему винту, увеличивается реактивный момент от несущего винта при условии постоянства оборотов.

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

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

Для парирования действия силы тяги рулевого винта летчик отклонением ручки вправо изменяет наклон силы тяги несущего винта так, чтобы ее боковая составляющая была направлена против силы тяги рулевого винта.

Так как ось вращения рулевого винта расположена ниже плоскости втулки несущего винта, то балансировка вертолета на режиме висения при симметричной загрузке кабины в поперечной плоскости возможна лишь при наличии правого крена, равного для вертолета Ми-8МТ 2—2,5°

Наличие правого крена обеспечивает условия равновесия сил в поперечной плоскости, исключая боковое перемещение вертолета на режиме висения.

9.4.3. Балансировка вертолета в поступательном полете

Для того чтобы вертолет совершал установившийся прямолинейный полет в заданном направлении, летчик должен отклонением органов управления установить равновесие моментов и сил, действующих на вертолет в полете. Уравновешивание моментов и сил, действующих на вертолет в установившемся полете, путем отклонения органов управления называется балансировкой вертолета. Отклонения органов управления, при которых выполняются условия равновесия (балансировки), называются балансировочными.

Балансировку вертолета подразделяют на продольную поперечную, путевую и представляют на графиках в виде балансировочных кривых, выражающих зависимость балансировочных отклонений органов управления от скорости и других параметров или условий полета.

Схема сил и моментов, действующих в установившемся прямолинейном горизонтальном полете, показана на рис. 9.8. На этой же схеме показано расположение осей системы координат, применяемых при анализе условий балансировки вертолета: связанной системы координат *X, Y, Z* и скоростной системы координат *Xa, Ya, Za.*

В полете на вертолет действуют следующие силы и моменты:

G — вес вертолета;

R — полная аэродинамическая сила несущего винта;

$X_{вр}$ — сила вредного лобового сопротивления;

$Z_{ф}$ — боковая составляющая силы сопротивления фюзеляжа в полете со скольжением;

$Y_{ст}$ — подъемная сила стабилизатора;

$T_{р,в}$ — сила тяги рулевого винта;
$M_р$ — реактивный момент от вращения несущего винта;
$M_{р,в}$ — реактивный момент от вращения рулевого винта;
$M_{прод}$, $M_{поп}$ — продольный и поперечный моменты на втулке несущего винта от разноса горизонтальных шарниров (они пропорциональны отклонению вектора силы R от оси несущего винта).

При анализе условий балансировки действующие силы заменяют их проекциями на направления осей применяемых систем координат, как показано на рис. 9.8,

где R_{Xa}, R_{Ya} — проекции силы R на направление осей Xa, Ya скоростной системы координат;

H, T, S — проекции силы R на направление осей X, Y, Z связанной системы координат;

$X'_{вр}$ — проекция силы $X_{вр}$ на связанную ось X;

$G_x = G\sin\vartheta$ — проекция силы веса на связанную ось X;

$G_y = G\cos\vartheta\cos\gamma$ — проекция силы веса на связанную ось Y;

$G_Z = G\cos\vartheta\sin\gamma$ — проекция силы веса на связанную ось Z.

Условия равновесия моментов всегда рассматриваются в связанной системе координат. Условия равновесия сил могут рассматриваться как в связанной, так и в скоростной системе координат.

9.4.4. Продольная балансировка и изменение ее по скорости. Условиями продольной балансировки являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной поперечной оси координат Z и равенство нулю сумм проекций сил на оси Y_a и X_a скоростной системы координат.

Для горизонтального полета (рис. 9.8) эти условия имеют такой вид:

$$R_{Ya} - G = 0;$$

$$R_{Xa} - X_{вр} = 0;$$

$$HY_T + M_{прод} + M_{р,в} + Y_{ст}L_{ст} - TX_T - M_{Zф} = 0,$$

где $Y_т$—расстояние от плоскости несущего винта до центра тяжести вертолета (вертикальная центровка);

$X_т$—расстояние от оси несущего винта до центра тяжести вертолета (продольная центровка).

При выполнении продольной балансировки в полете на заданной скорости летчик действует рычагом шаг-газ и продольным отклонением ручки управления. Рычагом шаг-газ устанавливается необходимая величина силы R, а продольным отклонением

ручки управления — ее наклон (вперед или назад), необходимый для выполнения условий балансировки на заданном режиме полета. Однако наклоном силы R только от ручки управления выполнить одновременно условия равновесия моментов и условия равновесия сил без изменения угла тангажа вертолета практически невозможно. Поэтому в процессе выполнения балансировки балансировочное отклонение ручки управления определяется выполнением условия равновесия моментов, а окончательное выполнение условия равновесия сил происходит путем соответствующего изменения угла тангажа вертолета.

При продольном отклонении ручки управления момент от

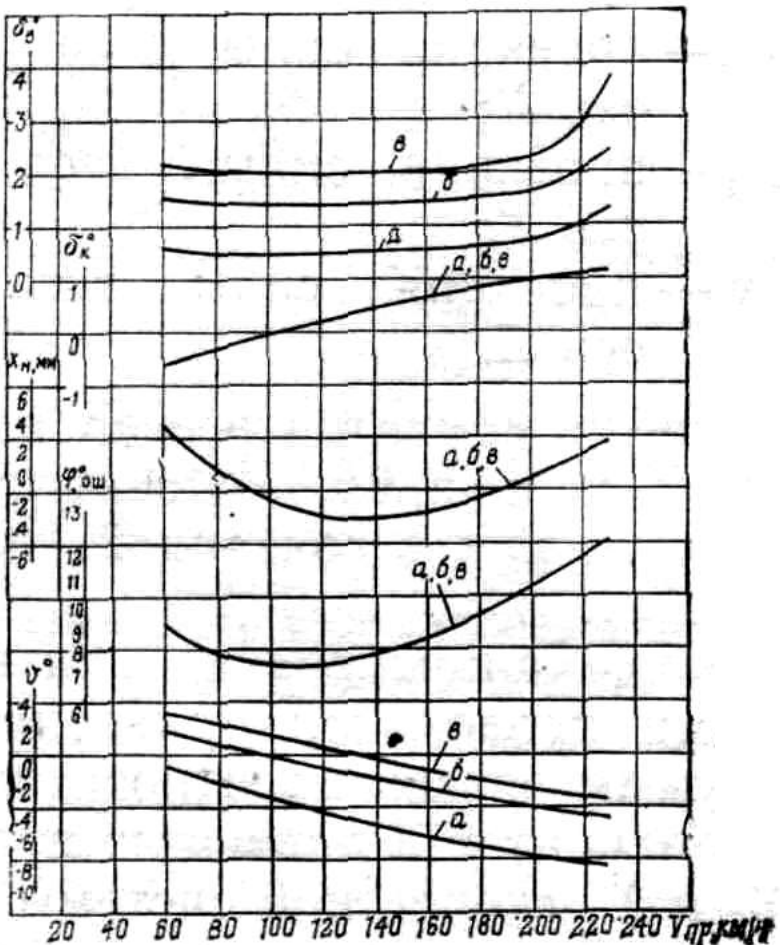


Рис. 9.13. Балансировочные кривые вертолета по скорости прямолинейного горизонтального полета (со спецфермами и шестью блоками УБ-32 на них). Вес 13000кгс, высота полета 1000м, центровка:
а—+300мм; *б*— + 100 мм; *в*— -95 мм;

силы T, равный $TX_{\text{Т}}$, меняется очень мало, поэтому можно считать, что выполнение условия равновесия моментов на заданном режиме полета происходит в основном за счет изменения момента (HY_T+$M_{\text{прод}}$).

На графиках продольную балансировку представляют балансировочными кривыми продольного наклона автомата пере-

коса $\delta_в^\circ$, общего шага $\varphi_{ОШ}^\circ$ и угла тангажа $\vartheta°$ для различных режимов и условий полета. На рис. 9.13, 9.14 приведены балансировочные кривые для вертолета со спецфермами и без них.

Отклонение автомата перекоса на 1° соответствует приблизительно 28 мм продольного хода ручки управления.

Углы тангажа на графиках приведены относительно строительной горизонтали (пола кабины) вертолета, так как в полете летчик ощущает именно этот тангаж.

Наиболее существенно продольная балансировка зависит от скорости полета и изменения продольной центровки.

На висении при отсутствии ветра продольное отклонение ручки управления и угол тангажа вертолета определяются в ос-

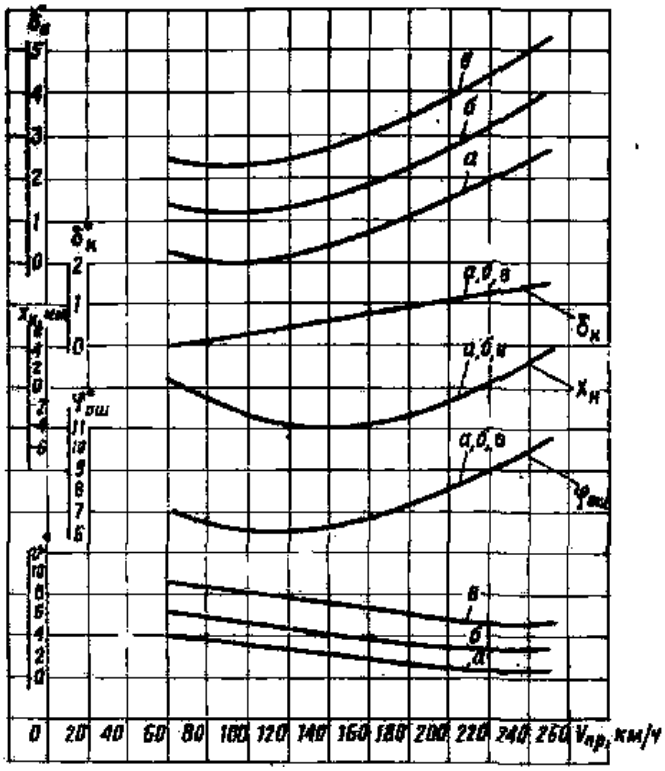


Рис. 9.14. Балансировочные кривые вертолета по скорости прямолинейного горизонтального полета (без спецферм). Вес 11 100 кгс, высота полета 1000 м, центровка:
а — +300мм; б — +100 мм; в — -95мм;

новном положением центра тяжести вертолета.

При смещении центра тяжести вертолета вдоль продольной оси из заднего положения в переднее увеличится пикирующий момент от силы *T,* равный TX_T. Вертолет начнет опускать нос и перемещаться вперед, так как при опускании носа нарушается равновесие продольных сил (увеличивается сила $R_{ха}$). В этом случае для балансировки вертолета ручку управления необходимо

отклонить назад на такую величину, чтобы момент ($HY_т$+$M_{прод}$) 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-8МТ изменение центровки на 100 мм изменяет продольный наклон автомата перекоса приблизительно на 0,5—0,7° и угол тангажа на ~1°практически во всем диапазоне скоростей полета.

С изменением скорости полета наиболее существенное изменение продольной балансировки имеет место в диапазоне скоростей от висения до 70—80 км/ч по прибору.

При увеличении скорости от висения до 30—35 км/ч по прибору наблюдается резкое увеличение суммарного продольного момента вертолета на кабрирование, для балансировки вертолета необходимо существенно отклонять ручку управления вперед.

Максимальное балансировочное отклонение ручки управления вперед будет на скорости 40 км/ч.

При дальнейшем увеличении скорости от 40—45 км/ч: до 90—100 км/ч по прибору величина кабрирующего момента уменьшается, для балансировки вертолета ручку управления необходимо отклонять назад.

В диапазоне скоростей 100—130 км/ч по прибору 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 изменением продольных моментов несущего винта и фюзеляжа с изменением скорости полета.

Если преобладает увеличение кабрирующих моментов, то балансировочное отклонение ручки управления вперед увеличивается, если их отношение не меняется, то не изменяется и отклонение ручки управления.

Угол тангажа вертолета определяется условием равновесия продольных сил и с увеличением скорости полета увеличивается на пикирование.

При переходе с одного режима полета к другому даже на одной скорости наблюдается разбалансировка вертолета в продольном направлении (рис. 9.15).

Наибольшая величина разбалансировки вертолета достигается при переходе с режима набора высоты на максимальной

мощности двигателей к планированию на режиме самовращения несущего винта.

При переходе с режима горизонтального полета в набор высоты на скорости 120 км/ч требуется перемещение ручки управления на себя на величину $\Delta X_в \approx 20 мм$.

При переходе с режима горизонтального полета на режим самовращения несущего винта на скорости полета 140 км/ч требуется отклонение ручки управления на себя примерно на 25 мм.

Наличие груза на внешней подвеске практически не влияет на продольную балансировку вертолета на всех режимах полета.
Потребные углы общего шага у вертолета с увеличением скорости горизонтального полета от висения до скорости 100км/ч уменьшаются и при дальнейшем увеличении скорости возрастают.

Запасы продольного управления имеют наименьшее значение при движении ручки от себя на режиме горизонтального полета с максимальной скоростью, с предельно задней центровкой и при движении ручки на себя на режиме висения с предельно передней центровкой при ветре сзади допустимой величины и составляют около пятой части полного диапазона отклонения про-

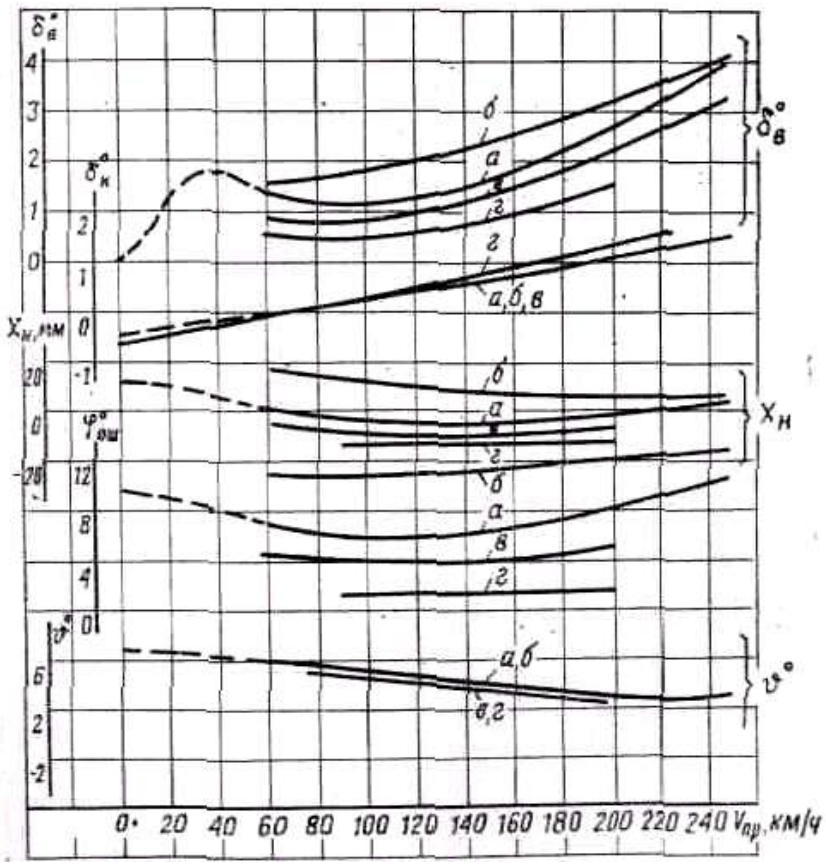


Рис. 9.15. Балансировочные кривые вертолета по скорости для различных режимов прямолинейного полета. Вес 11100кгс, центровка 100мм, высота полета 1000м:
а— горизонтальный полет; б— взлетный режим двигателей: в—моторное планирование, V_y=5м/с; *г* — самовращение несущего винта

дольного управления в ту и другую сторону.

9.4.5. Поперечная балансировка и изменение ее по скорости. Условиями поперечной балансировки вертолета являются равенство нулю суммы моментов относительно связанной продольной оси X и равенство нулю суммы проекций сил на поперечную связанную ось координаты Z. Для горизонтального полета без крена (рис. 9.8) условия поперечной балансировки имеют такой вид:

$$(SY_T+M_{\text{поп}})-T_{\text{р,в}}Y_{\text{р,в}}=0;$$
$$S-T_{\text{р,в}}+Z_{\text{ф}}=0.$$

При этом поперечным моментом от боковой силы фюзеляжа $Z_{\text{ф}}$ 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 $T_{\text{р,в}}$, и при этом еще действует поперечный момент несущего винта $M_{\text{поп}}$, то выполнить одновременно условие равновесия моментов и равновесие сил отклонением ручки управления без создания крена или скольжения не удается.

Поэтому, выполняя поперечную балансировку, летчик поперечным отклонением ручки управления устанавливает такие величину и направление момента ($SY_{\text{т}}+M_{\text{поп}}$), чтобы уравновесить поперечный момент от силы тяги рулевого винта ($T_{\text{р,в}}Y_{\text{р,в}}$). При этом для выполнения условия равновесия поперечных сил он создает либо правый крен, либо левое скольжение. При левом скольжении создается боковая сила сопротивления $Z_{\text{ф}}$, а при правом крене — проекция силы веса G_{z} на ось Z, которые и выполняют условия равновесия поперечных сил.

Изменение поперечной балансировки с ростом скорости полета оценивается по балансировочным отклонениям ручки управления (автомата перекоса) в поперечном направлении на разных скоростях установившегося режима полета (рис. 9.13, 9.14, 9.15).

На висении вертолет балансируется только с правым креном до 2—2, 5° при отклоненной вправо ручке управления. Наличие бокового ветра на висении меняет потребное отклонение ручки управления: ветер слева уменьшает, а ветер справа увеличивает потребное 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 ($SY_т+M_{поп}$) значительно больше, чем требуется для уравновешивания поперечного момента от силы тяги рулевого винта.

В режиме набора высоты потребные 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-8МТ требуется при планировании на большой скорости на режиме самовращения несущего винта.

Таким образом, минимальный запас отклонения ручки управления вправо будет на висении при допустимом ветре справа, а влево—на планировании в режиме самовращения несущего винта. Запасы поперечного управления в этих случаях достаточные.

Рассмотренные особенности поперечной балансировки относились к полету с симметричной поперечной центровкой. т.е. $Z_т=0$.

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

$$(SY_т+M_{поп})-T_{р,в}Y_{р,в}\pm TZ_т=0,$$

т. е. добавится поперечный момент от силы T, равный $TZ_т$.

При смещении центровки к правому борту ($+Z_т$) отклонения ручки управления вправо будут уменьшаться, так как уравновешивание поперечного момента от тяги рулевого винта в этом случае будет осуществлено также и за счет момента поперечной асимметрии. При этом величина силы уменьшается и для выполнения условия равновесия поперечных сил углы крена вправо или скольжения влево будут больше, чем в полете с симметричной поперечной загрузкой.

При смещении центра тяжести вертолета к левому борту, наоборот, отклонение ручки управления вправо увеличивается, а углы крена вправо или скольжения влево меньше.

В этом случае на отдельных режимах возможен прямолинейный полет вертолета без крена и скольжения.

Поэтому в случае невозможности симметричного расположения грузов в грузовой кабине рекомендуется располагать их в

сторону левого борта в пределах установленного ограничения.

9.4.6. Путевая балансировка и изменение ее по скорости. Путевая балансировка вертолета достигается при условии равенства нулю суммы моментов относительно связанной вертикальной оси координат *Y*.

Для горизонтального полета со скольжением (рис. 9.8) условие путевой балансировки имеет вид

$$M_{р}\text{-}T_{р,в}L_{р,в}\pm Z_{ф}X_{ф}+SX_{т}=0,$$

где $X_{ф}$—расстояние от центра тяжести вертолета до точки приложения боковой силы $Z_{ф}$ (на рис. 9.8 $X_{ф}=0$).

Суммарный момент от силы $Z_{ф}$ и S очень мал по сравнению с моментом от силы $T_{р,в}$. Поэтому условие путевой балансировки можно рассмотреть в виде

$$M_{р}\text{-}T_{р,в}L_{р,в}=0.$$

Путевая балансировка выполняется изменением силы тяги рулевого винта $T_{р,в}$ при отклонении педалей путевого управления. Величина балансировочного 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 $M_{р}$ и $T_{р,в}$.

Учитывая, что $M_{р}=716{,}2\dfrac{N_{ДВ}}{n_{н,в}}$, а $T_{р,в}$ в полете без скольжения пропорциональна величине шага рулевого винта (хода штока рулевого винта $X_{н}$), плотности воздуха и квадрату частоты вращения несущего винта, зависимость $X_{н}$ на данной скорости для качественного анализа можно представить в виде

$$X_{н}=\frac{1}{K}\frac{N_{ДВ}}{\rho n_{Н,В}^{3}},$$

где *K*—коэффициент влияния скорости полета на тягу рулевого винта. С увеличением скорости полета *K* увеличивается.

Наибольшая величина хода штока рулевого винта, а следовательно, и правой педали вперед имеет место на режиме висения, где потребная мощность двигателей наибольшая.

С переходом к горизонтальному полету и с ростом скорости потребная мощность двигателей уменьшается примерно до $V_{пр}=110$—120 км/ч, а с дальнейшим увеличением скорости горизонтального полета начинает возрастать. Примерно так же изменяются с ростом скорости реактивный момент несущего винта и потребное отклонение педалей для путевой балансировки. Одна-

ко из-за увеличения эффективности рулевого винта с ростом скорости полета наименьшее потребное отклонение правой педали в горизонтальном полете наблюдается не на скоростях 110—120км/ч, а на скоростях 170—180км/ч. С дальнейшим увеличением скорости потребное отклонение правой педали вперед увеличивается (рис. 9.13—9.15).

При наборе высоты потребные отклонения правой педали вперед больше, чем в горизонтальном полете на той же скорости, из-за большей потребной мощности.

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

Отклонение педалей в эксплуатационном диапазоне скоростей планирования на режиме самовращения несущего винта практически не изменяется. При переходе с режима горизонтального полета на режим набора высоты на $V_{пр}$=120 км/ч требуется отклонить правую педаль примерно на 25мм, а на режим самовращения несущего винта при $V_{пр}$=140км/ч—левую педаль вперед на 25мм от соответствующего балансировочного положения педалей в горизонтальном полете.

Изменение продольной центровки вертолета практически не оказывает влияния на путевую балансировку.

Минимальные запасы путевого управления имеют место на висении с максимальным взлетным весом и планировании на режиме самовращения несущего винта.

Для обеспечения достаточных запасов путевого управления по правой педали на режимах висения взлетный вес вертолета необходимо определять по номограммам, представленным на рис. 1.1—1.4.

Необходимо иметь в виду, что рассмотренные особенности продольной, поперечной и путевой балансировки вертолета наиболее заметно проявляются при выполнении переходных режимов полета: взлета и посадки, разгона и торможения в горизонтальном полете, перехода с моторного полета на режим самовращения несущего винта.

9.4.7. Балансировка вертолета на виражах, спиралях и координированных скольжениях. Увеличение угла крена на виражах и спиралях в наборе высоты, а следовательно, и вертикальной перегрузки приводит к заметному смещению ручки

управления на себя, причем это смещение на левых виражах и спиралях больше, чем на правых. Снижение режима работы двигателей уменьшает расход ручки управления на себя.

Поперечная и путевая балансировки на спиралях изменяются незначительно.

Режимы координированных скольжений в летной эксплуатации вертолета применяются в отдельных случаях, когда необходимо сохранять прямолинейный поступательный полет (сохранение заданного курса) при наличии бокового ветра. В частности, примерами применения режимов координированного скольжения могут служить: полет строем, заход на посадку и прицеливание при наличии бокового ветра и т. д.

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

Условием боковой балансировки вертолета являются равновесие моментов относительно вертикальной и продольной осей и равновесие проекции сил на поперечную ось:

$$\sum M_y = 0; \sum M_x = 0; \sum F_z = 0;$$

Сумма моментов $\sum M_y$ состоит из следующих слагаемых: реактивного момента несущего винта $M_р$, момента, создаваемого рулевым винтом $M_{ур.в}$, момента планера $M_{упл}$ (фюзеляж, киль, шасси).

Поэтому условие $\sum M_y = 0$ можно записать так:

$$M_р + M_{Ур.в} + M_{упл} = 0 .$$

Аналогично этому условия $\sum M_x = 0$ и $\sum F_z = 0$ представим в таком виде:

$$M_{х\ н,в} + M_{х\ р,в} + M_{х\ пл} = 0;$$

$$S + T_{р.\ в} + Z_ф + G\cos\nu\sin\gamma = 0$$

или приближенно

$$S + T_{р.\ в} + Z_ф + G_z = 0,$$

если углы ϑ и γ невелики.

Влияние угла скольжения на балансировку вертолета показано на рис. 9.16 и 9.17.

Вертолет Ми-8МТ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета имеет достаточно большую степень статической устойчивости по углу скольжения. При достаточно больших углах скольжения расход ручки в поперечном направлении на единицу угла крена при скольжении уменьшается, и при крене

9—14° вертолет становится нейтральным в поперечном отношении.

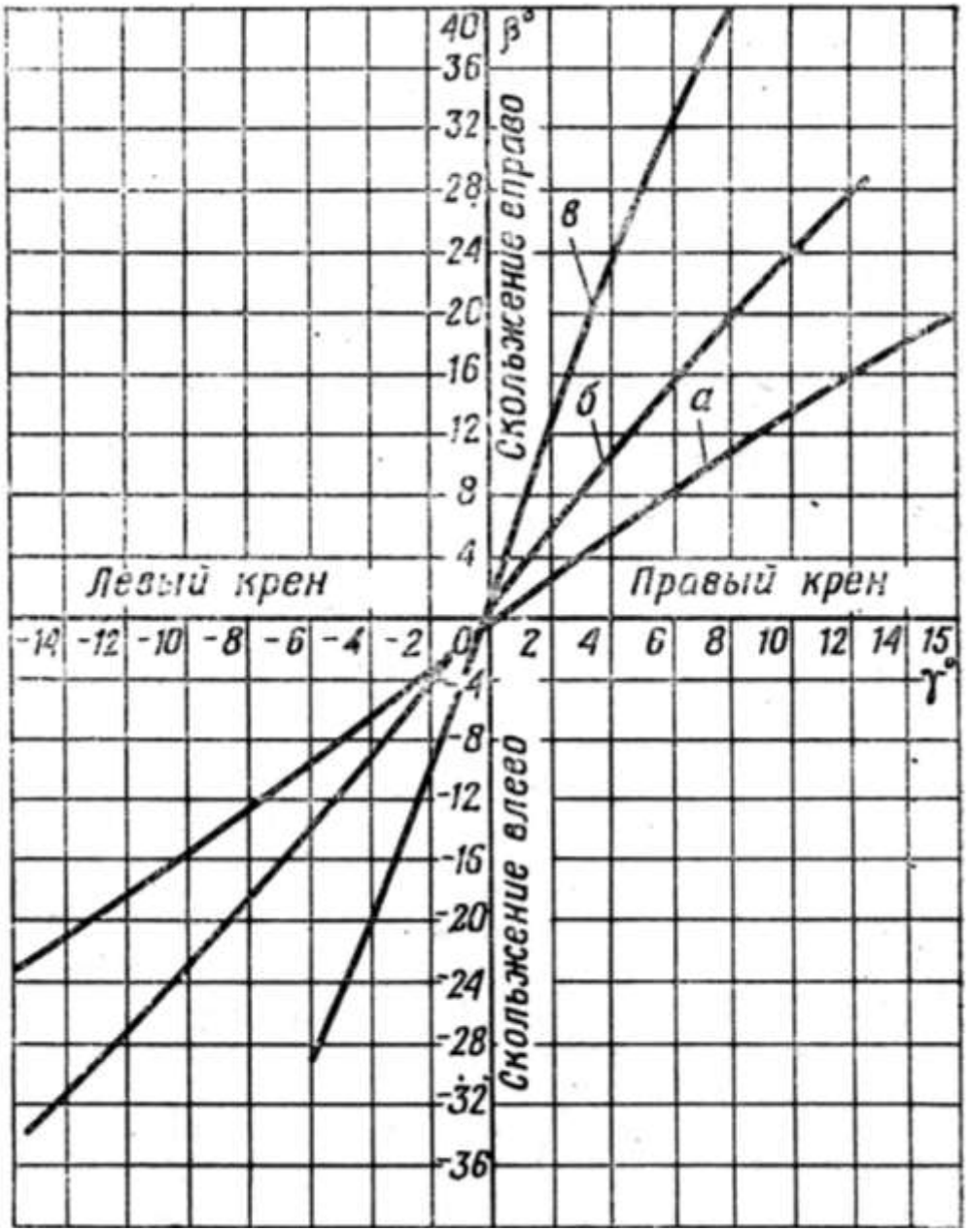


Рис. 9.16. Зависимость угла скольжения вертолета от угла крена при выполнении координированных скольжении из режимов горизонтального полета на различных скоростях:

а — $V_{пр}$=250 км/ч; б —$V_{пр}$=200 км/ч; в—$V_{пр}$=120 км/ч

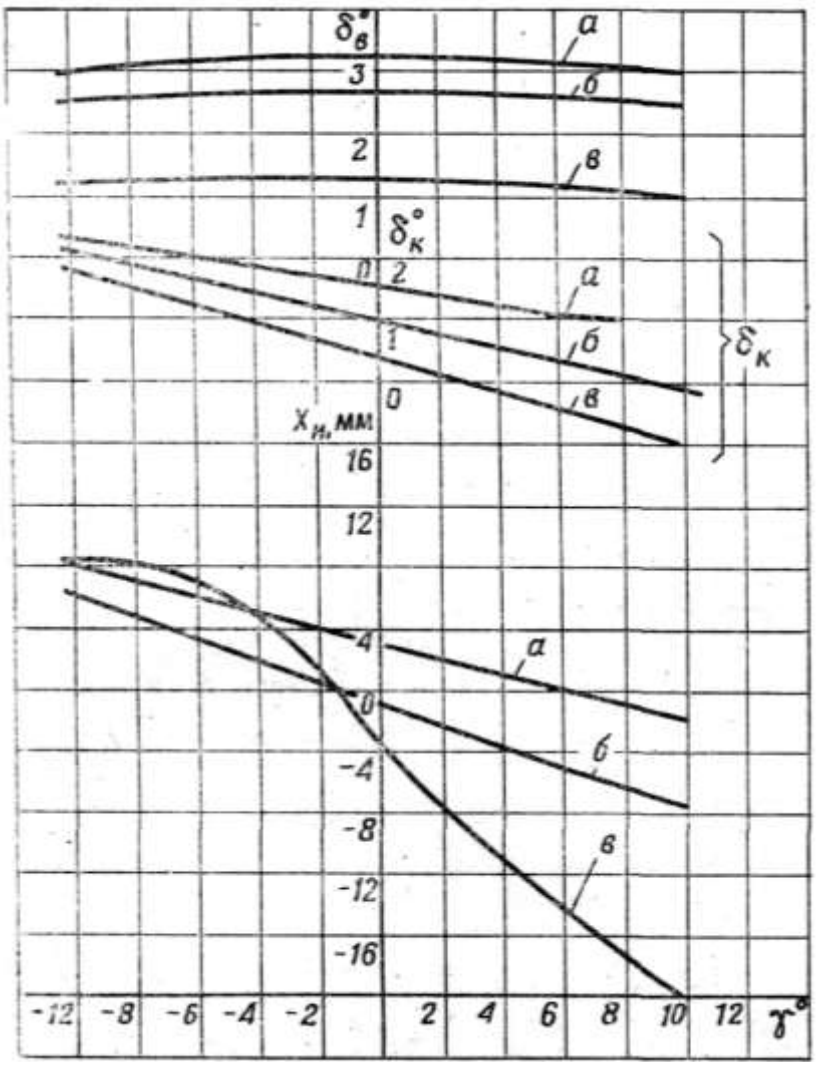


Рис. 9.17. Балансировочные кривые вертолета по углу крена при выполнении координированных скольжении из режимов горизонтального полета на различных скоростях (без спецферм). Вес 11100 кгс, центровка 100 мм, высота полета 1000 м:
а — $V_{пр}$=250 км/ч; б—$V_{пр}$=200 км/ч; в — $V_{пр}$=120 км/ч

9.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА

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

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

Динамическая устойчивость характеризует движение вертолета в процессе восстановления исходного режима полета. Дина-

мическая устойчивость зависит от сочетания статической устойчивости, демпфирования колебаний вертолета и взаимного влияния продольного и бокового движения на заданном режиме полета.

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

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

Движение вертолета после возмущения имеет явно выраженный колебательный характер по скорости, углам крена и тангажа с переменной по времени амплитудой этих параметров. Кроме того, наблюдается медленный апериодический уход вертолета с режима. То есть, как и другие вертолеты, вертолет Ми-8МТ не обладает динамической устойчивостью во всем диапазоне скоростей полета, в том числе и на висении. Вместе с тем степень динамической неустойчивости вертолета Ми-8МТ вполне приемлемая, о чем говорит достаточно большое время полета вертолета с освобожденным управлением в спокойной атмосфере при достижении изменения угла крена на 10° как наиболее быстроменяющегося параметра.

Это время 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 одну секунду в среднем составляет 6—9 км/ч.

По мере увеличения скорости полета на разгоне проявляется тенденция к кренению вправо, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, что устраняется соответствующим отклонением ручки управления влево.

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

Это приведет к уменьшению пропульсивной силы и торможению.

Чем больше увеличение угла тангажа на кабрирование, тем больше потребное для горизонтального торможения уменьшение общего шага несущего винта, тем интенсивнее будет происходить торможение вертолета за счет возникновения продольной составляющей полной аэродинамической силы, совпадающей по направлению с силой вредного сопротивления.

Для выполнения интенсивного горизонтального торможения со скоростей, близких к максимальным, летчик должен увеличить угол тангажа на 10—15° от исходного значения за время примерно 8—12с с одновременным уменьшением общего шага несущего винта для сохранения заданной высоты полета. Уменьшение общего шага в этом случае может достигать до 2,5—3° по указателю. Особое внимание при этом необходимо обратить на обороты несущего винта, не допуская их выхода за допустимые максимальные значения.

В процессе дальнейшего торможения летчик выдерживает постоянство высоты соответствующим изменением угла тангажа,

а при подходе к минимальной скорости в конце торможения должен увеличить мощность двигателей и уменьшить угол тангажа. Среднее время горизонтального торможения вертолета от скорости 220 до 60 км/ч с предельным темпом может достигать 28с.

На торможении по мере уменьшения скорости полета проявляется тенденция вертолета к кренению влево, обусловленная изменением поперечной балансировки вертолета по скорости, которая парируется летчиком отклонением ручки управления вправо.

Направление полета выдерживается соответствующими отклонениями педалей.

9.7. ПРИЧИНЫ И СУЩНОСТЬ УСТАНОВЛЕННЫХ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА ОГРАНИЧЕНИИ

9.7.1. Обоснование ограничений минимальной и максимальной скоростей полета. Обоснование рекомендуемого диапазона высот висения.

Минимальная скорость полета вертолета на высотах до 3000 м ограничена величиной 60 км/ч по следующим причинам:

—на меньших скоростях ненадежно работает указатель скорости, поскольку ПВД обдуваются потоком, сильно скошенным вниз под влиянием несущего винта;

—режимы снижения вертолета на скоростях полета от 0 до 50 км/ч с вертикальными скоростями более 4 м/с неустойчивы.

На высотах менее 110 м, когда возможна ориентировка относительно земли, в случае крайней необходимости допустим полет на меньших скоростях вплоть до висения. Однако это крайне нежелательно, так как при отказе одного и особенно двух двигателей посадка вертолета затруднена.

С высоты висения 5—10 м в зависимости от полетного •веса (рис.9.6) в случае отказа одного двигателя на скоростях 0—20 км/ч при вмешательстве в управление практически сразу же после отказа двигателя и при наличии под вертолетом площадки, пригодной для вынужденной посадки с коротким пробегом (0—15 м), обеспечивается возможность выполнения посадки без поломки вертолета.

На высотах более 4000 м минимальная скорость увеличивается с высотой, поскольку соотношение между потребной и располагаемой мощностями не обеспечивает горизонтального полета.

Максимальные скорости полета на высотах более 1000м ограничены из условий сохранения достаточных запасов по скоро-

сти 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 уравновешивания вертолета по крену подъемная сила лопасти по азимутам приблизительно сохраняется. Поэтому в зоне меньших скоростей увеличиваются угол атаки сечений лопасти и коэффициент подъемной силы. С увеличением скорости полета указанное различие в условиях работы наступающей и отступающей лопастей несущего винта возрастает; на некоторой скорости полета угол атаки на конце отступающей лопасти достигает критического значения, появляется срыв потока. Появление срыва потока приводит к резкому увеличению нагрузок в лонжероне лопасти и забустерной части управления несущим винтом, а также вибраций вертолета.

Средний угол атаки лопастей несущего винта увеличивается с увеличением веса вертолета и уменьшением плотности воздуха, т. е. с увеличением высоты полета и температуры наружного воздуха. Поскольку увеличение среднего угла атаки лопастей уменьшает запас до срыва потока, то с увеличением веса вертолета, высоты полета и температуры наружного воздуха уменьшается скорость полета, на которой возникает срыв.

Максимальные скорости полета, приведенные в Инструкции экипажу. установлены с учётом запаса по срыву потока на всех установившихся режимах полёта. В связи с уменьшением запасов по срыву потока с лопастей на больших высотах и больших скоростях полета нельзя допускать при этих условиях резких маневров.

9.7.2. Обоснование других ограничений. Взлетный вес ограничен величинами 11100 кгс (нормальный) и 13000 кгс (максимальный) из условий прочности агрегатов вертолета и обеспечения достаточных запасов по срыву потока на лопастях несущего винта при выполнении полета с максимальной скоростью и на маневрах.

Разрешенный взлетный вес в зависимости от техники взлета и метеорологических условий определяется по специальным номограммам, учитывающим тягу несущего винта и запасы путевого управления (рис. 1.1—1.4).

Максимальный вес груза в кабине ограничен из условий обеспечения прочности пола и условий получения взлетного веса не больше максимального.

Центровки вертолета ограничены из условий обеспечения

необходимых запасов управления на всех режимах полета, а также из условий сохранения в допустимых пределах переменной составляющей изгибающего момента, действующего на вал несущего винта.

Максимальная угловая скорость разворота и скорость дачи правой педали при разворотах на висении ограничены из условий прочности трансмиссии рулевого винта.

Скорость ветра сбоку и сзади на режиме висения ограничена из условий обеспечения необходимых запасов управления.

Скорость ветра при раскрутке и остановке несущего винта ограничена в целях исключения ударов по упорам втулки несущего винта, а также исключения возможности ударов концами лопастей несущего винта по хвостовой балке.

Углы крена на вираже ограничены в целях обеспечения достаточных запасов по перегрузке и срыву потока на лопастях несущего винта, а также для упрощения техники пилотирования.

Максимальные и минимальные обороты несущего винта ограничены из условий прочности главного редуктора.

Вес груза и взлетный вес вертолета с грузом на внешней подвеске ограничены из условий прочности подвески, а также из условий обеспечения необходимых запасов тяги несущего винта.

9.7.3. Ограничение темпа изменения угла тангажа и необходимость сохранения постоянным общего шага несущего винта (НВ) при выполнении пикирования определены по следующей причине: при вводе вертолета в пикирование в результате резкой отдачи ручки управления от себя вертикальная перегрузка уменьшается до околонулевых значений, что приводит к уменьшению угла конусности и, как следствие, к уменьшению зазора между НВ и верхней частью кабины экипажа. Уменьшению зазора способствует и перемещение вниз рычага шаг-газ в процессе ввода в пикирование из-за уменьшения угла взмаха лопастей НВ. С целью исключения опасного сближения лопастей с передней частью фюзеляжа не допускать резкого ввода в пикирование и изменение общего шага несущего винта на пикировании.

9.8. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТЧИКУ ПО ДЕЙСТВИЯМ ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

9.8.1. Отказ в полете одного двигателя. Вертолет с одним отказавшим двигателем и другим двигателем, работающим на взлетном режиме, может продолжать горизонтальный полет с полетными весами, указанными на рис. 9.18. Если при этом включена противообледенительная система двигателя, то вследствие снижения мощности двигателя при отборе от него воздуха вес вертолета, при котором обеспечивается горизонтальный полет на одном двигателе, уменьшается на 400—500кгс. Полет на одном двигателе нужно выполнять на скорости 120км/ч, при которой потребная мощность минимальна. В связи с тем что время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме ограничено 6 мин, а полет на номинальном режиме может происходить со снижени-

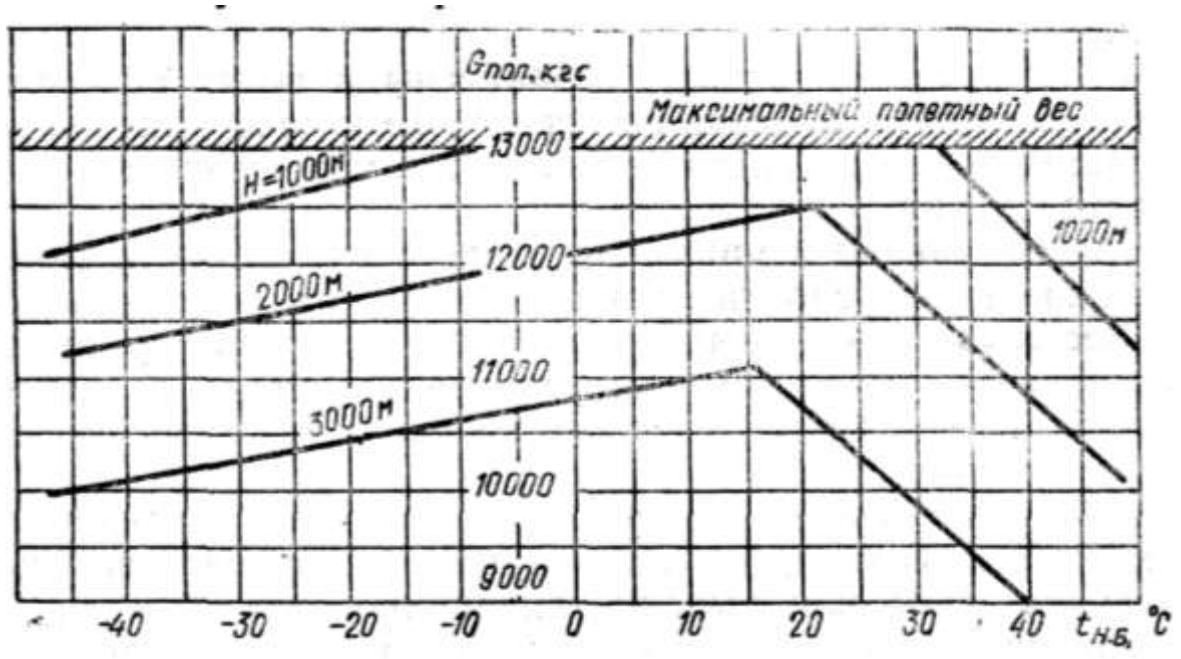


Рис. 9.18. Зависимость полетного веса вертолета, при котором возможен горизонтальный полет в случае отказа одного двигателя и работе другого на форсированном режиме от температуры наружного воздуха ($V_{пр}$=120 км/ч)

ем, после отказа одного двигателя необходимо подобрать площадку и выполнить посадку по-самолетному с одним работающим двигателем.

В случае невозможности произвести безопасную посадку в течение 6 мин работы двигателя на 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 мест-

ности, 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. 9.19. Согласно этой характеристике минимальная вертикальная скорость имеет место при скоростях полета 140—150 км/ч, а минимальный угол наклона траектории— на скоростях 180—190 км/ч. Поэтому при необходимости получить максимальный пройденный путь для обеспечения безопасной посадки необходимо планирование с высоты 2000 м выполнять на скорости 180 км/ч; если же задача получения максимальной дальности планирования не ставится, то скорость полета на режиме самовращения рекомендуется выдерживать 140 км/ч.

При переходе на режим самовращения после отказа двигателей необходимо иметь в виду следующие обстоятельства. Сразу же после отказа двигателей начинает быстро уменьшаться скорость вращения несущего винта и, если летчик промедлит с уменьшением общего шага, обороты несущего винта могут стать меньше минимально допустимых (88% по тахометру).

После отказа двигателей пропадает реактивный момент несущего винта и вертолет разбалансируется в путевом отношении, Для восстановления балансировки необходимо дать левую ногу.

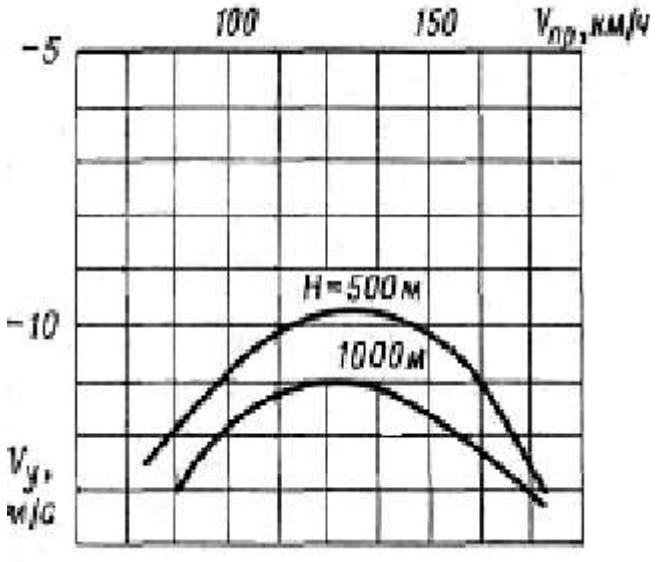


Рис. 9.19. Вертикальные скорости снижения на режиме самовращения несущего винта (без спецферм)

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 являются координация отклонения ручки управления от себя и увеличение общего шага, поскольку слишком раннее выравнивание вертолета и подрыв ведут к израсходованию кинетической энергии винта до касания земли вертолетом и к последующему увеличению вертикальной скорости до момента приземления.

Слишком позднее выравнивание грозит разрушением хвостовой опоры, рулевого винта и хвостовой балки. Слишком поздний подрыв не позволяет полностью использовать кинетическую энергию несущего винта и погасить вертикальную скорость планирования.

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, а при уменьшении — вправо.

Посадка вертолета выполняется по-самолетному.

Если в результате отказа путевого управления нарушен привод рулевого винта, то рулевой винт не может уравновесить реактивный момент несущего винта. Поэтому реактивный момент должен быть уменьшен за счет сброса общего шага и перевода двигателей на режим малого газа. Полет необходимо продолжить на режиме самовращения, балансируя вертолет в путевом отношении за счет скольжения и, если вертолет разворачивается вправо, за счет увеличения мощности двигателя. Посадку также необходимо выполнять на режиме самовращения с поступательной скоростью. Перед посадкой после уточнения расчета выключить двигатели.

9.8.4 Самопроизвольное вращение вертолёта влево при взлете и посадке

Основными причинами возникновения самопроизвольного вращения вертолета влево при выполнении взлета или посадки по-вертолетному является:

– превышение веса вертолета более предельно допустимого, установленного Инструкцией экипажу для конкретных условий взлета или посадки;

– потеря оборотов НВ ниже установленных Инструкцией экипажу.

Сопутствующей причиной является наличие правого бакового или попутного ветра.

Самопроизвольное вращение вертолета влево возникает из-за недостатка тяги рулевого винта для компенсации реактивного момента НВ.

Нарастание угловой скорости вращения вертолета объясняется тем, что рулевой винт при ветре справа или справа сзади попадает в поток от НВ, при этом тяга рулевого винта падает.

С началом самопроизвольного вращения рулевой винт попадает в режим "Вихревого кольца", при этом величина тяги рулевого винта еще больше падает, а угловая скорость самопроизвольного вращения увеличивается.

Для предотвращения попадания вертолета в самопроизвольное левое вращение при выполнении взлета и посадки по-вертолетному летчик должен:

– перед полетом тщательно определить предельно допустимый взлетный (посадочный) вес вертолета, с учетом метеорологических и иных условий выполнения взлета (посадки), особенно при выполнении полетов на высокогорных площадках и в усло-

виях повышенных температур наружного воздуха;

– взлет и посадку производить против ветра;

– не допускать уменьшения оборотов НВ менее установленных Инструкцией экипажу вертолета.

9.9. КОЛЕБАНИЯ ВЕРТОЛЕТА

9.9.1. Земной резонанс—это поперечные колебания вертолета на шасси при работающем несущем винте, сопровождающиеся отклонениями лопастей относительно вертикальных шарниров.

Колебания типа земного резонанса, как правило, отсутствуют на всех режимах эксплуатации вертолета на земле. Возникновению таких колебаний способствуют сильный начальный толчок, большое отклонение ручки управления от нейтрали, снижающее демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров, а также снижение демпфирования в стойках шасси при стоянке или пробеге на необжатых стойках шасси. Поэтому при появлении усиливающихся боковых колебаний вертолета на земле необходимо энергично сбросить общий шаг и убрать коррекцию, что приводит к обжатию основных стоек шасси, увеличению в них демпфирования и падению оборотов несущего винта ручку управления нужно поставить в нейтральное положение, что приводит к увеличению демпфирования лопастей за счет действия демпферов, установленных на вертикальных шарнирах. Если колебания вертолета не прекращаются, необходимо выключить двигатели.

9.9.2. Круговые колебания с частотой, равной частоте вращения несущего винта (3,2 Гц), могут быть вызваны неотрегулированностью конуса вращения несущего винта или статической несбалансированностью лопастей несущего винта вследствие попадания влаги в хвостовые отсеки. Колебания устраняются путем регулировки соконусности несущего винта и удаления влаги из лопастей в соответствии с Инструкцией по эксплуатации.

9.9.3. Низкочастотные вертикальные колебания с частотой 3,2—3,7 Гц на режимах висения, малых скоростей, набора высоты, возникающие при включенном автопилоте. Указанные колебания возникают на вертолетах с повышенными люфтами и пониженным трением в системе продольного управления и завышенными передаточными числами и коэффициентом усиления автопилота. В случае их возникновения нужно немедленно вы-

ключить автопилот и плавно изменить режим полета. После полета нужно произвести проверку регулировки передаточных чисел и коэффициентов усиления автопилота, а также проверить люфты в управлении согласно Инструкции по эксплуатации.

9.9.4. Поперечные колебания с низкой частотой 4—4, 5 Гц, которые являются повышенными по сравнению с обычными и проявляются в основном на режиме моторного планирования, устраняются путем скольжения, соответствующего примерно одному диаметру шарика по указателю скольжения. Возможной причиной указанных колебаний может быть пониженное демпфирование демпферов несущего винта, вызванное воздушными пробками, которые устраняются путем прокачки демпферов.

9.9.5. Низкочастотные (2,65 Гц) колебания, воспринимаемые как биения, на режимах висения и горизонтального полета могут быть вызваны разбалансировкой рулевого винта, связанной с попаданием влаги в лопасти, или механическими повреждениями. Колебания устраняются путем удаления влаги и восстановления балансировки рулевого винта.

9.9.6. Колебания с лопастной частотой 16 Гц, превышающие обычный уровень и интенсивно нарастающие с увеличением скорости полета до максимальной, могут быть вызваны некачественной регулировкой несущего винта или неблагоприятным сочетанием характеристик несущего винта и фюзеляжа. Если после регулировки соконусности несущего винта уровень колебаний не снижается, рекомендуется установить на данный вертолет другой комплект лопастей, а данный комплект использовать на другом вертолете.

Генерал-майор авиации

Г. БУТЕНКО

20 марта 1980 г.

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.

П р и м е ч а н и е. Карта не отменяет объема работ, подлежащего вы-. полнению членами экипаж» согласно Инструкции экипажу.

№ по пор	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
Перед вырулнванием			
1	АИ-9В	Выключен	Бортовой техник
2	Энергетика	Включена	Бортовой техник
3	Перекачивающие насосы	Включены	Бортовой техник
4	Авиагоризонты	Включены, разарретированы	Командир экипажа, летчик-штурман
5	Курсовая система	Включена, согласована	Летчик-штурман
6	Автопилот	Включен	Командир экипажа
7	АРК	Включен. настроен на ПРС…(ближний или дальний)	Летчик-штурман
8	Система опознавания	Включена, код выставлен	Командир экипажа
9	Радиовысотомер	Включен, безопасная высота установлена	Командир экипажа
10	ДИСС, СПУУ САРПП	Включены	Летчик-штурман
11	САРПП	Включен	Командир экипажа
12	Обогрев ПВД (при $t_{н,в}$=+5^{0}С и ниже)	Включен	Летчик-штурман
13	Обогрев двигателей, ПЗУ и ПОС вертолёта (при $t_{н,в}$=+5^{0}С и ниже)	Включены	Бортовой техник

№ по пор	Обязательная проверка	Доклад об исполнении	Кто докладывает
14	Фары (при полётах ночью)	Включены, отрегулированы	Командир экипажа
15	Освещение приборов и пультов (при полётах ночью)	Включены, отрегулированы	Командир экипажа, лётчик-штурман
16	АНО, контурные и строевые огни, маяк (при полётах ночью)	Включены	Командир экипажа
17	Входная дверь	Закрыта, на стопоре	Бортовой техник
Перед взлётом			
1	Авиагоризонты	Разарретированы	Командир экипажа, лётчик-штурман
2	Показания приборов	Нормальные	Бортовой техник
3	Частота вращения НВ	Установлена 95% на шаге 3^0, коррекция правая	Командир экипажа
4	Курсовая система	Согласована, курсозадатчик на МК взлёта	Лётчик-штурман
5	Направление и скорость ветра	Ветер спереди (слева, справа, сзади)…м/с	Лётчик-штурман
Перед посадкой			
1	Давление аэродрома	Установлено	Командир экипажа, лётчик-штурман
2	Посадочная масса	Соответствует предельной (меньше предельной)	Лётчик-штурман
3	Курс посадки	Установлен на…^{0},	Лётчик-штурман
4	АРК	Настроен на ПРС… (ближний или дальний)	Лётчик-штурман
5	Радиовысотомер	Безопасная высота установлена	Командир экипажа
6	ПЗУ (при посадках на пыльную площадку)	Включено	Бортовой техник
7	Направление и скорость ветра	Спереди (слева, справа, сзади)…М/с	Лётчик-штурман

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДОЛЖЕННОГО И ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТОВ

1. УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

$V_{без}$—безопасная скорость полета вертолета с одним работающим двигателем, на которой обеспечивается скороподъемность 0,5 м/с при продолженном взлете.

$V_к$, $H_к$ — скорость и высота полета в критической точке траектории взлета.

Критическая точка траектории взлета — точка траектории взлета, определяемая минимальными значениями скорости и высоты при отказе одного двигателя, в которой возможно продолжение взлета. При отказе двигателя на скорости и высоте, меньших $V_к$ и $H_к$, возможно только прекращение взлета. Значения высоты и скорости в критической точке обеспечивают разгон до безопасной скорости с учетом просадки вертолета до высоты не менее 1/3 $H_к$.

$L_{прер}$— дистанция прерванного взлета.

$L_{потр}$— потребная дистанция для прекращения взлета.

$$L_{потр}=\Delta L+ 1{,}1L_{прер},$$

где ΔL— длина ВПП (площадки) для выруливания перед взлетом.

W— составляющая скорости ветра в направлении, обратном взлетному.

η — градиент набора высоты, отношение изменения высоты полета к пройденному пути.

2.Основные условия обеспечения безопасности взлета на случай отказа одного из двигателей

Для обеспечения безопасности взлета в случае отказа одного из двигателей необходимо соблюдение следующих условий:

—взлетный вес вертолета при взлете по-вертолетному с использованием и без использования влияния земли должен быть не более предельного веса, определенного по номограмме рис. 1.1 Инструкции экипажу (для взлета по-вертолетному без использования влияния земли);

—при выполнении взлета режим полета необходимо выдерживать таким образом, чтобы величина скорости полета была равна численному значению_текущей высоты плюс 40, начиная с высоты 10 м и до достижения скорости 120 км/ч;

—наклон линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов к БПП (площадке) должен быть меньше фактического наклона траектории продолженного взлета;

—потребная дистанция прерванного взлета должна быть не более суммы располагаемой длины БПП и концевой полосы безопасности в направлении взлета.

3.Определение критической точки траектории взлета, градиента набора высоты при продолженном взлете и потребной дистанции прерванного взлета

Для определения характеристик прерванного и продолженного взлетов с заданным взлетным весом летчику перед полетом необходимо:

1. По номограмме рис. 1.1 Инструкции экипажу определить предельный вес вертолета для взлета по-вертолетному без использования влияния земли в фактических условиях при работе двигателей на взлетном режиме.

2. По полученному значению предельного веса и фактическому взлетному весу вертолета с помощью номограммы рис. 1 определить скорость $V_{без}$. Полученное по номограмме значение скорости $V_{без}$ необходимо округлить в большую сторону до ближайшего числа, кратного 5.

Если полученное значение скорости превышает 120 км/ч (отсутствует точка пересечения фактического и предельного веса на номограмме), продолжение взлета невозможно. В этом случае возможно только прекращение взлета при отказе одного из двигателей.

3. По номограмме рис. 2 с использованием полученного (округленного) значения $V_{без}$ определить для фактических условий значения приборной скорости и высоты полета в критической точке траектории взлета.

4. Для оценки возможности преодоления препятствий в зоне воздушных подходов к ВПП (площадке) по номограмме рис. 3 определить градиент набора высоты (наклон траектории) при продолженном взлете.

5. По номограмме рис. 4 определить потребную дистанцию прерванного взлета при отказе двигателя в критической точке в фактических условиях в зависимости от скорости $V_{без}$ и ветра.

Пример: Определить безопасную скорость, критическую точку траектории взлета, градиент набора высоты при продолженном взлете и потребную дистанцию прерванного взлета вертолета весом 10500 кгс площадки, расположенной на высоте 1500 м над уровнем моря, при температуре наружного воздуха 25^0С, встречном ветре 5 м/с.

Решение: 1. По номограмме рис.1.1 Инструкции экипажу определяем предельный вес вертолета в данных условиях (10800 кгс).

2. По номограмме рис. 1 определяем скорость $V_{без}$. На шкале $G_{предН=20\ м}$ находим точку, соответствующую предельному весу вертолета 10800 кгс. проводим вертикальную линию через эту точку до пересечения с кривой. соответствующей $G_ф$, равному 10500 кгс. Из точки пересечения проводим горизонтальную линию до пересечения со шкалой $V_{без}$ и определяем значение скорости {92 км/ч). Округляя полученную величину до большего числа, кратного 5. получаем скорость $V_{без}$ равную 95 км/ч.

3. По номограмме рис.2 определяем критическую точку траектории взлета. На шкале температуры находим точку, соответствующую температуре 25^0С, проводим через неё вертикальную прямую до пересечения с условной линией, соответствующей высоте 1500 м, и из полученной точки проводим горизонтальную линию до линии сноски. Из пересечения проводим линию, параллельную кривым номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале $V_{без}$, соответствующей полученному значению (95 км/ч). Из полученной точки проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой $V_к$ (76км/ч) и далее со шкалой $H_к$ (36 м).

4. По номограмме рис.3 определяем наклон траектории и градиент набора высоты при продолженном взлёте. Из пересечения вертикальной прямой, проходящей через значение температуры (25^0С), с условной прямой соответствующей высоте 1500м проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией сноски. Далее вдоль прямых номограммы проводим линию до пересечения с вертикальной прямой, проведенной из точки, соответствующей скорости по шкале $V_{без}$ (95 км/ч). Из полученной точки пересечения проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале W и вдоль прямых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале ветра W (5 м/с) Из полученной точки пересечения проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой наклона траектории (1 : 61) и далее вдоль прямых номограммы до шкалы градиента набора высоты η (1,64 %).

5. По номограмме рис.4 определяем потребную дистанцию преданного взлета при отказе двигателя в критической точке. Из точки пересечения вертикальной прямой температуры (25^0 С) с условной линией высоты (1500 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале $V_{без}$.

Вдоль кривых номограммы проводим линию до пересечения с вер-

тикальной прямой, проведенной через точку, соответствующую скорости $V_{без}$ (95 км/ч). Из точки пересечения проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале W , далее вдоль прямых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку на шкале W (5 м/с). Из точки пересечения проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой дистанции прерванного взлёта и далее вдоль прямых номограммы до шкалы потребной дистанции прерванного взлёта (1000 м).

Номограммы позволяют решить и обратную задачу: по известной располагаемой дистанции для прекращения взлета и наклону линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов в направлении взлета определить для фактических условий максимально допустимый вес вертолета.

Пример. Определить безопасную скорость, критическую точку траектории взлета и максимально допустимый вес из условия обеспечения безопасного взлета вертолета с площадки, расположенной на высоте 1000 м над уровнем моря при температуре наружного воздуха 0°С, встречном ветре 2 м/с. Наклон линии ограничения препятствий в зоне воздушных подходов в направлении взлета 1 : 50, располагаемая дистанция прерванного взлета 700 м.

Решение: 1. По номограмме рис.3 определяем скорость $V_{без}$**,** обеспечивающую наклон траектории не менее 1 : 50.

На шкале наклона траектории находим нужное значение (1 : 50) и проводим горизонтальную линию до пересечения с вертикальной прямой, опущенной из значения встречного ветра 2 м/с. Из точки пересечения проводим параллельно прямым номограммы линию до пересечения с линией сноски на шкале *W*. из пересечения проводим горизонтальную линию. Из пересечения вертикальной прямой, проходящей через значение температуры (0°С), с прямой, соответствующей высоте 1000 м, проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией сноски. Далее вдоль прямых номограммы проводим линию до пересечения с ранее проведенной горизонтальной прямой. Из точки пересечения проводим вертикальную линию до шкалы $V_{без}$ и находим ее значение, равное 81 км/ч.

2. По номограмме рис.4 определяем скорость $V_{без}$, которой в фактических условиях соответствует такая критическая точка, при отказе двигателя в которой обеспечивается прекращение взлета в пределах располагаемой дистанции 700 м. На шкале $L_{потр}$ находим точку, соответствующую располагаемой дистанции прерванного взлета (700 м). и проводим линию вдоль прямых номограммы до пересечения со шкалой $L_{прер}$ и далее горизонтальную линию до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку, соответствующую значению скорости встречного ветра 2 м/с. Из точки пересечения продолжаем линию вдоль прямых номограммы до пересечения с линией сноски на шкале W и из точки пересечения прово-

дим горизонтальную линию. Из точки пересечения вертикальной прямой температуры (0°С) с линией высоты (1000 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски на шкале $V_{без}$. Вдоль кривых номограммы проводим линию до пересечения с полученной горизонтальной прямой. Из точки пересечения проводим вертикальную линию до шкалы $V_{без}$ и находим ее значение (87 км/ч).

3. Из двух полученных значений $V_{без}$ (81 и 87 км/ч) выбираем наименьшее (81 км/ч) и, округляя его в меньшую сторону до числа, кратного 5, получаем скорость $V_{без}$ равную 80 км/ч.

4. По номограмме рис.2 определяем критическую точку траектории взлета. Из пересечения вертикальной прямой температуры (0° С) с линией высоты (1000 м) проводим горизонтальную прямую до линии сноски. Из пересечения проводим линию вдоль кривых номограммы до пересечения с вертикальной прямой, проведенной через точку 80 км/ч на шкале $V_{без}$. Из полученной точки проводим горизонтальную прямую до пересечения со шкалой $V_к$ и $H_к$ и находим их значения, соответственно равные 63 км/ч и 23 м.

5. По номограмме рис.1.1 Инструкции экипажу определяем предельный вес вертолета в данных условиях (11800 кгс).

6. По номограмме рис. 1 определяем максимально допустимый взлетный вес. На шкале $G_{пред\ H = 20\ м}$ находим точку, соответствующую предельному весу вертолета 11800 кгс. и проводим через нее вертикальную линию до пересечения с горизонтальной прямой, проведенной через точку 80 км/ч на шкале $V_{без}$. Полученное значение веса в точке пересечения 10750 кгс соответствует максимально допустимому весу вертолета.

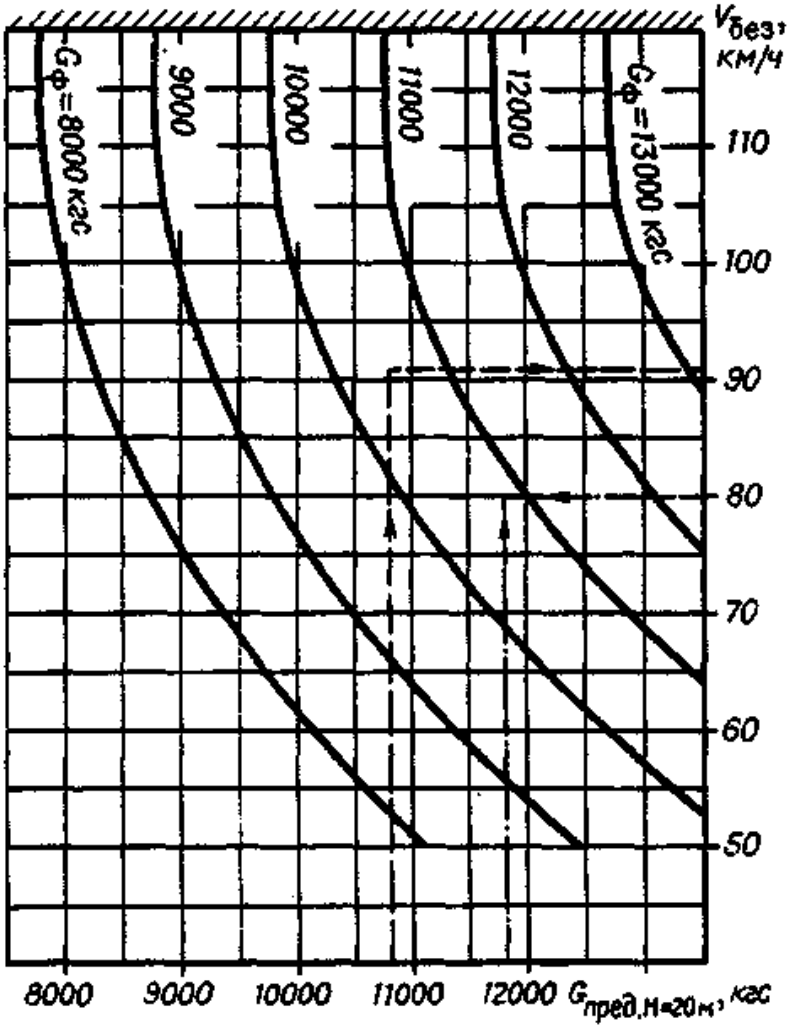
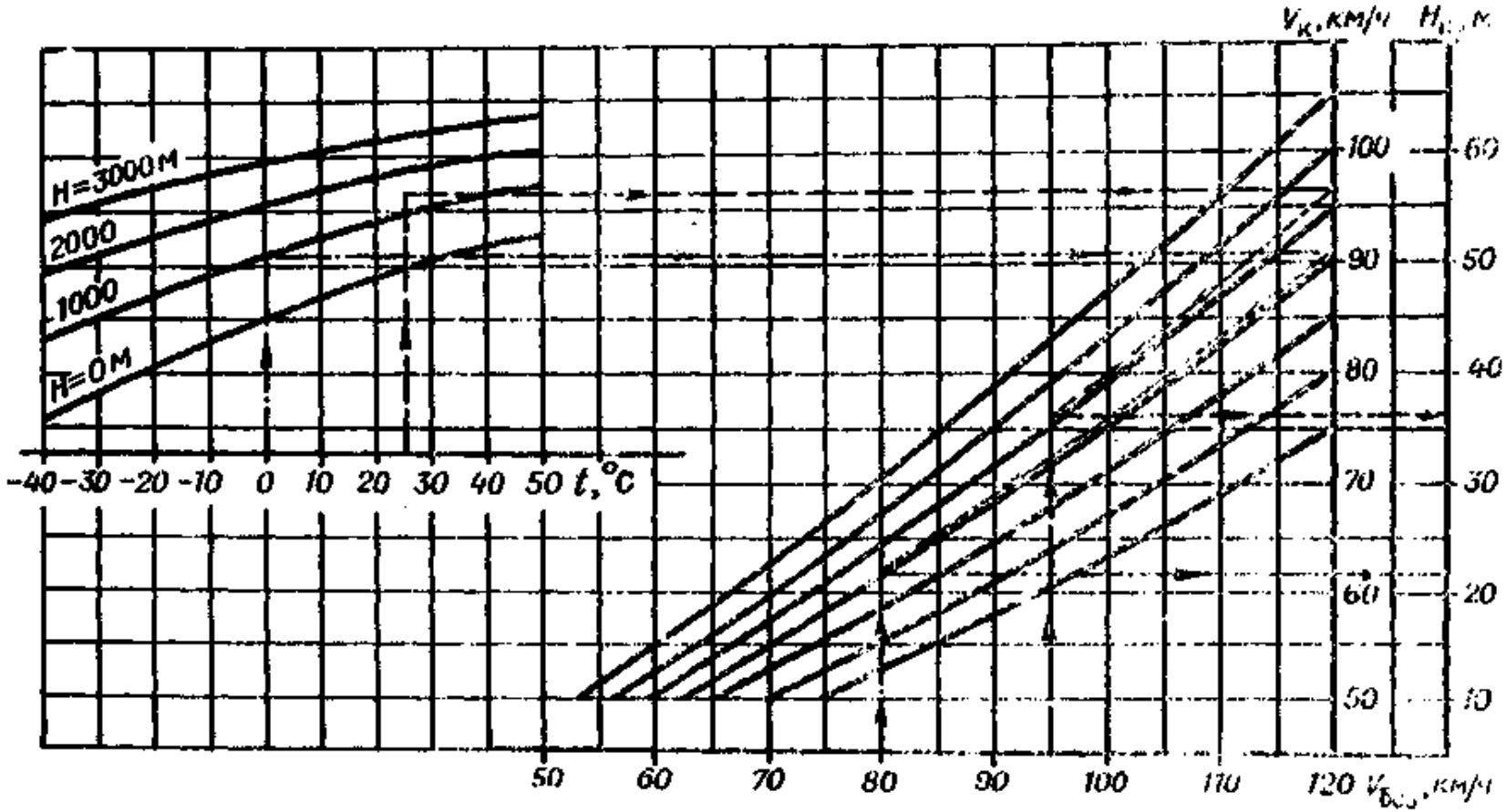


Рис.1 Номограмма для определения скорости $V_{без}$

Рис.2. Номограмма для определения скорости и высоты в критической точке траектории взлёта



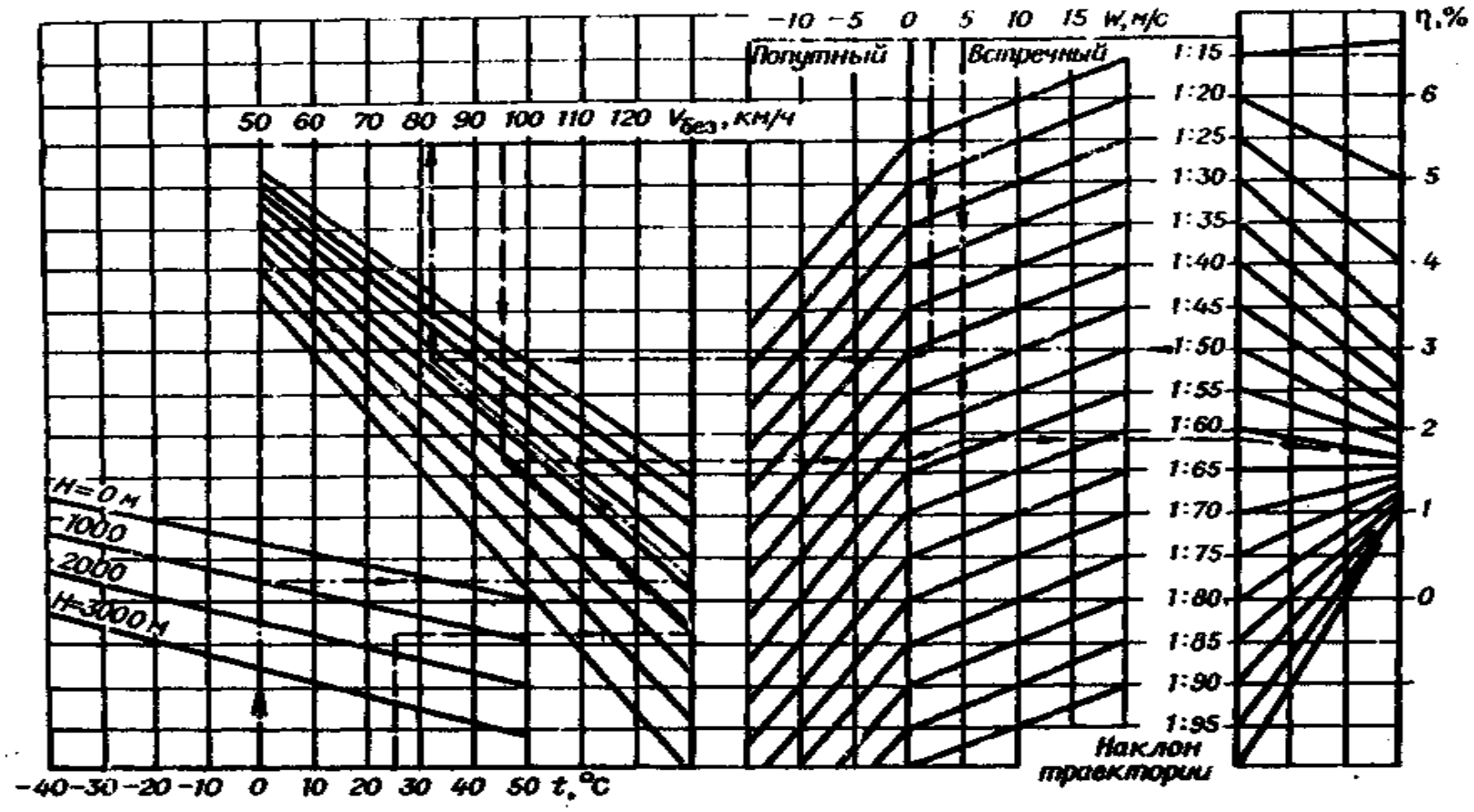


Рис.3. Номограмма для определения наклона траектории и градиента набора высоты с одним работающим на фиксированном режиме двигателем

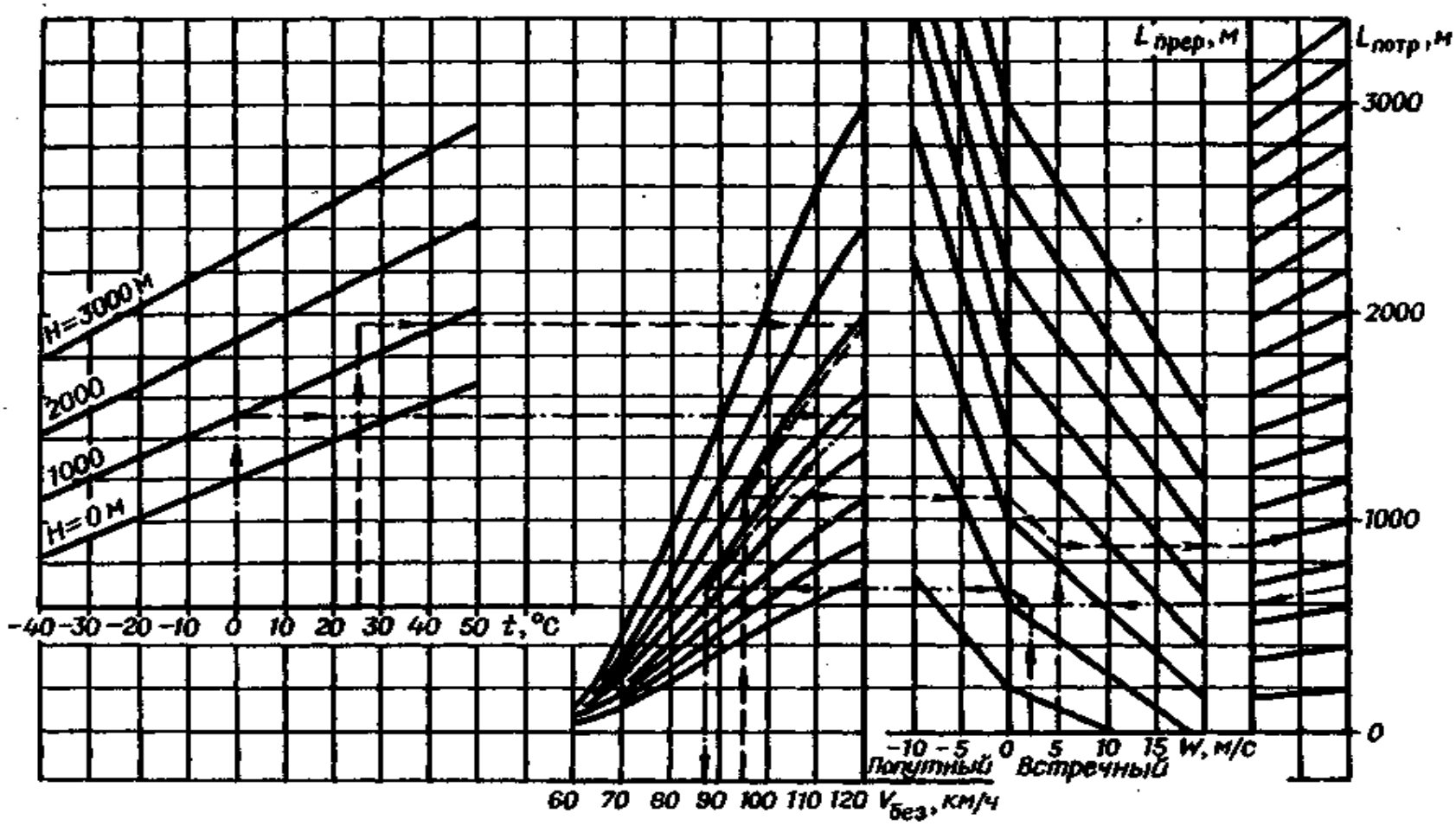


Рис.4. Номограмма для определения потребной дистанции прерванного полёта при отказе одного двигателя в критической точке траектории

ВЫПОЛНЕНИЕ ВЗЛЕТОВ И ПОЛЕТОВ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Взлеты и полеты с одним работающим двигателем разрешается выполнять визуально в простых метеоусловиях в целях эвакуации вертолета с места вынужденной посадки при отказе второго двигателя.

Летные данные

. Практический потолок при полете с одним работающим двигателем:

—4000 м — для взлетного веса 9500 кгс;

—4500 м — для взлетного веса 8500 кгс.

Время набора высоты практического потолка на номинальном режиме работы двигателя и наивыгоднейшей скорости набора (120 км/ч, ПОС выключена):

—27,5 мин — для взлетного веса 9500 кгс:

—26,5 мин — для взлетного веса 8500 кгс.

2. Горизонтальный полет вертолета обеспечивается в диапазоне скоростей, указанном в табл.1.

3. Предельный взлетный вес вертолета при взлете и посадке по-вертолетному определять по номограммам рис.5 и 6. При взлетах по-самолетному с разбегом на трех опорах шасси и с разбегом на носовом колесе величину предельного взлетного веса, определенного по номограмме рис. 6, увеличивать на 300 и 600 кгс соответственно.

4. Минимальные размеры рабочей площадки для взлетов и посадок с предельным весом на высотах до 1500 м:

—50Х50 м — по-вертолетному, при отсутствии препятствий на подходах;

—50Х200 м — по-вертолетному, при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки;

—50Х160 м — по-самолетному, при отсутствии препятствий на подходах:

—50Х320 м — по-самолетному, при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки;

—50Х220 м — с разбегом на носовом колесе при отсутствии

препятствий:

—50Х450 м — с разбегом на носовом колесе при наличии препятствий высотой 10 м на границе площадки.

5. Расчет дальности и продолжительности полета вертолета производить в соответствии с подразд. 1.5 ИЭ.

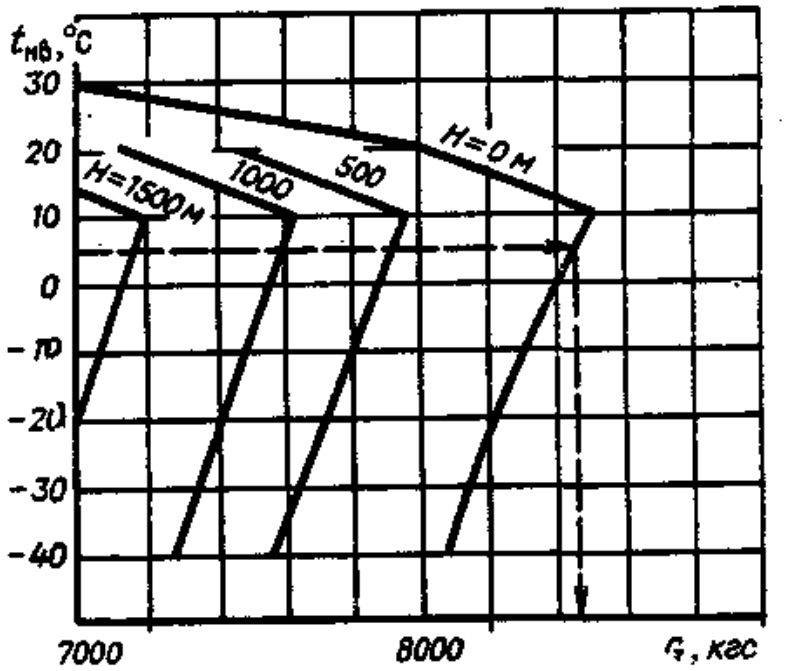


Рис.5. Номограмма для определения предельного веса вертолёта при взлёте и посадке по-вертолётному с одним работающим на форсированном режиме двигателем без использования влияния земли (высота висения 20 м)

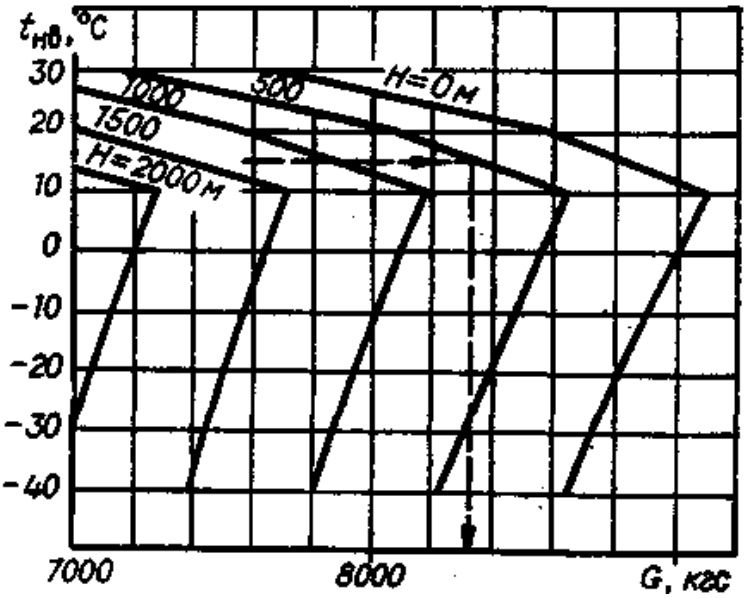


Рис.6. Номограмма для определения предельного веса вертолёта при взлёте и посадке по-вертолётному с одним работающим на форсированном режиме двигателем с использованием влияния земли (высота висения 3 м)

При выполнении инженерно-штурманского расчета дальности и продолжительности полета использовать данные, приведенные в табл. 2 и 3.

Таблица 1

Диапазон скоростей горизонтального полета вертолета с одним работающем двигателем, км/ч

Высота, м	Взлётный вес, кгс	
	2500-8500	менее 8500
До 1000	220-60	220-60
2000	190-60	200-60
3000	165-60	180-60
4000	120-80	170-60
4500	-	140-80

Таблица 2

Расход топлива, путь и время при взлёте и наборе высоты, при снижении и посадке

Высота, м	При наборе высоты			При снижении		
	G, кгс	*L*, км	*t*, мин	*G*, кгс	*L*, км	*t*, мин
100	15	1	1	10	0,6	0,6
500	75	8	4,5	20	7	4

Примечание. Расход топлива при запуске, прогреве двигателя и рулении на старт 20 кгс за 4 мин (по 5 кгс в минуту).

Подготовка к полету

1. Перед принятием решения о подготовке вертолета к взлету с одним работающим двигателем экипажу осмотреть вертолет в объеме контрольного осмотра. Особое внимание обратить на поврежденный и исправный двигатели. При этом убедиться в целости топливных трубопроводов между расходным баком и перекрывным краном поврежденного двигателя.

2. *Командиру экипажа:*

—принять решение о подготовке вертолета к взлету по результатам осмотра;

—определить по номограммам рис.5 и 6 предельный взлетный вес вертолета для взлета с одним работающим двигателем в фактических условиях;

—получить доклад от летчика-штурмана о необходимом для перелета запасе топлива, фактическом весе и центровке вертолета после посадки;

—определить совместно с летчиком-штурманом количество сливаемого топлива, а также перечень съемного оборудования и

агрегатов вертолета, демонтаж которых необходим для обеспечения предельного взлетного веса;

—распределить между членами экипажа порядок работ по сливу топлива и демонтажу съемного оборудования и агрегатов вертолета;

—произвести совместно с бортовым техником осмотр вертолета в объеме контрольного после завершения работ по уменьшению веса вертолета.

Обеспечение веса вертолета, необходимого для взлета с одним работающим двигателем, производить в первую очередь за счет слива избыточного топлива. Если за счет слива топлива невозможно обеспечить предельный взлетный вес или невозможно произвести слив топлива, то демонтировать съемное оборудование и в последнюю очередь снять рекомендуемые агрегаты вертолета.

Справочные данные по весу и центровке вертолета, перечню оборудования и агрегатов, демонтаж которых разрешен в целях уменьшения взлетного веса, приведены в табл. 4 и 5.

3. *Летчику-штурману:*

—определить местонахождение вертолета;

—определить маршрут перелета с места вынужденной посадки и минимально необходимый запас топлива;

—определить расчетным путем фактические вес и центровку вертолета.

П р и м е ч а н и е. Наличие топлива в подвесных баках приводит к смещению центровки вертолета вперед. Момент увеличивается на 22 кгс·м на каждые 100 кгс топлива, что соответствует смещению центровки вперед на 3 мм;

—доложить командиру экипажа о полученных расчетных данных;

—при определении количества сливаемого топлива, демонтируемого съемного оборудования и агрегатов вертолета произвести расчет центровки и веса вертолета;

—произвести совместно с бортовым техником демонтаж агрегатов, определенных командиром экипажа.

4. *Бортовому технику:*

—определить на месте посадки возможность слива топлива в грунт и доложить командиру экипажа;

—оказать помощь летчику-штурману в расчете взлетного веса вертолета и его центровки;

—произвести слив топлива и демонтаж агрегатов, определенных командиром экипажа;

– произвести осмотр вертолета в объеме контрольного.

Таблица 3

Километровый *q* и часовой *Q* расходы топлива при полёте на скоростях наибольшей дальности с одним работающим двигателем

Высота, м	Скорость наибольшей дальности полёта, км/ч		Полётный вес, кгс							
			7000		8000		9000		10000	
	приборная	ведущая	*q*, кгс/км	**Q, *кгс/ч***	*q*, кгс/км	**Q, *кгс/ч***	*q*, кгс/км	**Q, *кгс/ч***	*q*, кгс/км	**Q, *кгс/ч***
100	210	213	2,209	460	2,243	467	2,277	475	2,311	482
500	200	208	2,211	446	2,219	448	2,227	450	2,235	451
1000	190	203	2,101	412	2,108	413	2,115	415	2,149	421
2000	170	192	1,892	346	1,897	347	1,942	355	2,045	374
3000	150	179	1,690	309	1,742	319	1,846	338	1,950	357

Примечание: Частота вращения несущего винта 95%.

Таблица 4

Перечень агрегатов, демонтаж которых допустим в целях уменьшения веса вертолёта

Наименование	Вес, кгс	Момент, кгс м	Время демонтажа, мин
1.Входная дверь	16	48,0	1
2.Огнетушитель ОУ-2 (2 шт.)	13	6	2
3. ДИСС-15	56	-236	10
4.Радиостанция «Ядро»	21	-42	5
5.Радиокомпас АРК-9 (блоки)	20	63	5
6. Радиокомпас АРК-УД (блоки)	20	-34	5
7.Грузовые створки с сиденьями десантников, баллоном НГ и ракетницей	101	-292	20
8.Капоты двигательного, редукторного, вентиляторного и концевого отсеков	108	67	40
9.Топор (2 шт)	2,5	1,5	2
10.Токосъёмник ПОС НВ	29	0	30
11. Фары	19	98	20
12.Внутренняя отделка кабины экипажа и кабины пилотов	74	74	80
13.Автопилот (блоки)	34	98	40
14.Курсовая система ГМК-1А (блоки)	12	40	25
15.Дверь в кабину экипажа	5	16	10
16.РИ-65	7	25	15
17.ДП-А-1 (блоки)	4	14	10
18.РВ- (блоки)	11	-43	30
19.Обогреватель КО-50 с капотом	62	147	90
20. Приборы контроля ПОС	9	30	30
21. Хвостовая опора	5,5	-58	20
22. МС-61 (блоки)	3	-12	15
23. Выключатель коррекции	3	10	15
24.Сирена С-1 с креплением	1,5	5	10
25.Обтекатель концевой балки	3,0	-34,5	60
26.Подвесные баки с креплением	100	20	-
27.Сиденье правого лётчика	12	50	10
28.Сиденье бортового техника	4	15	10

П р и м е ч а н и я: 1.Вес приведённых агрегатов входит в вес пустого вертолёта.

2. В таблице приведены значения весов агрегатов и их моментов, а также времени, потребного для их демонтажа.
3. Демонтаж агрегатов по пп. 1-12 обеспечивает уменьшение веса вертолёта на 480 кгс; время демонтажа тремя членами экипажа – 2,5 ч.
4. Демонтаж агрегатов по пп. 1-25 обеспечивает уменьшение веса вертолёта на 160 кгс, время демонтажа тремя членами экипажа – 2,5 ч.
5. Демонтаж агрегатов по пп. 26-28 обеспечивает уменьшение веса

вертолёта на 116 кгс, при этом требуются значительные трудозатраты для демонтажа подвесных баков.

6. При демонтаже агрегатов необходимо учитывать изменение полётных центровок, с тем чтобы они не выходили за допустимые пределы.

Таблица 5

Взлётный вес и центровка вертолёта в наиболее типичных конфигурациях при взлёте на одном двигателе

Вариант конфигурации	Установленное съёмное оборудование	Демонтированные агрегаты по перечню (табл.4)	Вес вертолёта, кгс	Координата центра тяжести вертолёта, м
1	Спецплиты, ПКТ (носовой и кормовой), НСВТ (2 шт), ЛПГ-150М, ЭВУ спецфермы, Л-166В		9080	0,147
2	Л-166В, спецплиты (полный комплект)		8355 (8175)	0,23 (0,149)
3	Л-166В, спецплиты в грузовых створках		8030 (7850)	0,029 (-0,06)
4	Л-166В		7946 (7766)	0,063 (-0,026)
5	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-12	7456 (7276)	0,095 (0,029)
6	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-25	7297 (7117)	0,064 (-0,003)
7	Л-166В	Агрегаты по пп. 1-28	7197 (7017)	0,062 (-0,006)

Примечания:1.Во взлётный вес вертолёта включены: экипаж (3 чел.), топливо в расходном баке (330 кгс), вес масла и невырабатываемого остатка топлива, вес пустого вертолёта.

3. В скобках указаны взлётный вес и центровка вертолёта с одним лётчиком.

—

Осмотр и предполетная подготовка кабины экипажа

1. Осмотр и предполетную подготовку кабины экипажа про-

изводить в соответствии с подразд. 3.3 ИЭ.

2. В случае демонтажа агрегатов в целях уменьшения взлетного веса включать АЭС систем, агрегаты которых демонтированы, **запрещается.**

Во избежание срабатывания огнетушителей первой (автоматической) очереди системы пожаротушения из-за задува выхлопных газов двигателя на датчики системы при демонтированных капотах двигательного и редукторного отсеков включать только АЭС второй (ручной) очереди, а АЭС первой очереди должны быть выключены.

3. Открывать перекрывной кран неисправного двигателя **запрещается.**

4. В случае необходимости пилотирования вертолета одним летчиком подготовку кабины экипажа производить командиру экипажа и бортовому технику.

Бортовому технику покинуть вертолет с разрешения командира экипажа только после запуска двигателя, его прогрева, включения генераторов и проверки систем и оборудования вертолета.

Особенности выполнения полета

1. Взлет и полет с одним работающим двигателем с места вынужденной посадке могут осуществляться как полным составом экипажа вертолета, так и одним летчиком (в случаях если уменьшение веса вертолета за счет слива топлива, демонтажа съемного оборудования и агрегатов не достаточно для обеспечения взлета вертолета).

2. Взлет, полет и посадку вертолета производить в соответствии с разд. 4 ИЭ.

3. Для полного использования в полете располагаемой мощности двигателя перед взлетом перевести РРУД работающего двигателя вверх до упора, при этом горит табло ФОРСАЖ ВКЛЮЧЕН.

4. В случае демонтажа с вертолета части пилотажно-навигационного и радиооборудования (ДИСС-15, ГМК-1А, АРК-9, РВ-3) вертолетовождение осуществлять визуально, используя показания магнитного компаса КИ-13. При отсчете показаний по магнитному компасу крен и тангаж вертолета не должны превышать 10°.

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ДОПОЛНЕНИЙ

Номер Дополнения	Номер листов (страниц)		Всего листов (страниц) в Дополнении	Входящий номер и дата	Подпись	Дата
	новых	изъятых				

Номер Дополнения	Номер листов (страниц)		Всего листов (страниц) в Дополнении	Входящий номер и дата	Подпись	Дата
	новых	изъятых				

Номер Дополнения	Номер листов (страниц)		Всего листов (страниц) в Дополнении	Входящий номер и дата	Подпись	Дата
	новых	изъятых				

ОГЛАВЛЕНИЕ

Р А З Д Е Л 1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЕТЕ 7

1.1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАДАЧАХ, РЕШАЕМЫХ НА ВЕРТОЛЕТЕ 7
1.2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ 8
1.3. ОСНОВНЫЕ ВАРИАНТЫ ЗАГРУЗКИ И ЗАПРАВКИ ВЕРТОЛЕТА. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ ВЕРТОЛЕТА РАСЧЕТОМ 9
1.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА 9
1.5. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ. РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА 15

Р А З Д Е Л 2 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ 46

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ 46
2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКАМ 46
2.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ 46
2.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЛЕТНЫМ ДАННЫМ 47
2.5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ 51
2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЯМ И РЕДУКТОРАМ 52
2.7. ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В 55

Р А З Д Е Л 3 ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ 56

3.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 56
3.2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР ВЕРТОЛЕТА 56
3.3. ОСМОТР И ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА 61
3.4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В И ДВИГАТЕЛЕЙ ТВ3-117МТ 65
3.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В 68
3.6. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВ3-117МТ 68
3.7. ПРОГРЕВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ 73
3.8. ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 76
3.9. ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ 82
3.10. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 86
3.11. ОСМОТР ВЕРТОЛЕТА ПОСЛЕ ОПРОБОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ 87
3.12. ЭКСТРЕННЫЙ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ 88
3.13. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117МТ 88
3.14. ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ 89

Р А З Д Е Л 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА 90

4.1. ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ И РУЛЕНИЕ 90
4.2. ВИСЕНИЕ 92
4.3. ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И ПОДЛЕТЫ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ 94
4.4. ВЗЛЕТ 95
4.5. НАБОР ВЫСОТЫ 99
4.6. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ 101
4.7. ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА 102
4.8. СНИЖЕНИЕ 104
4.9. СНИЖЕНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА 106
ДОПОЛНЕНИЕ К ИНСТРУКЦИИ ЭКИПАЖУ МОСКВА 1989г. 107
4.10. ПОСАДКА 111
4.11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ 114
4.12. ПОСАДКА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ 114
4.13. ПОЛЕТ С АВТОПИЛОТОМ 119
4.14. ОКОНЧАНИЕ ПОЛЕТА 121
4.15. ПОЛЕТ НА ПОИСК ПОТЕРПЕВШИХ БЕДСТВИЕ 121
4.15А. ВЫПОЛНЕНИЕ ВИЗУАЛЬНОГО ДОПОИСКА ОБЪЕКТОВ| В НОЧНЫХ УСЛОВИЯХ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ| БОРТОВЫМ ПРОЖЕКТОРОМ ИЗ КОМПЛЕКСА "ЗОРЬКА" 122
4.16. ПОЛЕТ (ВИСЕНИЕ) НАД БЕЗОРИЕНТИРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ С

ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15.....124
4.17. ПОЛЕТ НОЧЬЮ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ.....125
4.18. ПОЛЕТ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ДНЕМ И НОЧЬЮ.....127
4.19. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ МЕТОДОМ БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКИ.....131
4.20. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ МЕТОДОМ ОТВОРОТА НА РАСЧЕТНЫЙ УГОЛ.....136
4.21. ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЧЕСКОГО РАДИОПЕЛЕНГАТОРА.....138
4.22. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.....142
4.23. ПОЛЕТЫ В ГОРАХ.....145
4.24. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА НА ПЛОЩАДКАХ СО СНЕЖНЫМ (ПЫЛЬНЫМ) ПОКРОВОМ.....155
4.25. ВЕРТОЛЕТОВОЖДЕНИЕ.....158
4.26. ВЫПОЛНЕНИЕ ПИЛОТАЖА.....175
4.27. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ.....182
4.28. ПРОВЕРКА ФОРСИРОВАННОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117 В ПОЛЕТЕ.....183

РАЗДЕЛ 5 ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ.....185

5.1. ПЕРЕВОЗКА ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ ВНУТРИ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ.....185
5.2. ПЕРЕВОЗКА ОПАСНЫХ ГРУЗОВ.....187
5.3. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ.....187
5.4. ПОЛЕТЫ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ.....188
5.5. ПОДЦЕПКА ГРУЗА ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА.....190
5.6. ПОДЦЕПКА ГРУЗА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ.....192
5.6А. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ВОДОСЛИВНЫМ УСТРОЙСТВОМ (ВСУ) НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ.....194
5.7. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ НОЧЬЮ.....198
5.7А. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВКИ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ВЕРТОЛЕТА РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М, Р4С, БОЧЕК НА ПОДДОНЕ ПА-5,6 С ГОРЮЧИМ И РАКЕТНЫМ ТОПЛИВОМ И ПУСТЫХ РЕЗЕРВУАРОВ РА-2М,-Р-4С, Р-6, Р-8.....199
5.8. ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВОЙ СТРЕЛЫ С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М ПЕРЕД ПОЛЕТОМ.....202
5.8А. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНОГО КАТЕРА «БАРС».....203
5.8Б. ОСОБЕННОСТИ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ ТИПОВЫХ КОНТЕЙНЕРОВ 8Ф14, ЗЯК8-2, ЗЯК11-1, РТ85, РТ150, РТ177, 9Я252, ТТ75, ТТ76, ТТ711, АТ431, АТ438, АТ439, 2Щ8 СО СПЕЦИЗДЕЛИЯМИ.....206
5.9. ПОДЪЕМ ЧЕЛОВЕКА (ГРУЗА) НА БОРТ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОГО ГРУЗОПОДЪЕМНОГО УСТРОЙСТВА С ЛЕБЕДКОЙ ЛПГ-150М 212
5.10. ВЫПОЛНЕНИЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ ПРЫЖКОВ ИЗ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА.....214

Р А З Д Е Л 6 ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ.....227

6.1. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....230
6.2. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПОСАДКА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА.....236
6.3. ПОЖАР НА ВЕРТОЛЕТЕ.....239
6.4. НЕИСПРАВНОСТИ РЕДУКТОРОВ.....241
6.5. НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ (САР) ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.....242
6.5А. ВЫХОД ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400).....244
6.6. ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.....245

6.7. ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ 245
6.7А. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ. ИЛИ СТРУЖКА ПР. ДВИГ. (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ СИГНАЛИЗАТОРОМ СТРУЖКИ СС-78 В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЕЙ) 245
6.8. НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ (ПОМПАЖ) 246
6.9. ОТКАЗ ОГРАНИЧИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ 246
6.10. ОТКАЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ (ПОДКАЧИВАЮЩЕГО И ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ) 247
6.11. ЗАГОРАНИЕ СВЕТОВОГО ТАБЛО ОСТАЛОСЬ 300 Л 248
6.11.А. ЗАЕДАНИЕ ПОПЛАВСКОГО КЛАПАНА В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ 248
6.12. ОТКАЗ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ 249
6.13. ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ 250
6.13А. ПОРЫВ ДИАФРАГМЫ ОДНОГО ИЗ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ (ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ВЫПОЛНЕННОЙ ДОРАБОТКОЙ ПО РАЗДЕЛЕНИЮ ГАЗОВЫХ ПОЛОСТЕЙ СПАРЕННЫХ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ) 251
6.14. ЗЕМНОЙ РЕЗОНАНС 251
6.15. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПРЕВЫШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА 252
6.15А САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВПРАВО ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ 252
6.15Б. ПОТЕРИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИ ПОЛЁТАХ В ОБЛАКАХ ИЛИ НОЧЬЮ 253
6.16. НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НИЖЕ МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ 254
6.16.А. ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО 255
6.17. ПОЯВЛЕНИЕ НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ В ПОЛЕТЕ 256
6.18. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И ВЫПРЯМИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ 258
6.19. ОТКАЗ АВТОПИЛОТА 262
6.20. ОТКАЗ ЛЕВОГО АВИАГОРИЗОНТА 263
6.21. ОТКАЗ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ 263
6.22. ОТКАЗ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА 263
6.23. ОТКАЗ ЛЕВОГО УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ 264
6.24. ОТКАЗ РАДИОСТАНЦИИ Р-860 265
6.25. ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА АРК-9 265
6.26. ПОТЕРЯ РАДИОСВЯЗИ 266
6.27. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ 266
6.28. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНЫХ УПОРОВ УПРАВЛЕНИЯ 267
6.28.А. САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ВЛЕВО ПРИ ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ ПО-ВЕРТОЛЁТНОМУ 267
6.29. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ ВЕРТОЛЕТА В ПОЛЁТЕ 270
6.30. ПРАВИЛА ВЫНУЖДЕННОГО ПОКИДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ 273
6.31.РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕЙСТВИЯМ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ ПРИВОДНИВШЕГОСЯ ВЕРТОЛЕТА 273

Р А З Д Е Л 7 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ 276

7.1. ПРОВЕРКА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ 276
7.2. ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ 280
7.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ 291
7.4. АСТРОКОМПАС 293
7.5. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН ВЕРТОЛЕТА 294
7.6. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА 295
7.7. ПРИМЕНЕНИЕ ДОПЛЕРОВСКОЙ АППАРАТУРЫ ДИСС-15 296
7.8. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОГО УПОРА 297
7.9. ПОРЯДОК ВКЛЮЧЕНИЯ И ПРОВЕРКИ СОСТОЯНИЯ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ 298
7.10. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В 299

Р А З Д Е Л 8 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА. РАБОТА И ВЗАИМОСВЯЗЬ СИСТЕМ.....302

8.1. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА 302
8.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ 303
8.3. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА 309
8.4. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.....313
8.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА.....319
8.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА 319
8.7. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ.....325
8.8. СИСТЕМА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ.....326
8.9. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА.....329
8.10. СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ 329
8.11. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....332
8.12. САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 335
8.13. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....335
8.14. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ В НЕЙ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ 339
8.15. ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО 343
8.16. БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....344
8.17. СИСТЕМА ЗАПУСКА.....345
8.18. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР И ТРАНСМИССИЯ.....346
8.19. ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ МАСЛОСИСТЕМ И ПОЯСНЕНИЕ СМЫСЛА УСТАНОВЛЕННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ.....352
8.20. СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ 354
8.21. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ 355
8.22. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 359
8.23. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....360
8.24. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 374
8.25. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12ДМ 378
8.25А. БЛОК СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БСГО-400.....379
8.26. РЕНТГЕНОМЕТР ДП-3А-1.....379
8.27. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....380

Р А З Д Е Л 9 ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКА ПОЛЕТА 392

9.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЕРТОЛЕТА 392
9.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА.....395
9.3. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ.....399
9.4. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА 404
9.5. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА 418
9.6. МАНЕВРЕННОСТЬ ВЕРТОЛЕТА.....419
9.7. ПРИЧИНЫ И СУЩНОСТЬ УСТАНОВЛЕННЫХ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА ОГРАНИЧЕНИИ.....421
9.8. ПОЯСНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТЧИКУ ПО ДЕЙСТВИЯМ ПРИ ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ 424
9.9. КОЛЕБАНИЯ ВЕРТОЛЕТА.....428
ПРИЛОЖЕНИЯ.....430
ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ДОПОЛНЕНИЙ.....449

Под наблюдением *В.Н. Корыгина*
Редактор *Л.В. Резниченко*
Технический редактор *Г.В. Дьякова*
Корректор *Н.Б. Кузнецова – Морева*
Сдано в набор Подписано в печать
Формат Печ.л. Усл. печ. л. Усл. кр. отт.
Уч.-изд. л.
Изд. № Зак.