

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ ТВ2-117А (АГ)

2. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.1 ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.2 ВНЕЗАПНЫЙ ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.3 ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.4 ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

2.5 ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ С КОРОТКИМ ПРОБЕГОМ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

2.6 ВЫКЛЮЧЕНИЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

2.7 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

2.8 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРЕКРАТИТЬ

2.9 АВАРИЙНОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

3. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ТВ2-117АГ

3.1 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ КОМПРЕССОРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

3.2 ДЕФЕКТЫ, НАРУШАЮЩИЕ РАБОТУ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

3.3 НЕИСПРАВНОСТИ ТУРБИН И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

3.4 УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ВЫХЛОПНОГО УСТРОЙСТВА

3.5 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

3.6 ЗАПРАВКА МАСЛОСИСТЕМЫ

3.7 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

3.8 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

3.9 НЕИСПРАВНОСТИ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

3.10 ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ГИДРОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ
ТВ2-117АГ

3.11 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

4. ТЕХНОЛОГИЯ РАБОТЫ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ
СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА МИ -8Т

4.1 ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА СКОРОСТИ С ЗАПАСОМ ВЫСОТЫ

4.2 ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

4.3 ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

4.4 ПОЯВЛЕНИЕ В ПОЛЕТЕ ПОСТОРОННЕГО ШУМА ХЛОПКОВ
РЫВКОВ ТРЯСКИ ВЕРТОЛЕТА

4.5 ЗАГОРАНИЕ СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО «СТРУЖКА В ЛЕВОМ
ДВИГАТЕЛЕ» СТРУЖКА В «ПРАВОМ ДВИГАТЕЛЕ»

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

5.1 АНАЛИЗ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ ЗА 7 ЛЕТ В ПЕРИОД С
2000 ПО 2007 ГОД

5.2 КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ФАКТОВ АП
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

ВВЕДЕНИЕ

ЦЕЛЬ ДИПЛОМНОЙ РАБОТЫ:

В данной дипломной работе мне предстоит разобрать силовую установку, ознакомиться с ее особенностями. Описать отказ (выключение) одного двигателя в полете, особенности летной и технической эксплуатации, технологию работы членов экипажа в особых случаях полета.

НАЗНАЧЕНИЕ, КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т

Вертолет Ми-8 предназначен для перевозки пассажиров, багажа, грузов и почты в труднодоступной местности, а также для проведения специальных авиационных работ в различных отраслях народного хозяйства. По весовой категории вертолет Ми-8 относится к вертолетам 1 класса. Вертолет спроектирован по одновинтовой схеме с пятилопастным несущим и трехлопастным рулевым винтами. На вертолете установлены два турбовинтовых двигателя ТВ2-117АГ с взлетной мощностью 1100 кВт (1500 л.с.) каждый, что обеспечивает возможность посадки вертолета при отказе одного из двигателей.

Вертолет эксплуатируется в двух основных вариантах: пассажирском Ми-8П и транспортном Ми-8Т

Силовая установка является источником энергии для привода несущего и рулевого винтов, а также агрегатов систем вертолета и двигателей. Она состоит из двух газотурбинных двигателей ТВ2-117АГ, систем и устройств, обеспечивающих их работу.

Двигатели установлены на потолочной панели центральной части фюзеляжа впереди главного редуктора симметрично относительно продольной оси вертолета. Каждый из двигателей имеет мощность 1100 кВт и работает независимо один от другого.

Для обеспечения высокой надежности работы и противопожарной безопасности, поддержания оптимального температурного режима двигателей и защиты их от влияния атмосферных явлений на вертолете

установлены следующие системы и устройства: топливная и масляная системы, система воздушного охлаждения, пылезащитное устройство, система пожаротушения, капоты двигателей и главного редуктора. Пассажирский вариант вертолета предназначен для межобластных и местных перевозок пассажиров, багажа, почты и малогабаритных грузов. Он рассчитан на перевозку 28 пассажиров. Транспортный вариант предусматривает перевозку грузов массой до 4000 кг или 24 служебных пассажиров. По желанию заказчика пассажирский салон вертолета может быть оборудован в салон с повышенным комфортом на 11 или 7 пассажиров.

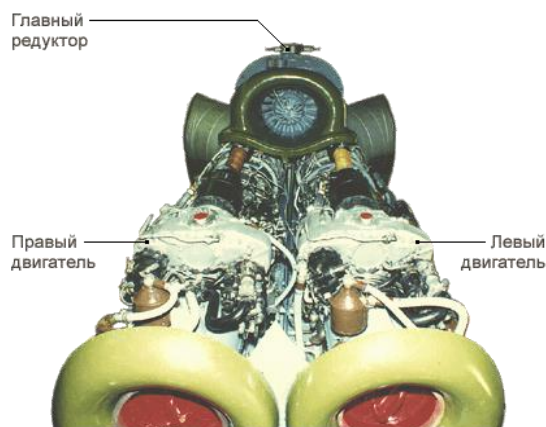
Вертолет Ми-8П может быть переоборудован в транспортный, санитарный варианты, а также варианты с увеличенной дальностью (перегоночный) и с внешней подвеской грузов.

Транспортный вариант так же, как и пассажирский, при необходимости переоборудуется в санитарный, перегоночный варианты и вариант с внешней подвеской грузов. Вертолет в санитарном варианте может перевозить 12 лежащих больных и сопровождающего медработника. Вертолет с внешней подвеской грузов перевозит крупногабаритные грузы массой до 3000 кг вне фюзеляжа.

Перегоночный вариант вертолета необходим для выполнения полетов с увеличенной дальностью (от 620 до 1035 км). В этом случае в грузовую кабину вертолета за счет коммерческой нагрузки устанавливают один или два дополнительных топливных бака. Существующие варианты вертолета снабжены электролебедкой, позволяющей с помощью бортовой стрелы поднимать (опускать) на борт вертолета грузы массой до 150 кг, а также при наличии полиспаста затягивать в грузовую кабину грузы массой до 2600 кг.

Экипаж вертолета состоит из двух пилотов и бортмеханика.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ ТВ2-117А (АГ)



Турбовальный двигатель ТВ2-117АГ устанавливается на вертолете Ми-8. Силовая установка вертолета состоит из двух двигателей ТВ2-117АГ и главного редуктора ВР-8А.

Правый и левый двигатели взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка. На вертолете двигатели подсоединены к одному главному редуктору, который передает суммарную мощность двигателей несущему и хвостовому винтам.

Особенностью конструкции ТВ2-117АГ является наличие в нем свободной турбины (турбины винта), мощность которой, передаваемая редуктору, составляет эффективную мощность двигателя. Свободная турбина кинематически не связана с турбокомпрессорной частью двигателя. Эта особенность обеспечивает ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ двигателя: позволяет получать требуемую частоту вращения вала несущего винта вертолета независимо от частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя; облегчает раскрутку турбокомпрессора при запуске двигателя, позволяет получать оптимальный расход топлива при различных условиях эксплуатации двигателя; исключает необходимость использования фрикционной муфты (муфты включения) в силовой установке вертолета. Силовая установка вертолета имеет систему автоматического поддержания частоты вращения несущего винта с синхронизацией мощности

обоих двигателей, двигатели ТВ2-117А с 1984 г. выпускаются с графитовым уплотнением узла II опоры ротора турбокомпрессора вместо контактно-кольцевого. Двигатели с указанным изменением имеют условное обозначение ТВ2-11АГ и по своим техническим параметрам и эксплуатации не отличаются от двигателей ТВ2-117А.

Основные характеристики двигателя ТВ2-117А (АГ):

- Тип двигателя ... ***турбовинтовой, со свободной турбиной***
- Направление вращения ***левое***
- Частота вращения свободной турбин. ***12000 об/мин (100 %)***
- Мощность на выходном валу (взлетный режим).... ***1500 л.с.***
- Сухая масса ***не более 334 кг + 2%***
- Длина с агрегатами и выхлопным патрубком ... ***не более 2843 мм***
- Ширина ***не более 550 мм***
- Высота ***не более 748 мм***

2. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

2.1 ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ

Под отказом двигателя понимаются случаи самопроизвольной полной или частичной потери мощности, а также случаи нарушения работоспособности силовой установки, требующие либо аварийного, либо нормального (с режима малый газ) выключения двигателя, либо уменьшения режима работы двигателя.

Полная потеря мощности одного двигателя в полете сопровождается:

- резким изменением характера шума от работы двигателей;
- изменением углового положения вертолета (пикированием, а также разворотом и креном вправо) с уменьшением высоты полета, вызванным уменьшением частоты вращения несущего винта;
- уменьшением частоты вращения турбокомпрессора, температуры газа, давления топлива и масла на входе в двигатель.

При отказе (выключении) одного двигателя автоматика выводит работающий двигатель на повышенный режим работы вплоть до взлетного в зависимости от величины шага несущего винта, выдерживаемой пилотом, и соответствующей ей частоты вращения несущего винта. Автопилот в этом случае стабилизирует или демпфирует изменения углового положения вертолета. Такая работа автоматики значительно уменьшает вызванное отказом двигателя падение частоты вращения несущего винта и разбалансировку вертолета, облегчает пилотирование, однако не исключает принятия пилотом энергичных мер по установлению наивыгоднейших режимов полета вертолета с отказавшим двигателем.

При частичном отказе одного из двигателей, когда происходит постепенное падение мощности, система автоматического поддержания частоты вращения несущего винта обеспечивает в начале отказа сохранение

частоты вращения в заданном диапазоне. Поэтому такой вид отказа двигателя по "поведению" вертолета, как правило, не может быть обнаружен.

Пилот о таком виде отказа может судить по отклонениям от нормы параметров работы одного из двигателей (уменьшение частоты вращения ротора турбокомпрессора или понижение температуры газа перед турбиной и др.).

2.2 ВНЕЗАПНЫЙ ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ

В этом случае уменьшением общего шага на 1-3°С не допустить падения оборотов $N_{нв}$ ниже 89% (допускается кратковременное падение $N_{нв}$ до 80% в момент отказа). Далее :

- определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал. И выключить его. Закрыв соответствующий стоп-кран;
- перевести РРУ работающего двигателя в крайнее верхнее положение;
- закрыть пожарный кран остановленного двигателя;
- выключить его генератор;
- рычагом шаг-газ установить работающему двигателю взлетный режим ($N_{нв} = 92 - 93\%$) или режим, обеспечивающий продолжение полета.

ПРИМЕЧАНИЕ. В СЛУЧАЕ НЕВОЗМОЖНОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ МОЖНО ИСПОЛЬЗОВАТЬ БЕЗ ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВРЕМЕНИ.

2.3 ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ В ПОЛЕТЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При внезапном отказе в полете одного из двигателей на скорости и с запасом высоты (с резервом времени до перехода на посадку) командиру вертолета необходимо:

- при $V_{пр.}$ более 120 км/ч взятием ручки циклического шага на себя перейти на торможение вертолета с интенсивностью, обеспечивающей выход на полет $V_{пр.}=120-130$ км/ч без потери высоты или с набором высоты;
- отклонением левой педали вперед парировать стремление вертолета к развороту вправо;
- при $V_{пр.}$ менее 120 км/ч незначительным отклонением ручки "ШАГ-ГАЗ" вниз не допускать падение частоты вращения несущего винта менее 89%, а отклонением левой педали вперед и ручки управления на себя и влево парировать стремление вертолета к правому развороту и уменьшению угла тангажа;
- определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал, и выключить его, закрыв соответствующий кран останова;
- перевести рычаг раздельного управления работающего двигателя в крайнее верхнее положение;
- закрыть перекрывной кран топлива остановленного двигателя или
дать команду бортмеханику закрыть перекрывной кран топлива левого, (правого) двигателя;
- установить изменением величины общего шага несущего винта взлетный режим работающему двигателю при частоте вращения несущего винта 92-93 %;
- после стабилизации режима полета изменением общего шага установить режим, соответствующий $V_{пр.}=120-130$ км/ч, уменьшив по возможности режим работы двигателя;
- произвести вынужденную посадку на ближайшем аэродроме (вертодроме) или на площадке, подобранной с воздуха и пригодной для посадки с коротким пробегом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. ЗАПУСК В ПОЛЕТЕ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ, КРОМЕ СЛУЧАЕВ САМОВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

(ДВИГАТЕЛЕЙ) ПРИ ПОЛЕТЕ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ, СИЛЬНОГО СНЕГОПАДА И ДОЖДЯ, В ЭТИХ СЛУЧАЯХ (ЕСЛИ САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ СОПРОВОЖДАЛОСЬ ЛЕГКИМ ХЛОПКОМ В РАЙОНЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕЗ ПОВЫШЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ ВЫШЕ ДОПУСТИМОЙ И БЕЗ ПОСТОРОННЕГО МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ЗВУКА) РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВЕСТИ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ, ДЛЯ ЭТОГО НЕОБХОДИМО ОПРЕДЕЛИТЬ ПО ПОКАЗАНИЯМ ПРИБОРОВ, КАКОЙ ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫКЛЮЧИЛСЯ, ЗАКРЫТЬ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ КРАН ОСТАНОВА, А РЫЧАГ РАЗДЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕВЕСТИ НА НИЖНИЙ УПОР И ПРОИЗВЕСТИ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.

2. ПРИ НЕВОЗМОЖНОСТИ БЕЗОПАСНОГО ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ РАЗРЕШАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ДО ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ.

3. ВРЕМЯ НЕПРЕРЫВНОЙ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ НЕ БОЛЕЕ 6 МИН, ДОПУСКАЕТСЯ НАРАБОТКА ДО 60 МИН, ПОСЛЕ ЧЕГО ДВИГАТЕЛЬ И ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР ПОДЛЕЖАТ СНЯТИЮ.

4. ПРИ НЕВОЗМОЖНОСТИ БЕЗОПАСНОГО ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА $+5^{\circ}\text{C}$ И ВЫШЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ОТКЛЮЧИТЬ РЕГУЛЯТОР ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ УРП-27 РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ АЗС_{ом} ОГРАНИЧ. ТЕМПЕР. ДВИГАТ., РАСПОЛОЖЕННЫМ НА ЛЕВОЙ ПАНЕЛИ АЗС В КАБИНЕ ЭКИПАЖА. ДОПУСТИМОЕ ВРЕМЯ ОДНОРАЗОВОЙ НЕПРЕРЫВНОЙ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ УРТ-27 - НЕ БОЛЕЕ 30 МИН.

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 925°C.

При внезапном отказе одного двигателя в полете на малой высоте и невозможности выполнения полета без снижения (без резерва времени до перехода на посадку) командиру вертолета необходимо:

- незначительным отклонением ручки "ШАГ-ГАЗ" вниз не допускать падения частоты вращения несущего винта менее 89%. Отклонением левой педали и ручки циклического шага парировать, при необходимости, стремление вертолета к правому развороту и уменьшению угла тангажа;

- изменением общего шага и отклонением ручки управления и педалей установить наивыгоднейший режим полета, обеспечивающий достижение подобранной площадки для безопасной посадки с одним работающим двигателем.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ У ЗЕМЛИ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ И МАЛОЙ СКОРОСТИ ПРОИСХОДИТ ЗНАЧИТЕЛЬНОЕ УВЕЛИЧЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ, ДЛЯ ПАРИРОВАНИЯ КОТОРОЙ ПИЛОТ МОЖЕТ ПРЕЖДЕВРЕМЕННО УВЕЛИЧИТЬ ШАГ ДО НЕДОПУСТИМОЙ ВЕЛИЧИНЫ, ПОЭТОМУ НЕОБХОДИМО УЧИТЫВАТЬ, ЧТО ТЕМП УВЕЛИЧЕНИЯ ШАГА И ЕГО МАКСИМАЛЬНАЯ ВЕЛИЧИНА ЗАВИСЯТ ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И СКОРОСТИ ПРИБЛИЖЕНИЯ К ЗЕМЛЕ.

2.4 ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Полеты с одним неработающим двигателем выполняются в диапазоне скоростей, разрешенном для горизонтального полета, набора высоты и моторного снижения согласно РЛЭ п. 2.5.3.

Зависимость полетной массы вертолета, с которой возможен горизонтальный полет без снижения при отказе (выключении) одного из

двигателей и работе второго на взлетном режиме от температуры окружающего воздуха и барометрической высоты полета при наивыгоднейшей скорости полета 120 км/ч приведена в РЛЭ, рис. 6.6.1.

ПРИМЕЧАНИЯ:

- При наличии у вертолета дефицита тяги, определенного согласно п. 3.1.3.7 и записанного в бортжурнале, необходимо массу, определенную по графику РЛЭ, рис. 6.6.1 уменьшить на величину дефицита.
- При температуре воздуха равной и выше стандартной, массу, определенную по графику РЛЭ, рис. 6.6.1 необходимо уменьшить на 350 кг.
- При включении пос двигателя и воздухозаборника полетную массу следует уменьшить на 700 кг..
- При установленном (выключенном) ПЗУ двигателя полетную массу следует уменьшить на 300 кг.
- Полет с одним работающим двигателем разрешается производить без последующих дополнительных ограничений по эксплуатации при режиме работы двигателя выше номинального в течение не более 6 мин.

При невозможности выполнения горизонтального полета на наивыгоднейшей скорости 120 км/ч следует производить прямолинейный полет со снижением или полет с разворотом и со снижением на скорости, обеспечивающей достижение площадки, подобранной для посадки. Особое внимание при разворотах необходимо обращать на координированность действий (выдерживание положения шарика по авиагоризонту в центре) поскольку полет со скольжением приводит к значительному увеличению вертикальной скорости снижения.

2.5 ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОСАДКИ С КОРОТКИМ ПРОБЕГОМ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Посадку с одним неработающим двигателем, отказавшим при за пасае высоты и скорости полета над препятствиями, необходимо производить, по возможности, против ветра в следующем порядке:

- снижение на выбранную площадку следует производить на скорости 100-120 км/ч, развороты выполнять с углом крена не более 15° .
- снижение, начиная с высоты 100 М, выполнять на $U_{Пр}=80$ км/ при ветре у земли не более 5 м/с и на $U_{пр}=80-120$ км/ч при ветре более 5 м/с с вертикальной скоростью снижения 2-4 м/с;
- на предпосадочной прямой на высоте 50 м выключить ПОС работающего двигателя;
- уменьшение поступательной и вертикальной скоростей начинать с высоты 40. . 50 м с таким расчетом, чтобы на высоте 10. . 15 м мощность двигателя была взлетной, а поступательная скорость относительно земли 15-20 км/ч. Увеличение общего шага производить плавно, не допуская падения частоты вращения НВ ниже 92 %. По мере приближения к земле увеличивать шаг более энергично с таким расчетом, чтобы на высоте 0,5-1м он был близок к максимальному. Вертолет при этом приземляется с небольшими вертикальной и поступательной скоростями;
- на высоте 5-10 м от земли до колес шасси ручку циклического шага отдать от себя, с тем, чтобы придать вертолету необходимый посадочный угол и избежать касания земли хвостовой опорой;
- после приземления вертолета, при поднятой вверх ручке общего шага, для торможения вертолета на пробеге необходимо слегка взять на себя от нейтрального положения ручку циклического шага, использовать тормоза колес. Длина послепосадочного пробега вертолета составляет 0-30 м в штиль с посадочной массой около 12 000 кг. Посадочная дистанция с высоты 15 м составляет при этом 115-85 м.

- после остановки вертолета установить ручку циклического шага в нейтральное положение, вывести коррекцию влево с одновременным плавным сбросом общего шага.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ РАБОТЕ ДРУГОГО НА РЕЖИМЕ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО ДОПУСКАЕТСЯ КАК ИСКЛЮЧЕНИЕ ПРИ ПРИЗЕМЛЕНИИ ПРОВАЛ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА ДО 70% В ТЕЧЕНИЕ 15 С. ВОПРОС О ДАЛЬНЕЙШЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТАКОГО ДВИГАТЕЛЯ И ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА МОЖЕТ БЫТЬ РЕШЕН ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОСМОТРА И ПОЛУЧЕНИЯ ЗАКЛЮЧЕНИЯ ПРЕДСТАВИТЕЛЕЙ ЗАВОДА ИЗГОТОВИТЕЛЯ.

Посадку при одном неработающем двигателе, отказавшем на малой высоте полета над препятствиями, следует выполнять по возможности в соответствии с рекомендациями, изложенными в РЛЭ 6.6.4.1. При этом необходимо учитывать следующее. Отказ двигателя в режиме снижения при наклоне траектории около 10° ($V_{пр.}=60-80$ км/ч и $V_y = 2-4$ м/с, в штиль) при заходе на посадку по-вертолетному с использованием влияния "воздушной подушки" или с пробегом - практически не приводит к уходу вертолета с посадочной траектории. В этом случае обеспечивается возможность посадки вертолета против ветра в намеченную точку ограничений по размерам площадки практически без пробега.

При отказе одного двигателя в горизонтальном полете и при взлете на высотах менее 20-30 м в случае невозможности продолжения полета без снижения посадка выполняется прямо перед собой или с отворотом в сторону с гашением поступательной и вертикальной скоростей соразмерно со скоростью приближения к земле. При этом, в случае отказа двигателя на скоростях менее 60 км/ч на высотах более 15-20 м целесообразнее сразу же после парирования разбалансировочных моментов и незначительного сбора шага отдачей ручки от себя увеличить скорость до 60-80 км/ч, т.е. перейти на

более выгодную скорость, обеспечивающую лучшие аэродинамические условия посадки с "подрывом"

При отказе одного двигателя на взлете на высотах более 30-50 м в условиях, обеспечивающих однодвигательный полет вертолета с положительной скороподъемностью или незначительной скоростью снижения, возможен полет по кругу с посадкой на площадку взлета. Пилотирование вертолета при этом необходимо производить в соответствии с рекомендациями РЛЭ п. 6.6.2.

При отказе двигателя на взлете в условиях фактической видимости ниже минимума для посадки (взлетная масса вертолета менее определенной из номограммы РЛЭ, рис. 6.6.1, на 1,3 т):

- на высоте менее 20 м взлет прекратить и произвести посадку на летную полосу с гашением поступательной и вертикальной скоростей соразмерно со скоростью приближения к земле;
- на высоте 20 м и более выполнить продолженный взлет. Для выполнения продолженного взлета после отказа двигателя и устранения разбалансировки вертолет перевести в разгон скорости до 120 км/ч при взлетном режиме работы двигателя. Набрать безопасную высоту и выполнить полет на запасной аэродром (вертодром), минимум которого не хуже минимума КВС для посадки на нем.

При отказе одного двигателя на висении происходит резкое снижение вертолета с разворотом вправо, причем пилот первоначально замечает снижение. Если отказ двигателя происходит на высотах менее 5 м, то действия пилота сводятся к парированию разбалансировочных моментов педалями и ручкой циклического шага и к увеличению общего шага. Увеличение общего шага необходимо производить с исходного практически сразу и соразмерно скорости приближения к земле.

Если отказ двигателя происходит на высотах более 5 м, то после парирования разбалансировочных моментов необходимо незначительно уменьшить общий шаг для замедления темпа падения частоты вращения

несущего винта и отклонением ручки циклического шага придать вертолету незначительное поступательное движение вперед для создания более выгодных аэродинамических условий посадки с "подрывом". Приземлять вертолет на основные колеса шасси необходимо строго вертикально, удерживая его от боковых перемещений ручкой циклического шага.

При выполнении вынужденной посадки на лес необходимо, по возможности, выбрать для посадки наиболее ровный участок леса с расстоянием между стволами деревьев не более 10-15 м, избегая отдельно стоящих больших деревьев. Снижение выполняется в соответствии с рекомендациями РЛЭ. Уменьшение поступательной и вертикальной скоростей необходимо начинать с высоты 40-50 м от уровня верхушек деревьев отклонением ручки управления на себя и плавным увеличением общего шага с таким расчетом, чтобы к моменту касания колесами шасси верхушек деревьев мощность двигателя была взлетной, а поступательная, скорость не более 10-15 км/ч.

При этом перед касанием деревьев, для избежания лобового удара, следует придать вертолету положение на кабрирование и выключить работающий двигатель краном останова.

Произвести более энергичное увеличение общего шага в момент касания фюзеляжем верхушек деревьев, что даст возможность не допустить значительных вертикальных скоростей снижения к моменту начала касания деревьев несущим винтом.

При посадке на лес высотой менее 4-5 м за поверхность приземлен принимать землю.

2.6 ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

При выключении двигателя в полете в учебных целях необходимо рычаг раздельного управления выключаемого двигателя перевести вниз до упора (двигатель на режиме малого газа должен проработать не менее 1 мин);

ручку управления остановом двигателя перевести в положение "ЗАКРЫТО"; выключатель ПОЖАРН. КРАН установить в положение "ВЫКЛ." При выполнении полета следить за параметрами работающего двигателя, которые должны соответствовать рекомендациям РЛЭ 7.5.

2.7 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ

Запуск двигателя в полете производить аналогично автономному запуску на земле.

ВНИМАНИЕ. 1. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРОИЗВОДИТЬ НА ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ АВТОРОТАЦИИ ТУРБОКОМПРЕССОРА НЕ БОЛЕЕ 20%.

2. НАДЕЖНОСТЬ ЗАПУСКА ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ ДО ВЫСОТЫ 3000 М.

2.8 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРЕКРАТИТЬ

- температура газа на частоте вращения турбокомпрессора ниже 40% повышается более 500°C, а на частоте вращения свыше 40% - более 600°C;
- произошло зависание оборотов двигателя в течение 3 с. в процессе выхода на режим малого газа;
- нет воспламенения топлива;
- появилась течь топлива, масла или появились другие признаки ненормальной работы двигателей, редуктора или агрегатов;
- отсутствует увеличение давления масла по манометру;
- произошло превышение температуры газа и давление масла в двигателе или редукторе выше допустимых значений;
- напряжение борт сети устойчиво падает ниже 16 В;

- загорелось или мигает светосигнальное табло СТРУЖКА ЛЕВ. ДВИГ., СТРУЖКА ПРАВ. ДВИГ.

Для прекращения запуска ручку управления остановом двигателя перевести в положение <ЗАКРЫТО>. Кнопкой прекращения запуска пользоваться в случаях, когда необходимо ускорить отработку цикла автоматики запуска, например при зависании оборотов турбокомпрессора без увеличения температуры газа, при неподжиге топлива, замеченной неисправности стартер генератора. Кнопкой пользоваться после открытия стоп-крана.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПОВТОРНЫЕ ЗАПУСКИ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ ВЫЯВЛЕНИЯ И УСТРАНЕНИЯ ПРИЧИН НЕНОРМАЛЬНОГО ЗАПУСКА. 2. ПОСЛЕ НЕУДАВШЕГОСЯ ЗАПУСКА НЕОБХОДИМО ПЕРЕД СЛЕДУЮЩИМ ЗАПУСКОМ ПОИЗВЕСТИ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ.

2.9 АВАРИЙНОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

Аварийное выключение двигателя производить в следующих случаях:

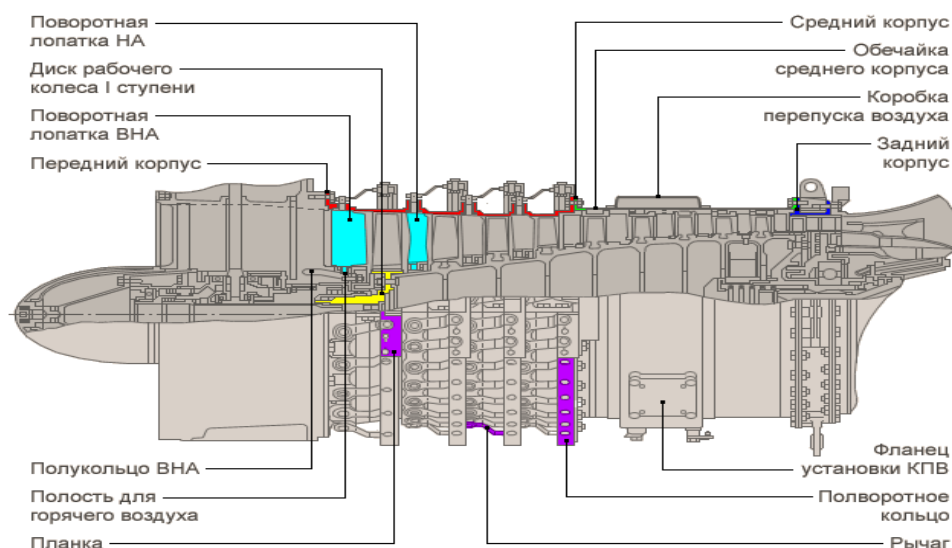
- при уменьшении давления масла в двигателе до значений менее 3 кгс/см² до 2 кгс/см² и одновременном увеличении температуры масла от установившегося значения на 10 – 20 °С;
- при уменьшении давления масла ниже 2 кгс/см² или повышении температуры масла в двигателе выше 125 °С;
- при повышении температуры газа перед турбиной компрессора выше нормы;
- при резком падении частоты вращения турбокомпрессора;
- при сильном выбивании пламени из выхлопного патрубка;
- при опасной в пожарном отношении течи топлива или масла;
- при возникновении пожара в отсеке двигателя.

На земле, кроме указанных выше случаев, аварийное выключение двигателя производится при резком падении давления масла в главном редукторе ниже 2 кгс/см². двигатель может быть выключен стоп-краном с любого режима без перевода его на малый газ и охлаждения.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ В РАБОТЕ СТОП-КРАНА ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ, ЗАКРЫВ ПЕРЕКРЫВНОЙ (ПОЖАРНЫЙ) КРАН ТОПЛИВА ВЕРТОЛЕТА.

3. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ТВ2-117АГ

3.1 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ КОМПРЕССОРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ



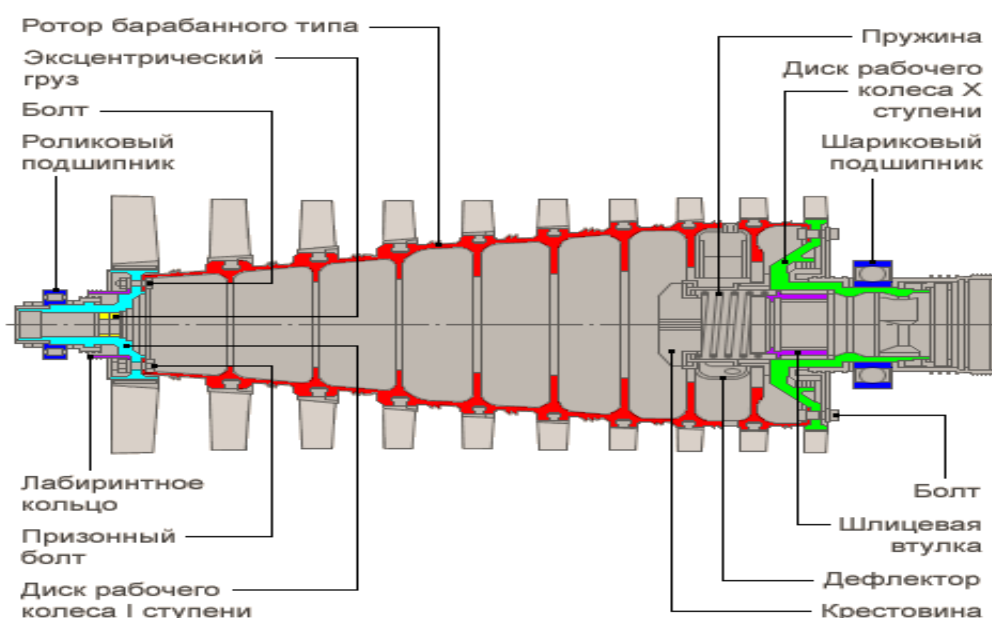
Компрессор двигателя ТВ2- 117 АГ

В процессе эксплуатации двигателей отмечаются следующие характерные неисправности узлов и деталей компрессора.

1. Разрушение лопаток ротора, что происходит по следующим основным причинам.

Попадание посторонних предметов в двигатель при техническом обслуживании или при стоянке вертолета. Наибольшую опасность представляет попадание в компрессор металлических предметов. Поэтому после окончания какого-либо вида технического обслуживания, а также при наличии вероятности попадания посторонних предметов перед запуском необходимо тщательно осмотреть входную часть двигателя и специальной рукояткой вручную прокрутить турбокомпрессор. Попадание в двигатель легких посторонних предметов на взлете и в полете (например, небольшой птицы) менее опасно, так как в этих случаях вероятность разрушения рабочих лопаток несколько ниже.

Примерзание лопаток ротора к корпусу при стоянке, вертолета в условиях пониженных температур окружающего воздуха. Вследствие малой величины монтажных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом попадание в эти зазоры даже небольшого количества влаги может приводить к примерзанию рабочих лопаток. Влага при стоянке вертолета попадает в проточную часть двигателя при неплотно закрытой заглушке воздухозаборника, возможна конденсация влаги при охлаждении двигателя после его выключения. Запуск или даже холодная прокрутка (стартером) двигателя с примерзшими лопатками ротора приводит к их поломке или опасной деформации.



Ротор компрессора TB2- 117АГ

Для предупреждения поломки лопаток в этих условиях следует перед запуском двигателя (или перед холодной прокруткой) провернуть ротор турбокомпрессора вручную. При обнаружении примерзания лопаток (ротор не проворачивается) необходимо продуть проточную часть двигателя теплым воздухом от аэродромного подогревателя.

Неэффективность (отказ или неправильное пользование) системы обогрева входной части компрессора. Обледенение деталей входной части

компрессора и двигателя обычно сопровождается скалыванием с них кусочков льда и попаданием их на лопатки компрессора. Вследствие большей частоты вращения рабочих лопаток первой ступени компрессора попадание на них даже небольших частичек льда создает забоины на лопатках и может вызвать в последующем их разрушение. Неэффективность системы обогрева наблюдается обычно при работе двигателя в условиях обледенения на низких режимах из-за недостаточной температуры воздуха, отбираемого для обогрева.

Особенно значительное уменьшение температуры воздуха на входе в противообледенительную систему возможно при планировании вертолета. Поэтому при планировании с работающими двигателями в условиях возможного обледенения нельзя допускать снижения ПТК меньше 85%. Соответственно для предупреждения разрушения лопаток компрессора частицами льда необходимо в условиях обледенения избегать пониженных режимов работы двигателя и при ручном управлении системой обогрева включать ее заблаговременно, до наступления обледенения.

Помпаж компрессора, в процессе которого возникает повышенная вибрация лопаток и всей конструкции компрессора; лопатки испытывают переменные нагрузки и при наличии забоин, рисков, царапин могут разрушаться. Конструктивные и профилактические меры борьбы с помпажом изложены выше.

Превышение допустимого времени непрерывной работы двигателя на форсированных режимах или работа на режиме выше допустимого для данных полетных условий. В этих случаях после уменьшения частоты вращения турбокомпрессора появляется остаточная деформация рабочих лопаток. При неоднократной нагрузке, близкой к разрушающей, в особенности при наличии повреждений и износе лопаток может происходить их разрушение(или обрыв). Поэтому двигателю ТВ2-117А установлены предельно допустимые режимы работы и допустимое время работы на форсированных режимах. Признаками разрушения обрыва лопаток ротора

компрессора в полете являются: резкий хлопок и удар в двигателе, появление повышенной вибрации (тряски), падение оборотов турбокомпрессора и повышение t_3 до величин, выше допустимых для данного режима. Если частичное разрушение лопатки вызывает помпаж, то появляются его признаки, изложенные выше. Если кусок разрушившейся лопатки попадает в зазор между торцами остальных лопаток и корпусом, происходит заклинивание или затормаживание ротора. В результате уменьшения частоты вращения ротора топливная автоматика увеличивает подачу топлива в камеру сгорания, что приводит к срыву пламени и самовыключению двигателя.

При обнаружении в полете разрушения лопаток компрессора двигатель следует немедленно выключить.

Профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения лопаток компрессора, являются: строгое соблюдение правил технической эксплуатации компрессора техническим и летным составом, тщательный визуальный и инструментальный контроль состояния лопаток, проверка времени выбега ротора турбокомпрессора экипажем при останове двигателя, строгое соблюдение рекомендаций по эксплуатации двигателей в условиях запыленного воздуха и условиях возможного обледенения входной части.

2. Разрушение подшипников опор, что происходит по следующим эксплуатационным причинам.

Выборка радиальных зазоров подшипников качения при запуске двигателя в условиях низких температур без предварительного обогрева. Обычно диаметр беговой дорожки внутреннего кольца подшипника при напрессовке на шейку вала увеличивается на 55—70% от величины номинального натяга, отчего соответственно выбирается зазор в подшипнике и при низких температурах наружного воздуха может быть выбран полностью. В процессе работы двигателя зазоры в подшипнике увеличиваются вследствие нагрева подшипника и вала.

Масляное голодание (недостаточность смазки), при котором шарики (ролики) подшипника нагреваются значительно быстрее колец, так как имеют меньшую массу, а кроме того, от колец тепло частично отводится через посадочные поверхности. При нагреве шарики расширяются и заклинивают между кольцами, что приводит к их оплавлению.

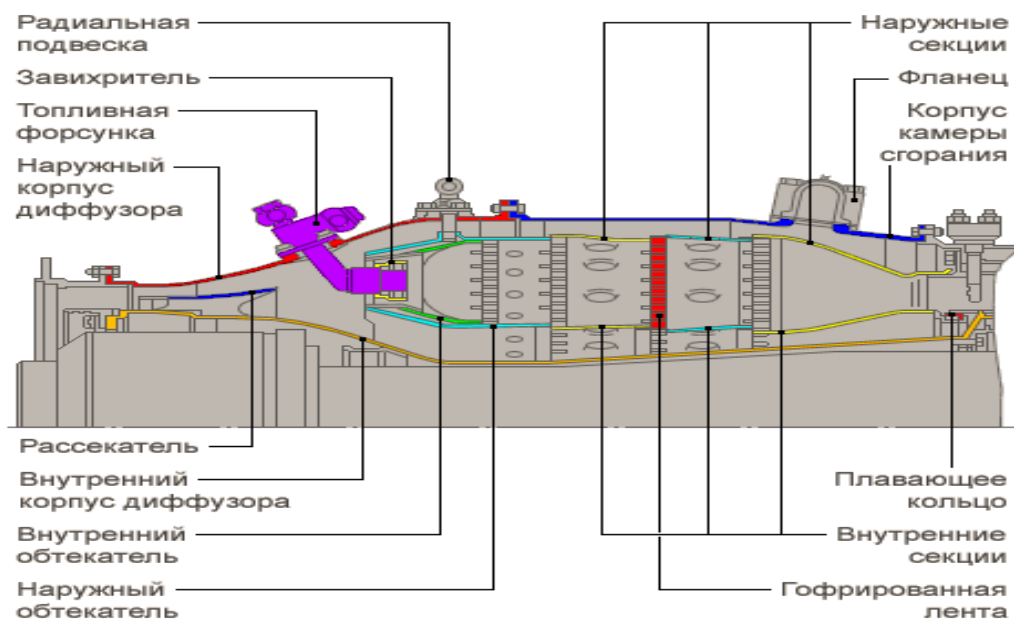
Признаками разрушения подшипников в полете является: увеличение вибрации двигателя, резкое повышение температуры масла и температуры газа перед турбиной, появление характерного скрежета и падение птк. Разрушение подшипников также определяется по уменьшению выбега турбокомпрессора, по неравномерности усилий, необходимых для ручной прокрутки турбокомпрессора, и наличию металлической стружки на маслофилт্রে. При обнаружении разрушения подшипников в процессе подготовки двигателя к запуску запуск и дальнейшая эксплуатация его не разрешается. Если разрушение подшипников обнаружено в полете, двигатель следует выключить.

Профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения подшипников, являются: предварительный подогрев двигателя перед запуском от аэродромного подогревателя при температуре наружного воздуха ниже -25°C ,

3.2 ДЕФЕКТЫ НАРУШАЮЩИЕ РАБОТУ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

1. Срыв пламени и прекращение горения топливовоздушной смеси, происходящее вследствие помпажа компрессора, резкого уменьшения расхода воздуха при попадании на вход в двигатель посторонних предметов, уменьшения давления топлива перед форсунками ниже допустимой величины, резкого падения частоты вращения турбокомпрессора, особенно на большой высоте.

Определяется дефект по самовыключению двигателя.



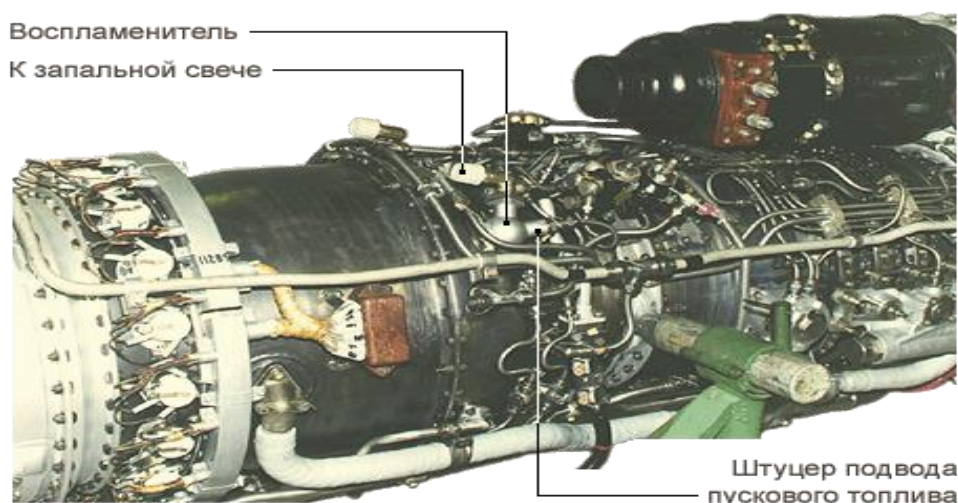
Камера сгорания двигателя TB2-117AG

2. Прогар жаровой трубы и корпуса камеры сгорания, что может происходить по следующим основным причинам:

- из-за неполного сгорания топлива (например, при помпаже) и отложения нагара, изолирующего отдельные участки жаровой трубы от охлаждающего воздуха, что приводит к местным перегревам и, как следствие, к появлению местных температурных напряжений, короблению, трещинам и прорыву газов с высокой температурой во вторичный воздух; аналогичное явление может быть вызвано применением сортов топлива, не рекомендуемых для данного типа двигателя;
- при превышении установленного времени непрерывной работы на форсированных режимах или при работе двигателя на температурном режиме выше допустимого;
- из-за засорения или обгорания топливной форсунки, а также неудовлетворительного распыла топлива, вследствие чего факел пламени направлен непараллельно оси камеры сгорания и может достигать секций жаровой трубы.

3. Деформация жаровой трубы, корпуса, камеры сгорания и, как следствие, прогар или появление трещин, что может происходить по следующим причинам:

- при запуске двигателя в условиях низких температур (ниже -25°C) без предварительного прогрева от аэродромного подогревателя;
- из-за резких тепловых ударов, возникающих при выводе непрогретого двигателя на повышенный режим или при выключении двигателя без предварительного охлаждения на режиме малого газа из-за превышения установленного времени непрерывной работы на форсированных режимах или при работе двигателя на температурном режиме выше допустимого.



Нарушение работы камеры сгорания в полете приводит к уменьшению мощности двигателя и, для поддержания ее — к автоматическому увеличению подачи топлива в двигатель. При этом значительно увеличивается температура газа перед турбиной. Если нарушение работы камеры сгорания сопровождается прогаром жаровой трубы и корпуса, то возможны возникновение пожара и срабатывание противопожарной системы. При обнаружении этого явления двигатель следует немедленно выключить.

В процессе технического осмотра вероятность прогара корпуса определяется по наличию мест с явными цветами побежалости или трещин.

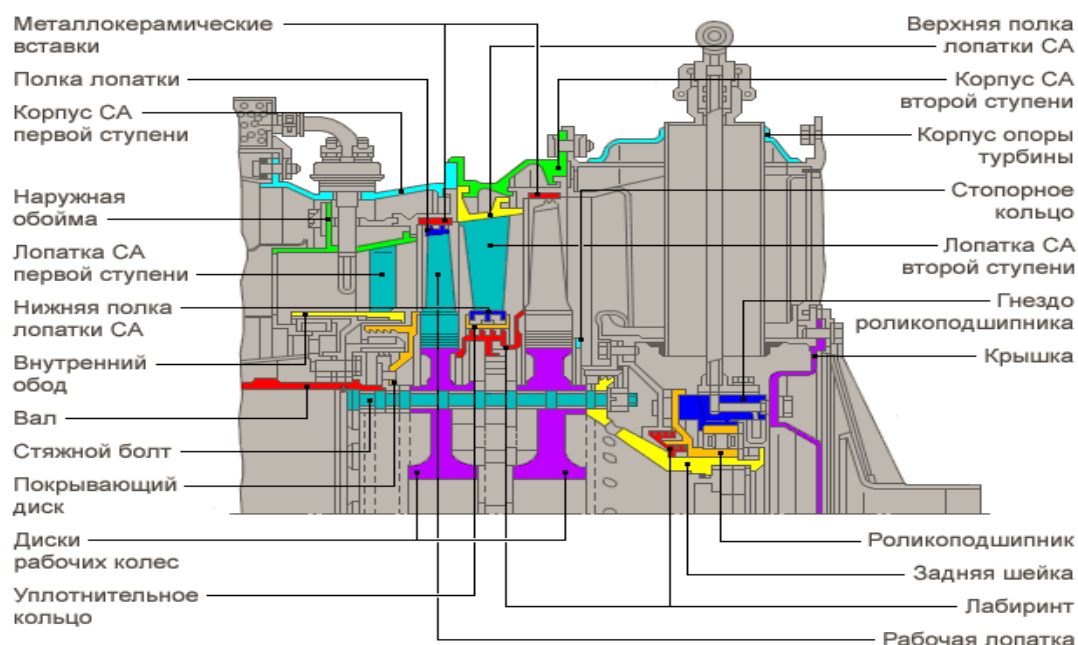
Общее изменение окраски корпусов камеры сгорания, выполненных из титановых сплавов, в процессе эксплуатации не является признаком перегрева, а является свойством сплавов.

Профилактическими мероприятиями, направленными на предупреждение вышеизложенных дефектов, являются строгое выполнение основных правил технической и летной эксплуатации двигателя, применение установленных сортов топлива и тщательный контроль основных параметров, определяющих работоспособность двигателя.

3.3 НЕИСПРАВНОСТИ ТУРБИН И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Охлаждение турбин: Увеличение надежности и рока службы турбин достигается охлаждением их наиболее нагруженных в тепловом отношении деталей. Охлаждение деталей турбин осуществляется вторичным воздухом и воздухом, забираемым за VIII ступенью компрессора.

Вследствие большой зависимости механических и тепловых нагрузок, действующих на детали турбин, от эксплуатационных факторов и полетных условий в процессе эксплуатации двигателей возможно появление ряда неисправностей. Наиболее характерными из них являются следующие.



Турбина двигателя ТВ2-117АГ

1. Вытяжка рабочих лопаток турбины. Вследствие длительного воздействия на рабочие лопатки центробежных сил в условиях высокой температуры в них могут возникать пластические деформации, выражающиеся в постепенном удлинении лопаток. Это явление называется ползучестью материала. Вытяжка рабочих лопаток вызывает уменьшение радиального зазора между торцами лопаток и металлокерамическими вставками корпуса и может приводить к заеданию лопаток во вставках и поломку лопаток или вставок. Расчетами и экспериментальными исследованиями установлено, что при строгом выдерживании температурных режимов и режимов по частоте вращения в течение установленного для данного двигателя заводом-изготовителем срока службы вытяжка турбинных лопаток находится в допустимых пределах. Основными причинами вытяжки рабочих лопаток в процессе эксплуатации двигателя являются:

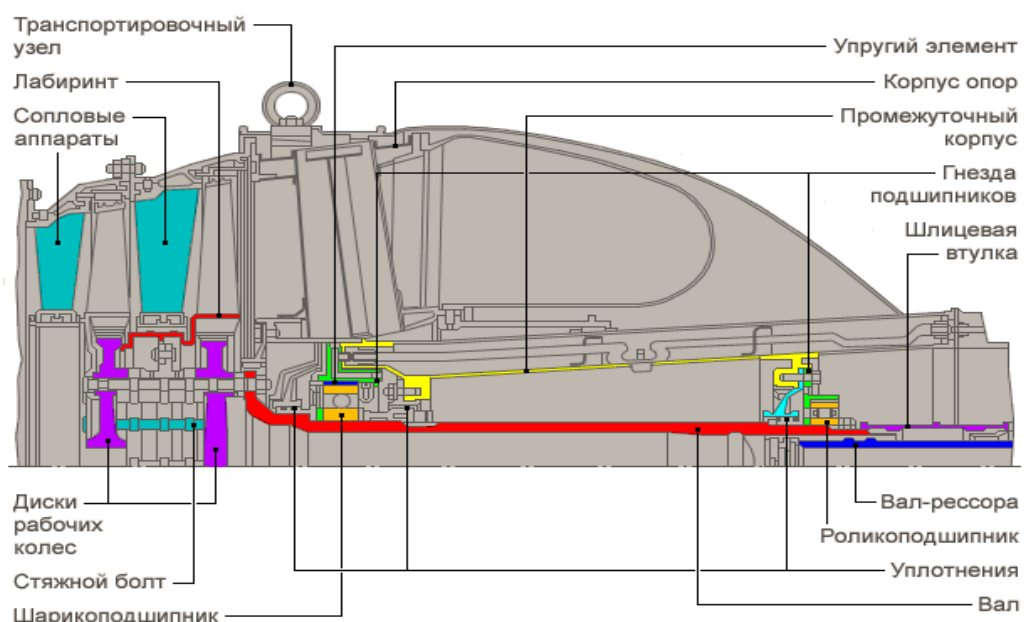
- повышение температуры газа перед турбиной выше допустимой в результате неисправностей в системе автоматического регулирования подачи топлива и в системе синхронизации режимов работы

двухдвигательной вертолетной силовой установки, ранней подачи рабочего топлива в двигатель при запуске, помпажа компрессора и т. п.;

- превышение допустимого времени непрерывной работы двигателя на форсированных режимах. Так как при работе двигателя на номинальном и взлетном режимах не только температура газа перед турбиной максимальна или близка к максимальной, но и механические нагрузки на

- лопатки (особенно от действия центробежных сил) достигают наибольших значений; поэтому время работы на этих режимах ограничивается.

Необходимо также иметь в виду, что при работе двигателя на малом газе температура газа перед турбиной высокая, а эффективность системы охлаждения турбины, вследствие низкого давления воздуха, создаваемого компрессором, недостаточна. По этой причине время непрерывной работы двигателя на малом газе также ограничивается.



Свободная турбина двигателя ТВ2-117АГ

При чрезмерной вытяжке лопаток заедание их во вставках корпуса обнаруживается по увеличению усилий, необходимых для ручной прокрутки

ротора турбины. Очень важным фактором, позволяющим экипажу своевременно обнаружить недопустимую вытяжку рабочих лопаток, является уменьшение времени выбега ротора после остановки двигателя. При значительной вытяжке лопаток и появлении на металлокерамических вставках дорожек, выработанных на металлокерамических вставках гребешками лабиринтов лопаток, происходит торможение вращения ротора и в ответ на это автоматически увеличивается подача топлива в двигатель для сохранения постоянными мощности и частоты вращения ротора. Это приводит к росту температуры газа существенно выше допустимой. Заедание лопаток в вставках корпуса может быть обнаружено также по появлению постороннего звука в роторе двигателя.

2. Обгорание сопловых и рабочих лопаток турбины. Это происходит из-за нарушения процесса сгорания топлива в камере сгорания, значительного увеличения температуры газа и при большой неравномерности температурного поля перед турбиной. Основными причинами создания неравномерного поля температур газа перед турбиной являются помпаж компрессора и неправильная работа камеры сгорания. Обгорание лопаток приводит к изменению сопротивления проточной части турбины потоку газа, уменьшению мощности и, как следствие, к еще большему росту температуры газа перед турбиной. Это еще больше усугубляет работу лопаток и может приводить к их разрушению.

Обгорание лопаток турбины обнаруживается по росту температуры газа перед турбиной, выбрасыванию из выхлопного устройства пучков искр, а при техническом осмотре — по характерным следам оставляемых частицами металла на внутренней поверхности проточной части выходного устройства и внешнему виду лопаток последней ступени турбины, просматриваемых через выходное устройство.

3. Обрыв или разрушение рабочих лопаток турбины. Этот дефект является одним из самых опасных. Основные эксплуатационные причины обрыва или разрушения турбинных лопаток следующие.

Заброс температуры газа перед турбиной при запуске двигателя или вывод непрогретого двигателя на повышенный режим. При этом, как было изложено выше, профиль лопатки нагревается неравномерно и возникающие температурные напряжения могут вызывать образование микротрещин,, которые значительно снижают запас прочности материала лопатки.

Остановка двигателя без предварительного охлаждения на режиме малого газа, что представляет особую опасность при эксплуатации двигателя в условиях низких температур окружающей среды.

Попадание на рабочие лопатки посторонних предметов или элементов разрушившихся деталей проточной части двигателя(компрессора, камеры сгорания, соплового аппарата и строек опор ротора).

Повышенная вибрация двигателя или силовой установки, что приводит к усталостному разрушению лопаток. Вибрация двигателя может возникать вследствие частичного разрушения лопаток компрессора, помпажа компрессора, обгорания или частичного разрушения лопаток турбины. Усталостное разрушение лопатки может происходить у ножки или по перу. Положение опасного сечения зависит от величины напряжений, от предела усталостной прочности, на величину которых влияет неравномерность температуры по высоте лопатки, а также местоположения забоин и температурных трещин. Обычно опасное сечение находится на расстоянии $1/3$ высоты лопатки. Иногда рабочие лопатки разрушаются по замковой части.

Усталостное разрушение лопатки происходит не сразу. Образовавшаяся трещина распространяется постепенно вглубь сечения лопатки, а когда сечение станет недостаточно прочным для восприятия центробежных усилий, лопатка обрывается. Время развития трещины составляет примерно от 5 до 25 ч работы двигателя.

Вытяжка рабочих лопаток, происходящая по причинам, изложенным в п. 1. Обрыв лопаток вследствие их вытяжки происходит с образованием шейки и тоже не сразу.

Вероятность обрыва и разрушения рабочих лопаток необходимо определять заблаговременно, а двигатель, предрасположенный к таким дефектам, должен сниматься с эксплуатации. Основными способами определения вероятности разрушения лопаток турбины при осмотре перед взлетом являются:

- визуальный осмотр проточной части выходного устройства двигателями проточной части турбины в пределах видимости;
- ручная прокрутка ротора турбокомпрессора и ротора свободной турбины (прокрутка ротора свободной турбины производится за лопатки последней ступени против хода вращения для отключения муфты свободного хода);
- проверка времени выбега роторов двигателя при его остановке и прослушивание на предмет обнаружения посторонних шумов (при заедании ротора время выбега меньше допустимого и может прослушиваться посторонний шум).

Обрыв рабочей лопатки турбины в полете сопровождается резким хлопком в двигателе и появлением шлейфа сизого дыма из выходного устройства. Падение частоты вращения в начальный момент может не происходить. Дальнейшее развитие дефекта зависит от величины оторвавшейся части лопатки и последствий, которые этот обрыв вызывает. Обычно оторвавшаяся часть разрушенной лопатки, попадая в зазор между корпусом турбины и торцами следующих по потоку лопаток, вызывает изгиб этих лопаток и выпучивание корпуса турбины или разрушение металлокерамических вставок. Кусок разрушившейся лопатки движется в направлении выходного устройства и вызывает аналогичные деформации лопаток последующих ступеней.

Если двигатель продолжает работать, но на меньшей частоте вращения, то при этом увеличивается подача топлива и растет температура газа перед турбиной. При значительном падении частоты вращения и соответствующем

переобогащении смеси в камере (из-за увеличения подачи топлива) происходит срыв пламени и двигатель самовключается.

Если оторвавшийся кусок лопатки вызывает заклинивание остальных, то двигатель сразу выключается.

При обрыве турбинной лопатки на высоких режимах работы двигателя сила удара лопатки о корпус настолько велика, что она пробивает его и может вызвать разрушение элементов силовой установки и элементов конструкции вертолета. В этом случае не исключена возможность возникновения пожара в отсеках силовой установки, если повреждаются топливные и масляные коммуникации.

При обнаружении в полете признаков разрушения или обрыва турбинных лопаток двигатель необходимо выключить.

4. Разрушение подшипников опор роторов турбины. Причины и профилактические меры против разрушения подшипников описаны в гл. П.

Основными профилактическими мероприятиями, направленными на предупреждение дефектов турбинного узла двигателя, является:

- ручная прокрутка и визуальный осмотр проточной части двигателя перед каждым запуском на предмет обнаружения посторонних предметов;
- строгое соблюдение правил запуска, прогрева и охлаждения двигателя;
- закрытие проточной части двигателя заглушками после останова для уменьшения вентиляции и более равномерного охлаждения проточной части двигателя;
- строгое соблюдение рекомендаций для летной эксплуатации по выдерживанию температурных режимов и максимально, допустимой частоты вращения на различных этапах полета;

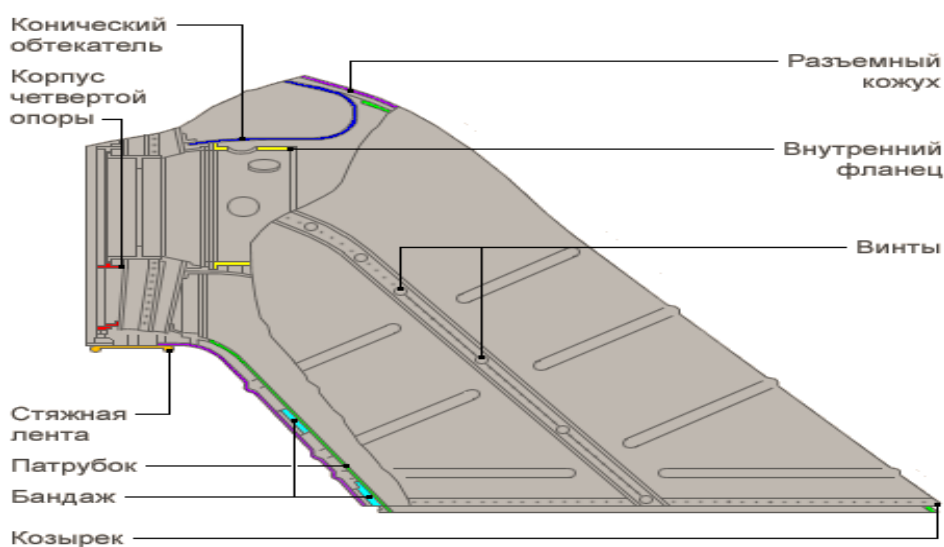
тщательный контроль параметров, характеризующих работу двигателя в полете, и своевременное обнаружение предпосылок к отказам.

3.4 УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ВЫХЛОПНОГО УСТРОЙСТВА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В процессе работы двигателя на детали выхлопного устройства действуют:

- радиальные и осевые силы, вызванные перепадом давлений; величина их в вертолетных ГТД незначительна;
- крутящий момент, который передается на выходной патрубок от стоек, спрямляющих поток газа за турбиной;
- изгибающий момент, который возникает от действия инерционных сил поворота газового потока;
- вибрационные нагрузки, которые передаются с корпуса двигателя и возникают вследствие неравномерного истечения газов;
- тепловые нагрузки, достигающие наибольшей величины в момент запуска и останова двигателя.

Надежность выхлопного устройства обеспечивается его охлаждением путем эжектирования атмосферного воздуха через отверстия, выполненные в конце обтекателя.

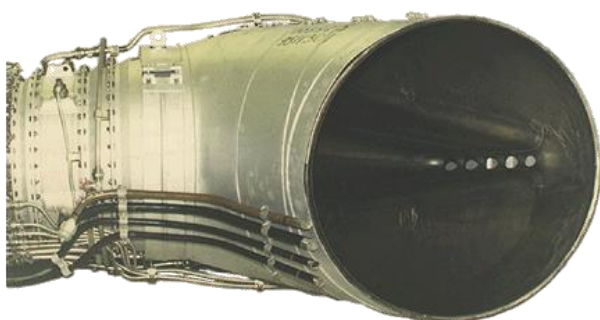


Выхлопное устройство двигателя ТВ2-117АГ

Характерными неисправностями деталей выхлопных устройств вертолетных ГТД являются следующие:

1. Трещины выхлопного патрубка. Обычно трещины появляются вблизи или в местах сварочных швов, у фланцев крепления или на самих фланцах. Причинами образования трещин может быть вибрационное горение в камере сгорания, частичное разрушение лопаток роторов и увеличение вибрации двигателя, а также увеличение вибрации вследствие нарушения соосности валов двигателя и вертолетного редуктора. Нарушении соосности косвенно можно судить по потемнению масла в маслосистеме двигателя.

Выхлопное устройство



2. Коробление и деформация отдельных участков выхлопного патрубка, приводящие к возникновению трещин. Трещины возникают в основном из-за больших термических напряжений, достигающих максимальной величины при запуске и останове двигателя. Опасность возникновения трещин заключается в том, что развитие их может привести к выпадению участков материала. При этом газы, выходящие из двигателя с высокой температурой, могут попадать в отсек вертолетного редуктора, что приводит к возникновению пожара.

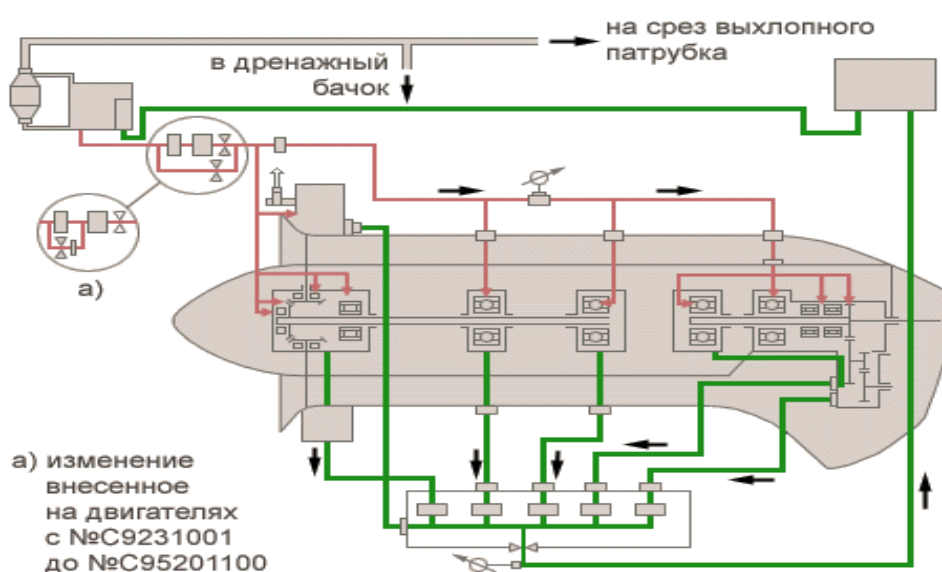
Своевременное выявление возникшего дефекта при техническом осмотре двигателя перед полетом может предотвратить серьезную аварию или отказ силовой установки в полете. Обнаруженные трещины засверливаются и при необходимости завариваются.

Разрушение выходного устройства в полете приводит к возникновению больших гидравлических сопротивлений потоку газов, выходящих из двигателя и, как следствие к увеличению температуры газа перед турбиной. При попадании газа в отсек главного редуктора происходит резкое увеличение температурного режима редуктора и возможно срабатывание сигнализации и первой (автоматической) очереди противопожарной системы. Двигатель в этом случае следует выключить.

Основными профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения выходных устройств двигателей являются:

строгое выполнение требований руководящих документов, регламентирующих работу двигателей по температурным режимам; уменьшение вентиляции проточной части двигателя после его выключения, особенно в условиях эксплуатации при низких температурах наружного воздуха, путем установки в воздухозаборник и выходной патрубок специальных заглушек.

3.5 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ



Система смазки двигателя ТВ2-117АГ

Опыт эксплуатации двигателей показывает, что наиболее вероятны следующие неисправности системы смазки и суфлирования.

1. Падение давления масла на выходе из нагнетающего масляного насоса. При этом резко уменьшается количество масла, поступающего на смазку подшипников опор и зубчатых передач двигателя. Наиболее неблагоприятно падение давления масла сказывается на работе подшипников, которые при недостаточной смазке могут разрушаться.

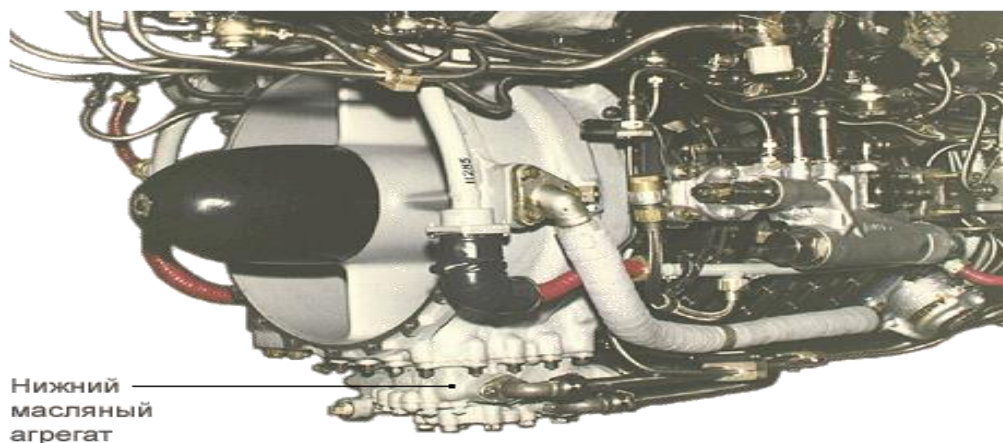
Основными причинами падения давления масла являются:

- засорение фильтра тонкой очистки масла механическими примесями, частицами нагара или другими продуктами коксования масла;
- подсос воздуха через негерметичные соединения на линии масляный бак — нагнетающий масляный насос; в этом случае при неработающем двигателе в месте негерметичности возможно появление подтекания масла;
- недостаточное количество масла в масляном баке вследствие недостаточной заправки, утечек, большого расхода масла при работе двигателя, из-за недостаточной откачки масла (частичная закупорка маслорадиатора);
- уменьшение вязкости масла вследствие его перегрева или изменения химического состава; при этом Количество масла, поступающего в двигатель, увеличивается, смазывающая способность масла ухудшается и обеспечивается нормальная смазка трущихся поверхностей.
- заедание редукционного клапана в открытом положении, чаще всего из-за попадания под его фаску частиц нагара или случайных механических примесей; при этом давление масла на повышенных режимах работы Двигателя может сохраняться в допустимых пределах, но при уменьшении режима резко уменьшается, так как через клапан непрерывно перепускается масло из литии нагнетания обратно на вход в насос;
- образование воздушной пробки в трубопроводе подвода масла к нагнетающему насосу или закупорка суфлирующей трубки маслобака; в этом

случае падение давления масла (или отсутствие давления) наблюдается сразу после запуска двигателя.

Как показывает опыт эксплуатации, воздушная пробка на входе в нагнетающий насос образуется при длительной стоянке двигателя, после замены масла в маслосистеме после съемки для осмотра масляного фильтра, при заедании в открытом положении запорного клапана и при работе двигателя с недостаточным количеством масла в баке. В зависимости от причины, вызвавшей неисправность, падение давления масла в маслосистеме двигателя может быть устранено следующими способами:

- промывкой масляного фильтра; если обнаруживается значительное загрязнение масла механическими примесями или продуктами коксования, то необходима замена масла;
- устранением негерметичности соединений на линии маслобак — нагнетающий насос;
- дозаправкой маслом бака до установленного уровня;
- заменой масла в случае обнаружения изменения его химического состава или значительного загрязнения; промывкой редукционного клапана, а при необходимости и его регулировкой; подогревом масла перед запуском двигателя при температурах ниже минус 40° С; удалением воздушной пробки из магистрали подвода масла к нагнетающему насосу обычно путем заливки небольшого количества масла на вход в насос через полость фильтра заливочным шприцем.



2. Повышение температуры масла на выходе из двигателя. При этом значительно уменьшается отвод тепла от подшипников и других трущихся деталей двигателя, что может приводить к разрушению подшипников опор двигателя.

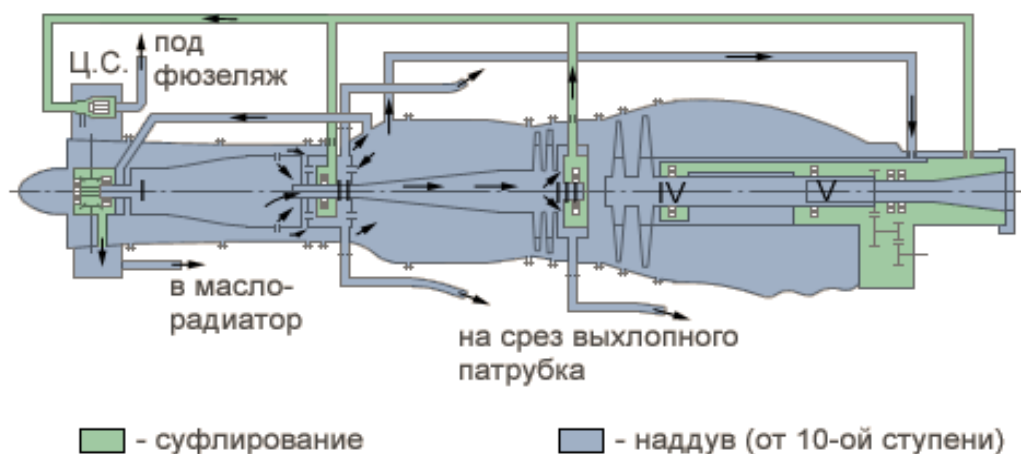
Причинами повышения температуры масла могут быть:

недостаточное количество масла в баке, вследствие чего время циркуляции его уменьшается и увеличивается количество тепла, отводимого маслом от смазывающих узлов; для устранения этой причины необходимо дозаправить масляный бак маслом до установленного уровня; засорение сот маслорадиатора с внешней стороны, для устранения чего необходимо очистить соты радиатора вручную;

недостаточный обдув маслорадиатора вследствие неправильной установки поворотных лопаток направляющего аппарата вентилятора; устраняется дефект правильной регулировкой поворотных лопаток;

неисправность маслорадиатора, т. е. термостатический клапан радиатора перепускает масло мимо охлаждающих сот в масляный бак; такой маслорадиатор подлежит замене.

2. Повышенный расход масла из системы двигателя. Эта неисправность может не вызывать внешних нарушений в работе двигателя и определяется практически после полета при проверке уровня масла в баке. Однако значительный расход масла может вызвать падение давления и повышение температуры масла, т. е. нарушение нормальной работы маслосистемы.



Система суфлирования двигателя ТВ2-117АГ

Причины повышенного расхода масла могут быть следующие:

1. Течи масла во внешних соединениях маслопроводов и агрегатов маслосистемы. Места течей масла определяются при техническом осмотре силовой установки после полета по наличию следов подтекания масла. Подтекание масла из внешних соединений элементов маслосистемы не допускается. При обнаружении негерметичности соединений маслопроводов или следов подтекания масла из-под фланцев крепления агрегатов неисправность устраняется путем подтяжки гаек, замены уплотнительных прокладок или замены соответствующих элементов маслосистемы.

2. Выброс масла из системы суфлирования. При этом не только увеличивается расход масла, но растет его температура с последующим падением давления. Выброс масла может происходить вследствие попадания воды в масло, изменения химического состава масла, прорыва воздуха и газов внутрь масляных полостей из-за разрушения уплотнений или загрязнения жиклеров системы суфлирования предмасляных полостей. В отдельных случаях выброс масла может быть вызван неисправностью воздушно-масляного радиатора или откачивающего масляного насоса.

3. Интенсивное проникновение масла в газозоудный поток двигателя из-за повышенного износа уплотнений масляных полостей или загрязнения жиклеров системы суфлирования масляных полостей. При сгорании масла в

газовоздушном потоке на деталях проточной части двигателя образуется значительный слой нагара, который ухудшает охлаждение деталей и может вызвать их перегрев.

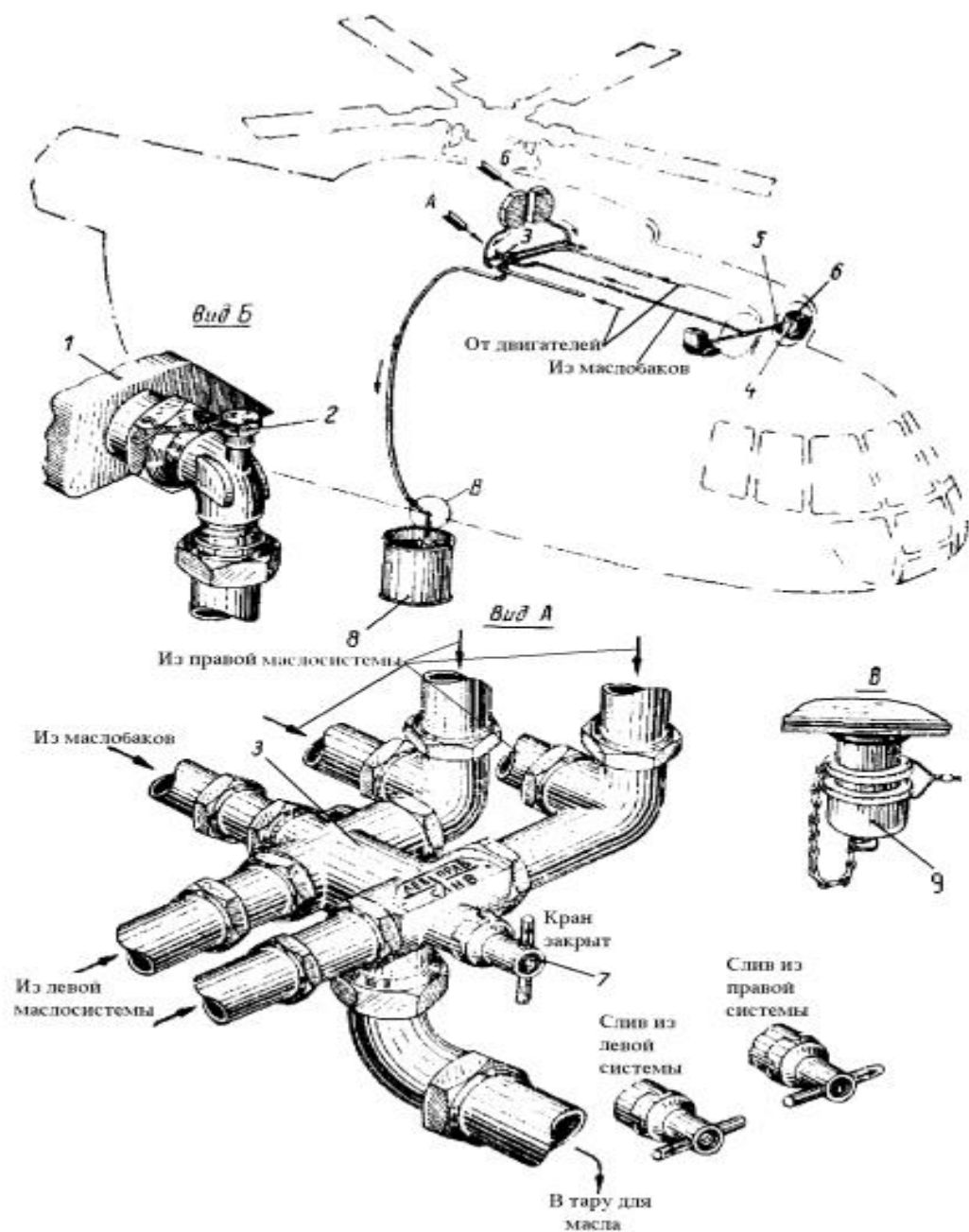
При обнаружении повышенного расхода масла вследствие проникновения его в газоз воздушный тракт двигателя проверяется состояние системы суфлирования, и в случае неисправности ее двигатель подлежит снятию с вертолета.

В полете, как было указано выше, неисправности системы смазки обнаруживаются по падению давления и росту температуры масла. Если давление масла уменьшается до 2 кгс/см² и увеличивается его температура, то во избежание разрушения подшипников опор двигатель следует выключить. В отдельных случаях не исключена возможность отказа системы замера давления или температуры масла. Если, например, стрелка указателя давления масла не показывает давления (зашла за электрический нуль), но температура масла нормальная и двигатель продолжает работать без внешних признаков разрушения, то это является признаком отказа прибора. Двигатель в этом случае выключать не следует, но необходимо усилить контроль за его работой.

Резкое падение давления масла может быть следствием разрушения масляных коммуникаций. Так как емкость маслосистемы двигателя небольшая, то все масло может выйти из системы в течение 50—60 с, а роторы двигателя могут заклинить. Поэтому при падении давления масла необходимо внимательно контролировать температуру масла и температуру газа перед турбиной (которая в случае разрушения подшипников и торможения ротора увеличивается вследствие увеличения регуляторами подачи топлива). В случае отклонения этих параметров от установившихся для данного режима значений или появления постороннего шума двигатель следует выключить.

3.6 ЗАПРАВКА МАСЛОСИСТЕМЫ

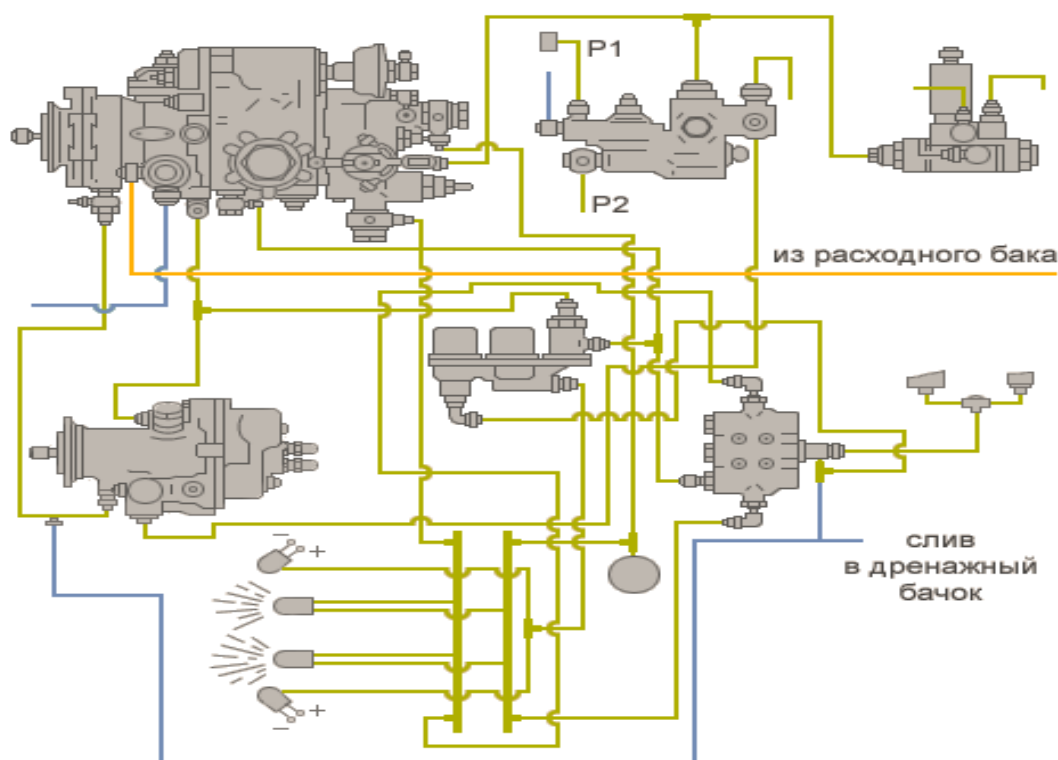
Заправка маслом. Перед заправкой вертолета маслом заправщику необходимо выполнить те же требования, что и при заправке топливом. Заземлить вертолет и маслозаправщик, открыв крышку заливной горловины одного из баков, установить в горловину воронку с сеткой саржевого плетения. С помощью заправочного пистолета заправить бак маслом. При отсутствии маслозаправщика разрешается выполнять заправку маслом из чистых опломбированных бидонов через воронку с сеткой, размер ячейки которой 63 мкм. С помощью щупа проконтролировать количество заправленного масла, после чего аналогичным образом заправить другой бак. Минимальное количество масла в баке должно быть не менее 6 л. Заправочные средства, применяемые для масла Б-ЗВ, должны иметь надпись с указанием сорта масла. Смешивать масло Б-ЗВ с минеральными маслами не допускается. Масло, пролитое на элементы конструкции, должно быть удалено при помощи салфетки, смоченной нефрасом. При отсутствии масла в маслосистемах двигателей заправку выполняют в два этапа. На первом этапе баки заправляют маслом до отметки 10 л, на втором производят прокрутку двигателей электростартером, после чего в баки доливают масло до отметки 10 л. При чрезмерной заправке баков лишнее масло следует слить. Если в процессе эксплуатации масло будет загрязнено или в нем будет находиться металлическая стружка, необходимо масло заменить. Кроме того, заменяют масло не реже 1 раза в год. При замене масла его требуется слить не только из баков, но и из маслорадиаторов, трубопроводов, магистралей и агрегатов двигателя. Для слива масла из маслосистемы двигателей необходимо установить противень под краны слива, на один из кранов надеть специальный шланг, вывести второй конец шланга за борт вертолета и опустить его в предусмотренную для слива емкость. Открыть крышку маслобака той маслосистемы, из которой сливают масло, и открыть сливной кран.



Слив масла из масляной системы двигателей через блок сливных кранов:

1- масляный радиатор; 2- заглушка; 3- блок сливных кранов; 4- масляный бак; 5- сливной кран масляного бака; 6- пробка заливной горловины; 7- рукоятка блока сливных кранов; 8- тара для масла; 9- заглушка от загрязнения трубопровода слива

3.7 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ



Агрегаты топливной системы двигателя ТВ2-117АГ

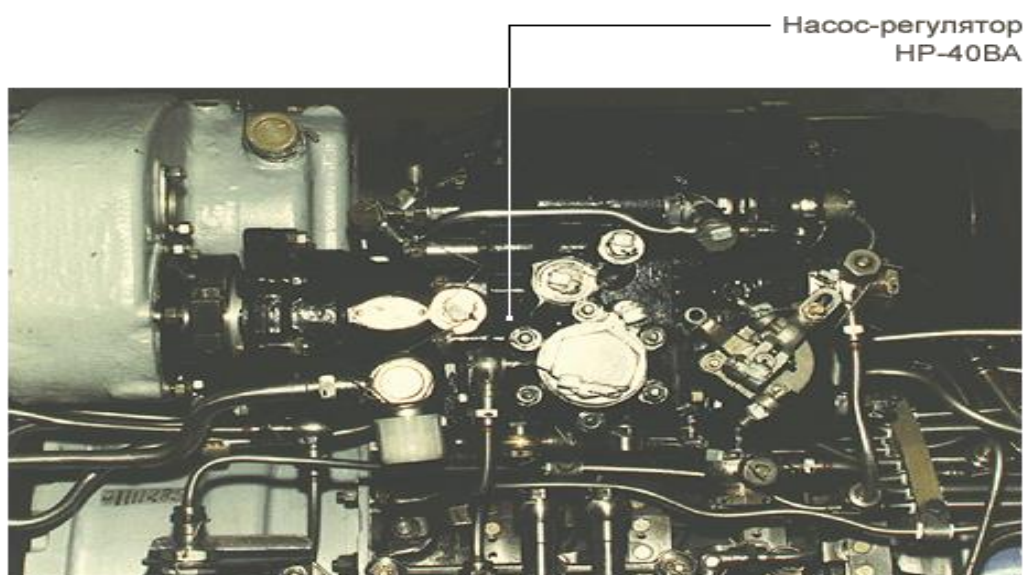
Нарушение нормальной работы системы топливопитания, как правило, приводит к изменению подачи топлива в камеру сгорания, что соответствующим образом сказывается на работе двигателя. Другими признаками нарушения нормальной работы системы топливопитания могут быть: изменение давления топлива, определяемое по указателю манометра УИЗ-3, подтекание топлива из-за негерметичности системы, определяемое визуально или по запаху.

Из неисправностей системы топливопитания наиболее вероятны следующие.

1. Отказ подкачивающих насосов расходного бака (практически отказ электрического привода насосов). В этом случае гаснет табло «Расход, бак» и частота вращения турбокомпрессоров двигателей падает на 2—5%, а несущего винта - на 1, также возможно падение давления топлива перед рабочими форсунками по измерителю УИЗ-3. Отказ подкачивающих насосов

при полете на высотах более 1000 м может сопровождаться выключением одного или двух двигателей. Происходит это вследствие того, что на больших высотах подача топлива в двигатель дросселируется регуляторами до минимального значения по устойчивости горения в камере сгорания. Кроме того, пространство над топливом в баках сообщается с атмосферой и при уменьшении атмосферного давления уменьшается гидростатический подпор топлива на входе в насос высокого давления. В этом случае даже незначительное уменьшение давления топлива на входе в насос и, соответственно, перед рабочими форсунками может приводить к срыву пламени и самовыключению двигателя. Поэтому, если отказ топливopодкачивающих насосов сопровождается только падением частоты вращения турбокомпрессоров двигателей и несущего винта, необходимо снизиться до высоты 400—500 м над рельефом местности, уменьшить общий шаг несущего винта до

рекомендуемой частоты вращения винта и продолжать полет до места возможного выполнения нормальной посадки. Если отказ насосов сопровождается отказом одного из двигателей, то необходимо снизиться до высоты порядка 500 м, произвести запуск выключившегося двигателя. Полет с отказавшими насосами не безопасен и поэтому необходимо совершить посадку на ближайшей посадочной площадке. При отказе обоих двигателей попытку запуска их рекомендуется производить в том случае, если время запуска двигателя и выхода на рабочий режим меньше времени снижения вертолета в режиме авторотации. Так, для вертолета Ми-8 время запуска и выхода двигателя на рабочий режим соответствует времени снижения вертолета в режиме авторотации с высоты порядка 1000 м.

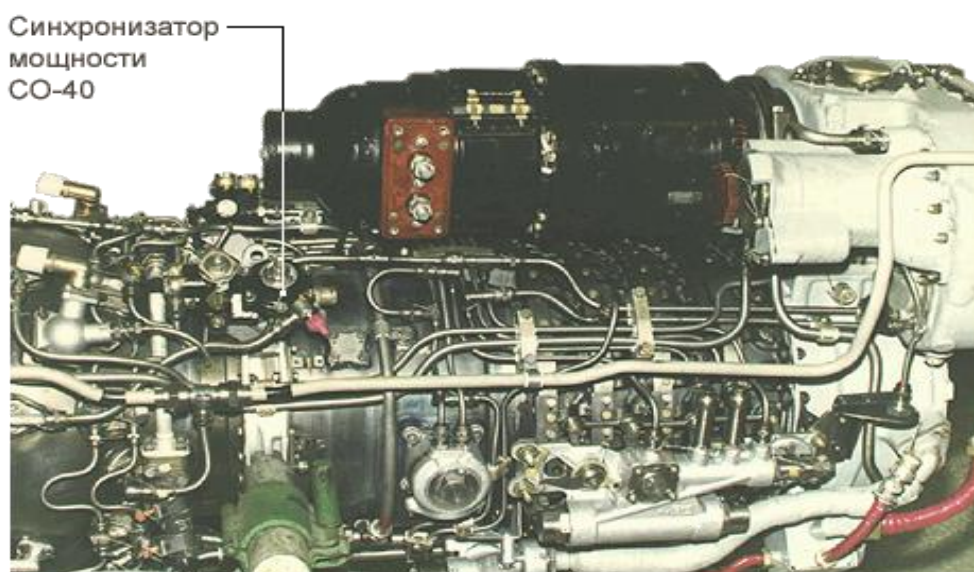


2. Заедание клапана дренажа второго контура рабочих форсунок в открытом положении. Основной причиной этой неисправности является попадание под фаску клапана твердых частиц смолы или продуктов механического износа насоса высокого давления. В этом случае двигатель не увеличивает частоты вращения с режима примерно 66% при повороте рукоятки коррекции вправо (при перемещении рычага управления насосом-регулятором на увеличение режима работы двигателя) вследствие недостаточного поступления топлива к форсункам. Определяется дефект по наличию большого количества топлива в дренажном бачке. При длительной работе с такой неисправностью дренажный бачок переполняется топливом, которое сливается из бачка в атмосферу через дренажную трубку. Устраняется дефект заменой блока дренажных клапанов.

3. Засорение рабочих топливных форсунок. Дефект является следствием наличия большого количества механических примесей в топливе и засорения фильтра тонкой очистки. В этом случае, как было указано выше, топливо поступает в систему двигателя через фильтр грубой очистки и перепускной клапан. Механические примеси топлива засоряют фильтрующую часть форсунок, которые также могут засоряться продуктами износа плунжерных пар насоса высокого давления при выключении

двигателя пожарным краном, или смолистыми веществами, осаждающимися на деталях топливотрегулирующей аппаратуры при применении недоброкачественного топлива. Опасность засорения форсунок заключается в неравномерной подаче ими топлива в камеру сгорания и получении неравномерного поля температур газа перед турбиной. Это может приводить к разрушению турбины, а в отдельных случаях — к прогару жаровой трубы камеры сгорания. Обнаруживается дефект по увеличению давления топлива перед форсунками и одновременному «зависанию» или уменьшению температуры газа. В случае, если давление топлива превысит 60 кгс/см², двигатель следует выключить и перейти на однодвигательный полет.

3.8 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ



Неисправности системы регулирования и управления вызывают нарушение нормальной работы двигателей и определяются по отклонениям от установленных значений основных параметров, характеризующих работу силовой установки вертолета. Опыт эксплуатации вертолета Ми-8

показывает, что основные неисправности системы регулирования двигателей вызывают следующие нарушения работы силовой установки:

1. Двигатель в процессе запуска самопроизвольно выходит на повышенный режим. Явление это чрезвычайно опасно и недопустимо, так как сопровождающее его резкое повышение температуры-газа перед турбиной может вызвать разрушение или деформацию ее основных узлов. Неисправность возникает вследствие неправильной установки рычагов управления (рычага «шаг-газ», рукоятки коррекции или рычага отдельного управления) в исходное положение перед запуском двигателя, неправильной регулировки-насоса-регулятора или заедания золотниковых пар регуляторов. Наиболее частой причиной этой неисправности является залипание золотника клапана минимального давления в закрытом положении. Такое явление замечается при заправке топливом, не обладающим высокой химической стабильностью или содержащим большое количество водной эмульсии. Особенно способствуют залипанию золотников смолистые вещества, образующиеся в топливе при длительной стоянке двигателя.

При обнаружении такой неисправности запуск двигателя необходимо прекратить и решить вопрос о возможности дальнейшей эксплуатации топливного насоса-регулятора или его замене. В случаях крайней необходимости дефект можно попытаться устранить повторением запуска. При этом переменное давление, действующее на торец золотника может сдвинуть его с места, и в дальнейшем он будет работать нормально.

2. Несинхронная работа двигателей на установившихся режимах. При работе автоматической системы поддержания постоянным заданного значения $N_{тк}$ разность частот вращения компрессоров двигателей («вилка») не должна превышать 2%. Эту задачу решает синхронизатор оборотов СО-40 Основными причинами разнорежимности работы двигателей являются следующие:

- неправильная регулировка системы управления «шаг—газ». При этом заведомо насосы-регуляторы настраиваются на различную подачу

топлива в двигатели. Устраняется неисправность проверкой и регулировкой системы «шаг—газ».

- негерметичность соединительных шлангов воздушной системы синхронизаторов мощности или замерзание конденсата в них. Последняя неисправность наиболее характерна для эксплуатации вертолета при температурах атмосферного воздуха, близких к (УС. Устраняется дефект заменой поврежденных соединительных шлангов и трубок привода воздуха к мембранным устройствам синхронизаторов, подтяжкой мест их подсоединения, а также удалением замерзшего конденсата путем прогрева и продувки шлангов воздухом. С целью профилактики образования и замерзания конденсата перед полетом вертолета необходимо проверять отстойник шлангов и удалять из них скопившуюся влагу или продувать шланги, если отстойники не установлены.

Несинхронность работы двигателей необходимо выявлять в процессе опробования двигателей на земле. Если при опробовании на основных режимах обнаруживается разность в частотах вращения турбокомпрессоров более 2%, следует двигатели выключить и устранить неисправности. При появлении «вилки» более 2% в полете необходимо изменением общего шага подобрать такой режим работы двигателей, при котором разнорежимность будет в пределах допуска. Несинхронность двигателей может расти вследствие неисправности проточной части одного из двигателей (например, чрезмерной вытяжки турбинных лопаток, разрушения подшипников) или разрушения топливопроводов системы регулирования. Поэтому, когда изменение режима работы двигателей не устраняет несинхронности, а наоборот, приводит к ее увеличению, необходимо выявить неисправный двигатель и выключить его.

3. Раскачка частоты вращения турбокомпрессоров. Эта неисправность может быть вызвана следующими причинами:

- неустойчивой работой системы автоматического поддержания постоянства оборотов или регулятора оборотов турбокомпрессора вследствие

образования во внутренних топливных полостях регуляторов воздушных пробок или паров топлива; обычно эта неисправность имеет место после замены топлива в системе или осмотра топливных фильтров;

- неустойчивой работой системы синхронизации мощности вследствие разгерметизации воздушных соединительных шлангов синхронизаторов, образования конденсата в этих шлангах или заедания золотников;

- падением давления топлива в магистрали перед насосами высокого давления, что возможно при засорении топливных фильтров механическими примесями или при попадании в них воды (особенно в условиях низких температур), а также при отказе подкачивающих насосов;

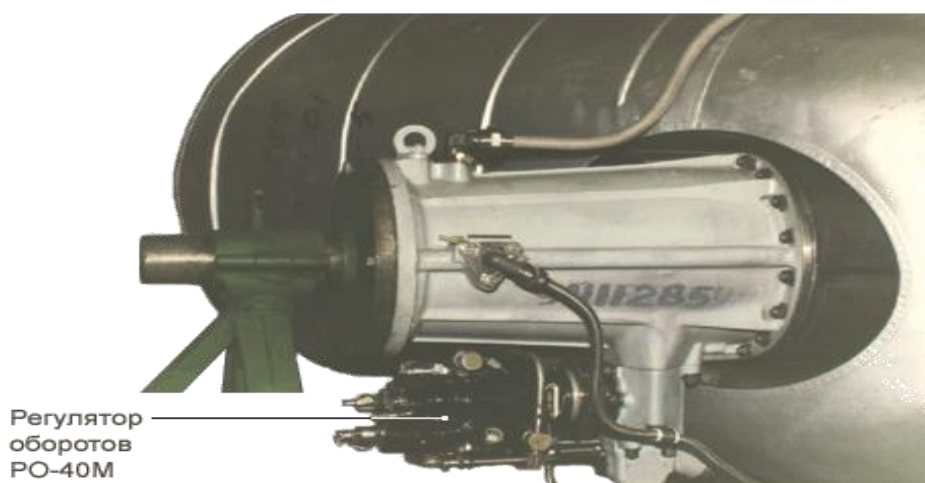
- неустойчивой работой системы ограничения температуры газа перед турбиной при работе на режиме с максимально допустимой температурой газов.

- раскачка частоты вращения турбокомпрессоров не допускается, так как при этом возникают переменные механические и тепловые нагрузки на детали проточной части двигателя и возможность их разрушения. При появлении раскачки в полете необходимо изменением общего шага подобрать такой режим работы двигателей, на котором раскачка отсутствует или уменьшается до минимума. Если изменение режима не устраняет раскачки, необходимо выключить автоматическую систему поддержания оборотов $NB == const$ поворотом коррекции влево и ручным управлением подобрать устойчивый режим работы двигателей. При невозможности поддержания устойчивого режима необходимо выключить неисправный двигатель или произвести посадку.

4. Велико время приемистости двигателей (больше 15 с). Как правило, неисправность обнаруживается в процессе отдельного опробования двигателей или совместного рычагом «шаг-газ». Приемистость двигателей считается достаточной, если при установленном темпе перемещения рычага «шаг-газ» на увеличение режима недобор $NH.B$ не превышает допустимого

значения. Например, для вертолета Ми-8 с нормальной взлетной массой при перемещении рычага «шаг-газ» в положение, соответствующее взлетному режиму работы двигателей, за время 10 с не должно происходить падение N_{nv} ниже 89%. Время приемистости, если не производилась замена дроссельных пакетов системы регулирования, может расти вследствие износа проточной части двигателя, а также смолоотложения на элементах топливной автоматики и на дроссельных пакетах. Выполнение полетов с двигателями, имеющими увеличенное время приемистости, опасно возможностью перетяжеления винта, особенно в случаях вертикального взлета и посадки, а также на переходных режимах полета. Для предупреждения перетяжеления винта и помпажа компрессора темп перемещения рычага «шаг-газ» на увеличение режима необходимо согласовать со временем приемистости двигателей. Регулировка приемистости производится на неработающих двигателях подбором пропускной способности (проливки) дроссельных пакетов системы регулирования.

5. Заброс температуры газа перед турбиной в процессе приемистости превышает допустимую величину (875°C на земле). Как было указано выше, заброс температуры газов приводит к тепловым ударам и может вызвать разрушение турбины. Поэтому при обнаружении заброса температуры необходимо уменьшить темп затяжеления винта (или, что в системе «шаг-газ» то же самое, повышения режима работы двигателя). Уменьшение заброса температуры газа при приемистости достигается установкой дроссельных пакетов с меньшей проливкой.



6. Самопроизвольная раскрутка несущего винта, могущая возникать на режимах работы автоматической системы поддержания заданной частоты вращения винта. На вертолете эту задачу решает регулятор оборотов РО-40М. Причинами неисправности являются: заедание клапана слива топлива регулятора оборотов свободной турбины (несущего винта) в закрытом положении, замерзание конденсата в соединительных воздушных шлангах синхронизаторов, заедание золотника одного из синхронизаторов в положении дросселирования подачи топлива и т. и. Так как в системах регулирования, оборудованных синхронизаторами мощности, самопроизвольный выход одного из двигателей на повышенный режим приводит к синхронному увеличению режима второго двигателя, выявить неисправный двигатель довольно затруднительно. Поэтому необходимо поворотом коррекции влево выключить автоматическую систему поддержания частоты вращения несущего винта и установить ручную $N_{нв}$, соответствующее взлетному режиму. При самопроизвольном снижении $N_{нв}$ ниже 92—93% уменьшить шаг винта до значения $N_{нв}$, соответствующего взлетному режиму, и дальнейшее выполнение задания прекратить. В случае затруднения выполнения посадки (полеты над водой, пересеченной местностью и т. п.) необходимо плавным поворотом коррекции вправо и затяжением винта подобрать режимы, необходимые для продолжения полета до места безопасной посадки.

7. Велик заброс частоты вращения несущего винта при уборке шага со взлетного режима до режима малого газа при темпе сброса, соответствующем времени приемистости двигателя. Заброс $N_{нв}$ не должен превышать 103% (при темпе сброса шага не быстрее 10 с). Превышение этих значений может приводить к разрушению трансмиссии силовой установки и поэтому недопустимо. Заброс обычно вызывается неправильной регулировкой синхронизаторов мощности, регуляторов оборотов несущего винта или системы управления поворотом лопаток компрессора одного из двигателей. Темп сброса шага пилот должен выдерживать таким, чтобы заброса частоты вращения несущего винта не происходило.

Раскрутка несущего винта в процессе планирования вертолета с работающими двигателями. Руководством по летной эксплуатации вертолета допускается увеличение частоты вращений несущего винта при планировании с работающими двигателями на режиме малого газа до $N_{нв} = 105\%$ в течение не более 5 с, а при работе двигателей на режимах выше малого газа — до $N_{нв} = 103\%$ в течение не более 30 с. Превышение этих величин может быть вызвано ненормальной работой регулятора оборотов несущего винта или синхронизатора мощности, которые дросселируют слив топлива с полости сервомеханизма дозирующей иглы насоса-регулятора.

НР-40ВГ. Устраняется неисправность регулировкой этих элементов. При обнаружении раскрутки несущего винта необходимо увеличением общего шага установить рекомендуемое значение.

3.9 НЕИСПРАВНОСТИ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Неисправности гидравлической системы нарушают нормальную работу ее агрегатов также и двигателя в целом. Они определяются по отклонению от установленных значений основных параметров, характеризующих работу силовой установки.

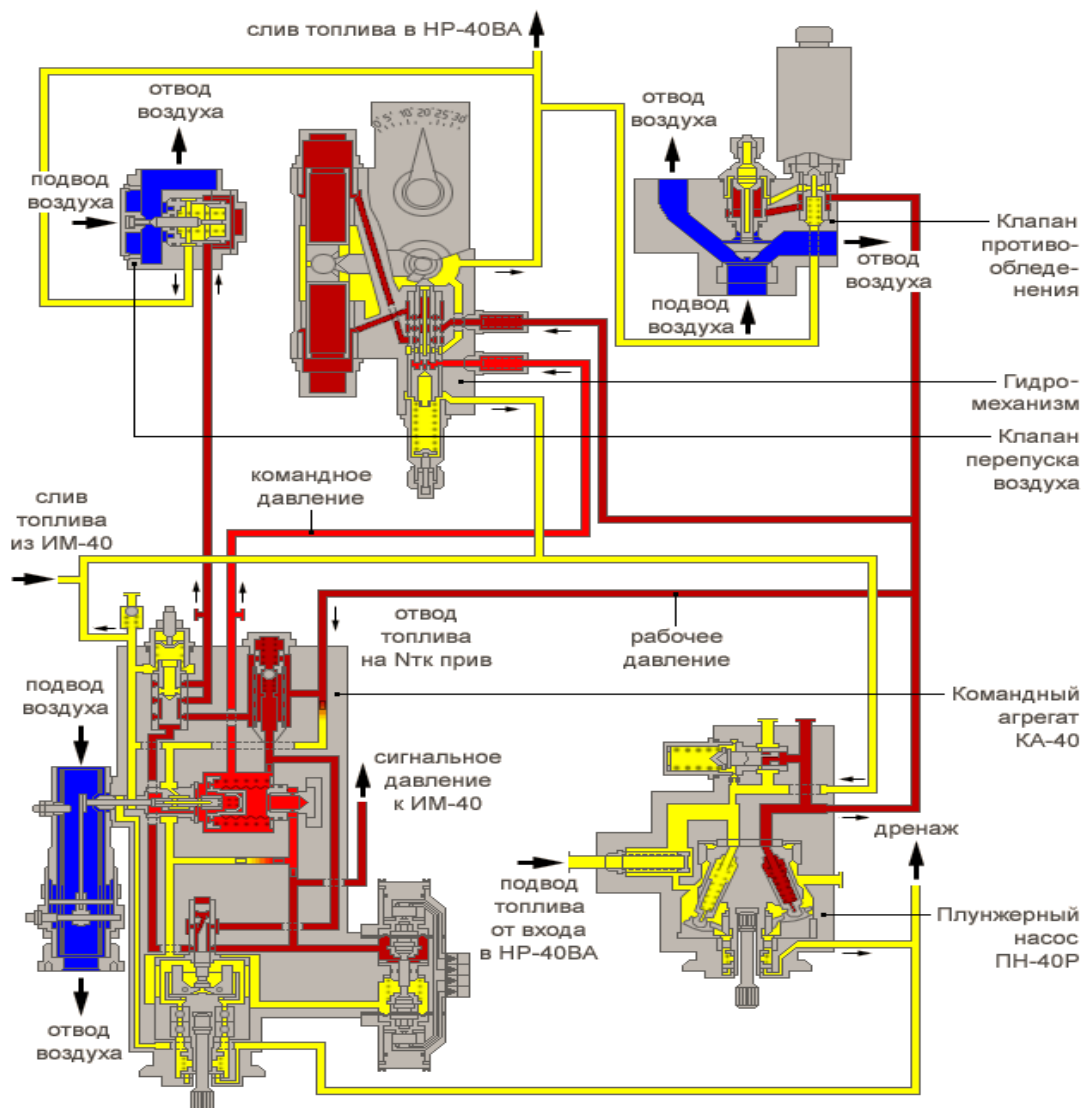
Неисправности гидравлической системы вызывают следующие нарушения работы силовой установки.

1. Слишком раннее (при $N_{тк} < 57\%$) или слишком позднее (при $N_{тк} > 63\%$) отключение электростартера.

При раннем отключении стартера двигатель может не выходить на режим малого газа; при позднем отключении возможно превышение допустимой температуры газа перед турбиной в процессе запуска, что уменьшает надежность турбины. Обычно причиной раннего или позднего отключения стартера является неправильная регулировка блока электроконтактов агрегата КА-40.

Устраняется неисправность регулировкой моментов срабатывания микровыключателей.

2. Несинхронная работа двигателей на установившихся режимах. Неисправность возможна вследствие неудовлетворительной работы агрегата КА-40. Например, при попадании посторонних параметров в трубопровод датчика полной температуры воздуха нарушается нормальная работа датчика командного давления и нарушается синхронность поворота лопаток компрессоров двух двигателей. Аналогичное явление возможно при засорении топливного фильтра агрегата КА-40, образовании воздушных пробок и т. д.



Агрегаты гидросистемы двигателя двигателя ТВ2-117АГ

При обнаружении несинхронной работы двигателей в полете (когда разность по частоте вращения турбокомпрессоров превышает 2% «а рабочих режимах) необходимо изменением режима работы двигателей устранить эту разность. Если это не удастся и разность увеличивается, необходимо определить неисправный двигатель и выключить его. Устраняется неисправность проверкой работы агрегатов гидросистемы и, при необходимости, их регулировкой или заменой.

3. Раскачка частоты вращения ротора турбокомпрессора, возникающая вследствие раскачки командного давления за агрегатом КА-40, пульсации силового давления за агрегатом ПН-40 и неисправности гидромеханизмов.

При возникновении неисправности в полете необходимо изменением режима работы двигателей уменьшить раскачку до минимального значения. Если она не прекращается, необходимо определить неисправный двигатель и выключить его. Устраняется неисправность проверкой работы агрегатов гидросистемы и, при необходимости, их заменой.

3.10 ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ГИДРОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ТВ2-117АГ

Безотказная работа гидравлической системы может быть гарантирована лишь при своевременном выполнении определенного комплекса работ в соответствии с регламентом технического обслуживания вертолета. Основными видами работ по этой системе являются: контроль состояния и надежность крепления агрегатов и трубопроводов системы, проверка системы на герметичность, заправка гидросистемы АМГ-10, контроль фильтров и зарядка гидроаккумуляторов. Трещины на агрегатах гидросистемы не допускаются, поврежденные агрегаты подлежат замене. Негерметичность устраняется подтяжкой гаек разъемных соединений или заменой уплотнительных прокладок. Ослабленные гайки крепления подтягивают с определенным моментом тарированными ключами. Нарушенную контровку заменяют. Расстояние между трубопроводами на изгибах должно быть не менее 3 мм, между трубопроводами и неподвижными элементами конструкции вертолета не менее 5 мм, а между трубопроводами и подвижными элементами не менее 10 мм. Допустимая овальность в местах изгиба трубопроводов не должна превышать 5 мм. Царапины, риски, потертости и коррозию глубиной до 0,1 мм удаляют путем зачистки шлифовальной шкуркой до полного удаления следов повреждения, а затем поврежденные участки грунтуют и покрывают эмалью зеленого или шарового цвета в зависимости от принадлежности трубопровода системе.

Шланги гидросистемы, имеющие негерметичность, вызванную надрывами и потертостями, заменяют.

При обнаружении помутнения масла, механических примесей и воды: берут повторную пробу, если и в ней имеются таковые, то АМГ-10 в гидросистеме заменяют. Из гидробака масло сливают через бортовые клапаны всасывания при помощи специального шланга с наконечником, обеспечивающего открытие их обратных клапанов. Для этого выводной конец шланга предварительно устанавливают в предусмотренную для слива емкость. Из трубопроводов нагнетания масло сливают путем отжатия обратных клапанов бортовых клапанов нагнетания. Слив масла в емкость ведут через шелковый (батистовый) фильтр. После слива масла следует промыть гидросистему, для чего подсоединить шланг нагнетания гидроустановки к бортовому клапану всасывания основной гидросистемы, а шланг всасывания гидроустановки опускают в емкость с профильтрованным маслом, ранее слитым из гидросистемы. Включив гидроустановку и пронаблюдав за уровнем масла в полостях гидробака, когда уровень масла дойдет до верхних рисок масломерных стекол бака, гидроустановку выключают. Вновь сливают масло из гидросистемы, проверив его чистоту, а затем снимают и промывают фильтры тонкой очистки гидросистемы и устанавливают их на место.

Заправка гидросистемы: Заправляют бак гидросистемы закрытым способом. Для этого следует проверить наличие разрешения на заправку маслом из гидроустановки в паспорте (контрольном талоне). Перед заправкой бака слить отстой масла из гидроустановки в стеклянную тару и проконтролировать его на предмет наличия грязи, механических примесей и воды. Подготовить гидроустановку и проверить чистоту наконечников и переходников. При обнаружении грязи и пыли наконечники и переходники промывают керосином и после их протирания чистой салфеткой через них проливают 0,5 л АМГ-10 путем включения гидроустановки. Перемещая ручки управления, стравить давление в гидросистеме по манометру до нуля

и, открыв крышку люка бортовых клапанов, отвернуть заглушку всасывающего клапана основной гидросистемы. Подсоединить к клапану нагнетающий шланг с переходником и включить гидроустановку. Контроль заправки вести по масломерным стеклам емкостей бака. При достижении уровня гидрожидкости верхних рисок на масломерных стеклах необходимо выключить гидроустановку. Отсоединив от бортовой панели шланг с переходником гидроустановки, навернуть на клапан заглушку и законтрить ее. Аналогичным образом заправить бак дублирующей гидросистемы. Для заправки можно использовать наземные гидроустановки типа УПГ-250, УПГ-250МГ, УПГ-300, ЭГУ-3. По окончании заправки гидросистемы следует проверить ее работу от двигателей или наземной гидроустановки, вновь проконтролировать уровень масла в гидробаке и при необходимости дозаправить. Установку крышки заливной горловины, гаек трубопроводов и гаек-заглушек бортовых штуцеров всасывания и нагнетания производят с предварительным их осмотром на предмет исправности и последующей контровкой.

Проверка гидросистемы: для проверки гидросистемы на герметичность и работоспособность без запуска двигателей используют установку УПГ-250. При этом выворачивают заглушки со штуцеров всасывания и нагнетания основной и дублирующей гидросистем и на них наворачивают наконечники соответствующих шлангов установки. К вертолету подключают источник аэродромного питания и переключатель АККУМУЛЯТОР - АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ устанавливают в положение АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ. На левой панели АЗС включают выключатели АЗС АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ 115 - ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115, ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВНАЯ, ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИРУЮЩАЯ, а на средней панели электропульты устанавливают переключатель ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В - ГЕНЕРАТОР 115 В в положение ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В, выключатели ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВНАЯ, ГИДРОСИСТЕМА ДУБЛИРУЮЩАЯ в ПОЛОЖЕНИЕ ВКЛЮЧЕНО,

должно загореться табло РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В. На правой приборной доске переключатель ТРАНСФОРМАТОР ДИМ установить в положение ОСНОВНОЙ, на средней панели электропульты стрелки указателя УИ-1 станут на 0. Включить установку УПГ-250 и проследить за показаниями указателей УИ-1. При повышении давления в основной гидросистеме по указателю $(3,5 \pm 0,5)$ МПа $[(35 \pm 5)$ кгс/см²] должно загореться табло ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА, а давление по указателю дублирующей гидросистемы должно быть равно 0. При плавном перемещении командных рычагов управления в диапазоне их отклонения со скоростью не более 10 циклов в минуту стрелка указателя УИ-1 основной гидросистемы должна колебаться в пределах $(4,5 \pm 0,3)$ МПа $[(45 \pm 3)$ кгс/см²]. Передвижение рычагов управления должно быть легким и плавным без заеданий, рывков, вибраций и затяжений. После проверки работы основной гидросистемы выключатели включения гидросистем и установку УПГ-250 необходимо выключить и сбавить давление в гидросистеме путем перемещения командных рычагов управления. Проверить состояние тяг и качалок в системе управления вертолетом на предмет наличия перекосов, заеданий, зазоров и ослабления крепления гидроусилителей, которых не должно быть. Поперечный зазор опор гидроусилителя допускается не более 0,5 мм. При наличии дефектов в системе управления их устраняют и производят повторную проверку работоспособности основной гидросистемы. Кроме контроля подвижных элементов системы управления вертолетом, проверяют отсутствие подтекания гидрожидкости, ослабления соединения агрегатов, трубопроводов и штуцеров, срыва резьбы гаек и повреждений развальцовок трубок. После проверки основной гидросистемы в таком же порядке проверяют работу дублирующей гидросистемы. В этом случае выключатель ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВНАЯ необходимо выключить. Тогда при падении давления гидрожидкости в основной системе по указателю УИ-1 до $(3 \pm 0,5)$ МПа $[(30 \pm 5)$ кгс/см²] должна включиться дублирующая гидросистема, о чем свидетельствует загорание табло ДУБЛИРУЮЩАЯ

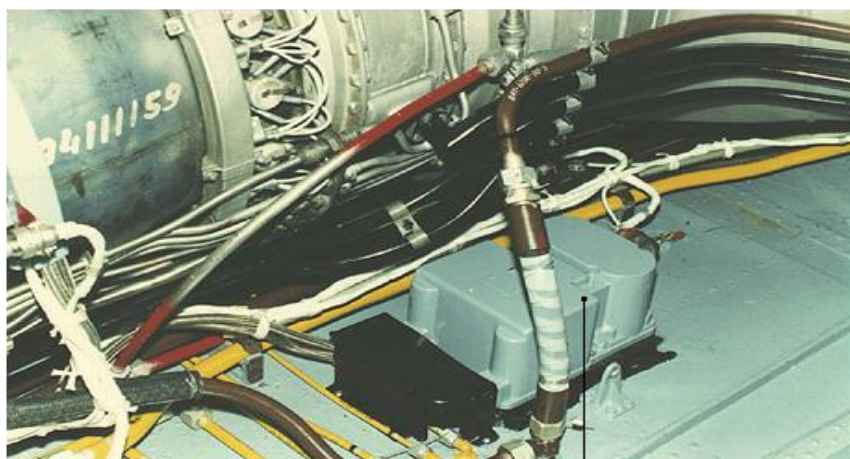
ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА, а табло ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА должно погаснуть. Остальные операции аналогичны проверке основной гидросистемы. После проверки работы дублирующей гидросистемы следует включить выключатель ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВНАЯ и проследить за показанием указателей УИ-1. При нарастании давления в основной системе до $(3,5 \pm 0,5)$ МПа [(35 ± 5) кгс/см²] давление в дублирующей системе должно плавно упасть до $(3 \pm 0,2)$ МПа [(30 ± 2) кгс/см²], а затем резко до 0. При этом, загорится табло ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА. В случае проверки работы основной гидросистемы проверяют работу автопилота. После проведения проверки работоспособности основной и дублирующей гидросистем проверяют зарядку гидроаккумуляторов. Проверку осуществляют методом стравливания давления в системе путем перемещения командных рычагов управления после выключения гидроустановки. При правильной зарядке гидроаккумуляторов азотом характерно резкое падение давления в гидросистеме по манометрам с $(3 \pm 0,2)$ МПа [(30 ± 2) кгс/см²] до 0. Выключение гидросистем вертолета и гидроустановки производят в последовательности, обратной включению. В случае падения давления в гидросистемах до 0 с величины, большей или меньшей $(3 \pm 0,2)$ МПа [(30 ± 2) кгс/см²], необходимо проверить зарядку гидроаккумуляторов азотом специальным приспособлением. Для этого следует, сняв колпачок зарядного штуцера аккумулятора, навернуть на штуцер приспособление и, поворачивая шток приспособления за рукоятку, открыть зарядный клапан гидроаккумулятора и по манометру приспособления определить давление азота. Если давление азота окажется меньше 2,8 МПа (28 кгс/см²), то требуется зарядить гидроаккумулятор азотом. Для этого следует закрыть зарядный клапан гидроаккумулятора, вывернуть шток приспособления и снять заглушку с приспособления для подсоединения зарядного шланга. Выполнив подготовку аэродромного баллона и зарядного шланга к работе, подсоединить последний к баллону и штуцеру зарядного приспособления.

Поворотом штока приспособления за рукоятку открыть зарядный клапан гидроаккумулятора, а вентилем баллона подать азот, регулируя по манометру приспособления рост давления в гидроаккумуляторе. При показаниях манометром давления $(3,2 \pm 0,2)$ МПа $[(32 \pm 2)$ кгс/см²] закрыть вентиль баллона и зарядный клапан гидроаккумулятора, запорной иглой стравить давление в шланге, снять зарядный шланг и приспособление. При перезарядке гидроаккумулятора с помощью запорной иглы приспособления следует стравить давление до требуемого. Герметичность зарядного клапана аккумулятора проверяют путем увлажнения клапана мыльным раствором. Аналогичным образом проверяют и заряжают азотом другие гидроаккумуляторы. Зарядку гидроаккумуляторов производят при отсутствии давления в гидросистемах.

3.11 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

табло «Автомат включен» и ротор турбокомпрессора не раскручивается стартером. Надежность работы системы запуска двигателя в значительной степени определяется строгим выполнением инструктивных материалов по техническому обслуживанию двигателей и летной эксплуатации вертолета. Опыт эксплуатации вертолетных двигателей показывает, что уменьшение надежности работы системы запуска вызывается преимущественно эксплуатационными причинами. Характерными нарушениями нормальной работы двигателей в процессе запуска являются следующие.

1. При нажатии на кнопку «Запуск» не загорается табло.



Агрегат зажигания
СКНА-22-2А

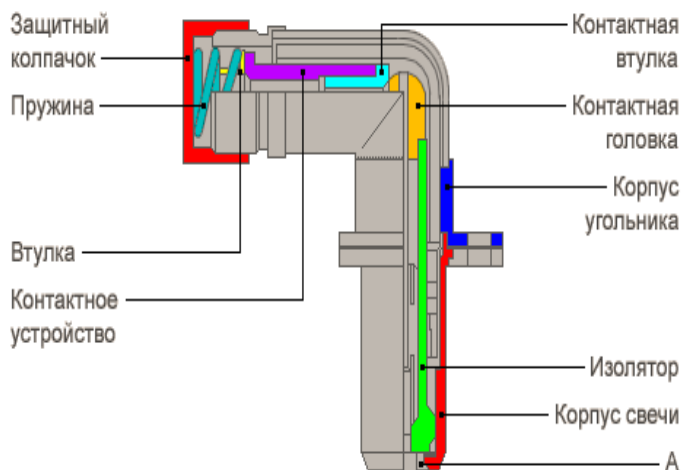
Обычно причиной этой неисправности является неполное проведение подготовки к запуску (например, не расторможен несущий винт) или повреждение электропроводки. Необходимо подготовку К запуску двигателя проводить в соответствии с контрольной картой обязательных проверок оборудования кабины экипажа. В случае, если подготовка к запуску проведена согласно «Руководству по летной эксплуатации», а автоматика пусковой панели не включается, необходимо проверить электропроводку и устранить неисправность.

2. Не воспламеняется пусковое топливо. Определяется дефект по отсутствию температуры газа на указателе ИТГ-1. Если после подачи в камеру сгорания рабочего топлива (определяется по появлению давления на указателе) воспламенение его не происходит, запуск следует прекратить во избежание поступления большого количества топлива в двигатель и опасности пожара.

Возможные причины этой неисправности следующие.

Неисправность свечи или агрегата зажигания. В отдельных случаях работу свечи можно прослушивать по характерному треску, создаваемому в момент искрообразования. Отсутствие такого треска свидетельствует об отказе свечи или агрегата зажигания. Для устранения неисправности необходимо проверить работу свечей, агрегата зажигания и подачу питания к

агрегату зажигания и от него — к свечам. При необходимости рекомендуется последовательно заменить свечи, высоковольтный провод или агрегат зажигания.

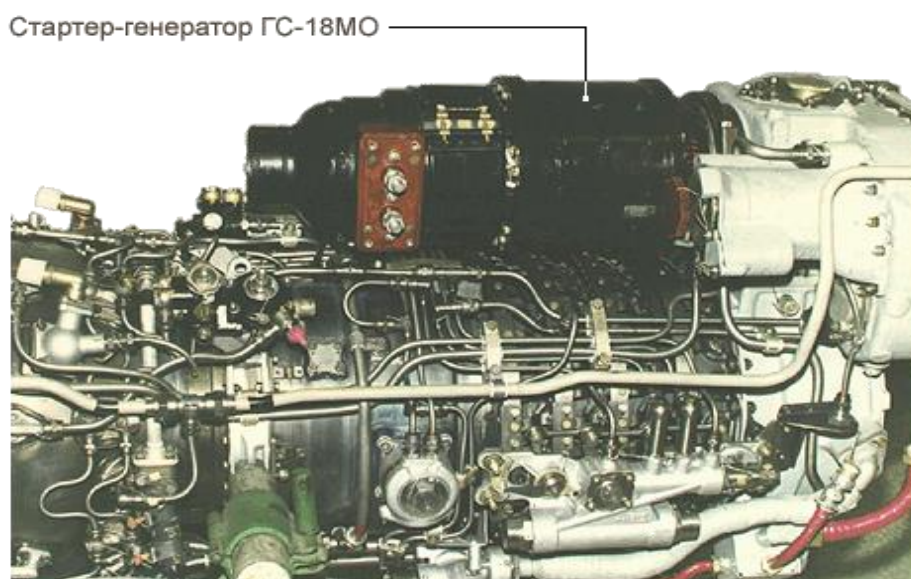


Отсутствие подачи топлива к пусковым воспламенителям или неудовлетворительный распыл топлива пусковыми форсунками. Для более точного определения причины неисправности необходимо проверить давление пускового топлива во время ложного запуска с открытым стоп-краном. Если давления пускового топлива нет и исправна электрическая цепь управления электромагнитными клапанами, следует заменить блок электрических клапанов.

Если давление пускового топлива нормальное, заменяется пусковой воспламенитель.

3. Мала частота вращения при раскрутке турбокомпрессора от бортовых аккумуляторных батарей. Нормальная частота при раскрутке турбокомпрессора как от бортовых аккумуляторов, так и от аэродромного источника питания должна соответствовать установленным инструкцией по эксплуатации двигателя. Обычно причиной этой неисправности является разрядка аккумуляторных батарей. Если при «зависании» Нтк во время запуска напряжение в бортсети упадет ниже 16 В или когда при не поджоге

топлива установившаяся частота вращения раскрутки будет меньше допустимой, аккумуляторные батареи необходимо заменить.



Малы частоты вращения при раскрутке турбокомпрессора от аэродромного источника питания. Характерными причинами неисправности являются " недостаточное напряжение на аэродромном источнике питания или большая сила тока в цепи якоря стартера. Начальное напряжение аэродромного источника питания должно быть .24—30 В. В случае несоответствия нормальному значению его необходимо отрегулировать.

4. При большой силе тока в цепи якоря стартера (более 90 А в конце ложного запуска) необходимо проверить легкость вращения турбокомпрессора при ручной прокрутке, проверить исправность стартера-генератора и проверить сопротивление цепи согласно электросхеме запуска двигателя.

5. Слишком раннее или позднее отключение электростартера ГС – 18МО. При раннем отключении стартера возможно зависание частоты вращения ротора турбокомпрессора и прекращение запуска. Позднее выключение стартера может приводить к забросу частоты вращения турбокомпрессора и срыву пламени в камере сгорания вследствие

уменьшения подачи топлива топливной автоматикой, настроенной на поддержание $N_{нв} = \text{const}$ (в соответствии с положением рычагов управления). Причиной неисправности является неправильная регулировка автоматических устройств отключения стартера. Устраняется неисправность соответствующей регулировкой.

6. Зависание частоты вращения турбокомпрессора в начальный период запуска. Обычно причинами указанной неисправности являются:

- неправильная регулировка автомата запуска, вследствие чего слив дозированного топлива через его клапан не дросселируется и соответственно не растет подача топлива в двигатель;
- засорение воздушного фильтра или входного воздушного жиклера автомата запуска, что особенно характерно при эксплуатации вертолета на пыльных площадках;
- неисправность клапана дренажа первого контура рабочих форсунок; при этом значительная часть топлива сливается через дренажный клапан в дренажный бачок вертолета; для устранения неисправности необходимо проверить количество топлива в дренажной бачке (чем определяется исправность дренажного клапана), проверить и, при необходимости, промыть воздушный фильтр и входной жиклер автомата запуска; в случае исправности дренажного клапана, чистоты фильтра и жиклера отрегулировать автомат запуска.

7. Зависание частоты вращения турбокомпрессора в конечный период запуска. Неисправность вызывается негерметичностью в воздушном тракте автомата запуска или его неудовлетворительной регулировкой; устраняется после соответствующей проверки и, при необходимости, регулировки.

Интенсивный рост температуры газа при запуске, что происходит в случае неправильной регулировки автомата запуска или засорения выходного жиклера воздушной системы автомата запуска; устраняется промывкой воздушного жиклера и, при необходимости, регулировкой автомата запуска. Запуск «горячего» двигателя без импульсатора И-2 в

некоторых случаях может быть нестабильным. На вертолетах, не оборудованных системой запуска с импульсатором, для обеспечения запуска необходимо предварительно произвести холодную прокрутку двигателя.

4. ТЕХНОЛОГИЯ РАБОТЫ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА МИ - 8Т

4.1 ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА СКОРОСТИ С ЗАПАСОМ ВЫСОТЫ

Этап	Команды командира	Второй пилот	Бортмеханик
Горизонтальный полет, набор высоты, снижение на скорости с запасом высоты (с резервом времени до перехода на посадку)	РИ-65: «Борт №..., отказ левого (правого) двигателя Устраняет разбалансировку, выполняет действия по сохранению частоты вращения НВ, определяет, какой из двигателей отказал, РУД работающего двигателя переводит в крайнее верхнее положение и дает команду: «Левый (правый) двигатель выключить, «Бедствие» включить». Устанавливает наивыгоднейший режим полета, определяет возможность полета на одном двигателе, информирует экипаж о принятом решении, дает команду: «УВД доложить».	Докладывает частоту вращения НВ, контролирует действия бортмеханика, по команде командира вертолета докладывает диспетчеру УВД по сигналу бедствия.	Докладывает: «Отказ левого (правого) двигателя». По команде командира вертолета выполняет операции и докладывает: «Кран останова левого (правого) двигателя закрыл, пожарный кран левого (правого) закрыл, генератор левого (правого) двигателя выключил, «Бедствие» включил».
Снижение на посадку	Информирует экипаж о месте и методе посадки.	Докладывает направление и скорость ветра у земли.	

Посадка	Дает команду: «Выключить ПОС (ПЗУ), подготовить пассажиров к посадке, открыть двери и аварийные люки». Производит посадку выбранным методом.	Докладывает высоту, скорость, вертикальную скорость, частоту вращения НВ, о наличии препятствий.	По команде командира вертолета выключает ПОС (ПЗУ), готовит пассажиров к посадке, перед приземлением открывает двери и аварийные люки
После посадки	Выключает работающий двигатель, закрывает пожарный кран, дает команду: «Вертолет обесточить». Руководит эвакуацией пассажиров в соответствии с РЛЭ, пп. 6.17, 6.18, последним покидает вертолет.	По команде командира обесточивает вертолет, эвакуирует пассажиров, покидает вертолет.	Эвакуирует пассажиров, по команде командира покидает вертолет.

4.2 ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Этап	Команды командира	Второй пилот	Бортмеханик
Горизонтальный полет, набор высоты, снижение на малой высоте (без резерва времени до перехода на посадку, когда полет без снижения невозможен)	РИ-65: «Борт №..., отказ левого (правого) двигателя Устраняет разбалансировку, выполняет действия по сохранению частоты вращения НВ, определяет какой из двигателей отказал, РУД работающего двигателя переводит в крайнее верхнее положение, устанавливает наивыгоднейший режим, обеспечивающий до посадочной площадки.	Докладывает частоту вращения НВ о наличии препятствий.	Докладывает: Отказ левого(правого)двигателя По команде командира вертолета выключает ПОС, (ПЗУ) работающего двигателя, докладывает высоту, скорость, частоту вращения НВ,

После посадки.	Дает команду выключить ПОС (ПЗУ), производит посадку. Дает команду: «Двигатели выключить. К эвакуации приступить». Докладывает УВД об отказе двигателя и м нахождении вертолета, дает команду: «Вертолет обесточить». Руководит эвакуацией пассажиров в соответствии с РЛЭ пп. 6.17, 6.18, последним покидает вертолет.	По команде командира обесточивает вертолет эвакуирует пассажиров покидает вертолет.	По команде командира вертолета выключает двигатели, Закрывает пожарные краны, Выключает генераторы, Эвакуирует пассажиров, покидает вертолет.
----------------	---	---	---

4.3 ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

Этап	Командир вертолета	Второй пилот	Бортмеханик
Горизонтальный полет, набор высоты, снижение с запасом высоты	РИ-65: «Борт №.... отказ обоих двигателей». Энергично опускает рычаг «Шаг-газ» вниз до у устраняет разбалансировку вертолета	Докладывает: частоту вращения НВ помогает пилотировать вертолет	Докладывает: «отказ обоих двигателей».
Снижение на посадку	Подбирает площадку, устанавливает режим снижения необходимый для полета до посадочной площадки, Дает команду: «Двигатели выключить, «Бедствие» включить, УВД доложить»	По команде командира вертолета докладывает диспетчеру УВД по сигналу бедствия	По команде командира вертолета выполняет операции и докладывает: «Краны останова закрыл, пожарные краны закрыл, генераторы выключил, «Бедствие» включил».
Посадка	Дает команду: «Подготовить пассажиров к посадке,	Докладывает высоту,	По команде командира вертолета

После посадки	открыть двери и аварийные люки».	скорость, вертикальную скорость, частоту вращения НВ, о наличии препятствий.	готовит пассажиров к посадке, перед приземлением открывает двери и аварийные люки.
	Дает команду: «Вертолет обесточить». Руководит эвакуацией пассажиров в соответствии РЛЭ пп 6 17, 6.18, последним покидает вертолет	По команде командира обесточивает вертолет, эвакуирует пассажиров, покидает вертолет.	Эвакуирует пассажиров, по команде командира покидает вертолет.

4.4 ПОЯВЛЕНИЕ В ПОЛЕТЕ ПОСТОРОННЕГО ШУМА ХЛОПКОВ РЫВКОВ ТРЯСКИ ВЕРТОЛЕТА

Этап	Командир вертолета	Второй пилот	Бортмеханик
Горизонтальный полет, набор высоты, снижение	Оценивает характер постороннего шума, хлопков рывков, тряски, их влияние на безопасность полета. Если выявить причину не удалось, устанавливает скорость 110—130 км/ч, плавно действуя рычагами управления, переводит вертолет на снижение, дает команду доложить УВД, производит посадку на площадку, подобранную с воздуха. Если причина установлена, принимает решение о дальнейших действиях в зависимости от сложившейся обстановки.	Помогает пилотировать вертолет, докладывает командиру: «Место вертолета..., курс и расчетное время полета до ближайшего аэродрома...» По команде командира вертолета докладывает диспетчеру УВД по сигналу срочности, усиливает контроль за работой и систем вертолета.	Докладывает: «Показания приборов...». Выявляет причину постороннего шума (хлопков, рывков, тряски...) Докладывает командиру вертолета, усиливает контроль за работой двигателей и систем вертолета. Действует в соответствии с технологией работы экипажа и указаниям командира вертолета.

4.5 ЗАГОРАНИЕ СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО «СТРУЖКА В ЛЕВОМ ДВИГАТЕЛЕ» СТРУЖКА В «ПРАВОМ ДВИГАТЕЛЕ»

Этап	Командир вертолета	Второй пилот	Бортмеханик
Горизонтальный полет, набор высоты, снижение	По докладу бортмеханика оценивает состояние двигателя. Если нет роста температуры и уменьшения давления масла в двигателе, то принимает решение о прекращении задания, информирует экипаж о принятом решении, дает команду: «УВД доложить» и производит посадку на площадку, подобранную с воздуха. Если наблюдается рост температуры и уменьшение давления масла в двигателе, то дает команду: «Двигатель левый (правый) выключить, «Бедствие» включить, УВД доложить». Производит посадку в соответствии с рекомендациями РЛЭ, п. 6.6.	Контролирует работу двигателей, по команде командира вертолета докладывает диспетчеру УВД по сигналу срочности, а при полете с выключенным двигателем — по сигналу бедствия. Действует в соответствии с технологией работы экипажа и указаниями командира вертолета.	Докладывает: «Стружка в левом (правом) двигателе, давление масла в левом (правом) двигателе..., температура масла в левом (правом) двигателе...». Контролирует изменение параметров работы двигателей, докладывает командиру вертолета. По его команде выключает левый (правый) двигатель, закрывает пожарный кран левого (правого) двигателя, выключает левый (правый) генератор. Действует в соответствии с технологией работы экипажа и указаниями командира вертолета.

5.ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе проделанной мной дипломной работы я разобрал силовую установку, ознакомиться с ее особенностями. Описал отказ (выключение) одного двигателя в полете, особенности летной и технической эксплуатации, технологию работы членов экипажа в случае неустойчивой работы силовой установки.

5.1 АВИАЦИОННЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ С ВЕРТОЛЕТАМИ ГА В ВЛП ЗА ПОСЛЕДНИЕ 7 ЛЕТ (С 2000 – ПО 2007 ГГ.)

В АВИАПРЕДПРИЯТИЯХ И АВИАКОМПАНИЯХ ГА В ВЛП ЗА ПОСЛЕДНИЕ 7 ЛЕТ (С 2000 – ПО 2007 ГГ.) ПРОИЗОШЛО 44 АП (21 КАТАСТРОФА И 23 АВАРИИ).

Количество авиационных происшествий по годам:

В 2000 г. – 7 АП (2 катастрофы и 5 аварий);

2001 г. – 10 АП (2 катастрофы и 8 аварий);

2002 г. – 5 АП (2 катастрофы и 3 аварии);

2003 г. – 4 АП (2 катастрофы и 2 аварии);

2004 г. – 7 АП (4 катастрофы и 3 аварии);

2005 г. – 5 АП (4 катастрофы и 1 авария);

2006 г. – 1 АП (катастрофа);

2007 г. – 5 АП (4 катастрофы и 1 авария).

Утрачены или получили сильные повреждения 44 вертолета:

Ми-8, - 27 вертолетов (19 – Ми-8Т, 7 – Ми-8МТВ, 1 – Ми-8АМТ);

Ми-2, - 10 вертолетов;

Ми-6А, - 1 вертолет;

Ка-32, - 4 вертолета;

Ка-26, - 1 вертолет;

AS-355N – 1 вертолет.

При выполнении взлета произошло 6 АП (2 катастрофы и 4 аварии), при заходе на посадку и посадке 11 АП (3 катастрофы и 8 аварий), при полете по маршруту 25 АП (16 катастроф и 9 аварий), на земле (мягком грунте при попытке развернуть вертолет против ветра или попытке выполнить взлет) 3 АП (1 катастрофа и 2 аварии).

5.2 КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ФАКТОВ АП

24.04.2000 г., ДПМУ, авария вертолета **Ми-8Т** ФГУАП «Чукотавиа» Северо-Восточного МТУ ВТ МТ РФ в а/п Анадырь. КВС – пилот 1 класса. КВСИ – пилот 1 класса. Бортмеханик – 1 класса.

При выполнении тренировочного полета с выполнением посадки с одним выключенным двигателем (Зад. 16, Упр. 21 ППЛС – В – 92 Ми-8) при задросселированном левом двигателе бортмеханик ошибочно выключил правый работающий двигатель. Пытаясь исправить ошибку выключил и левый двигатель. При выполнении посадки на РСНВ вертолет получил значительные повреждения.

Причина: ошибочные действия бортмеханика при работе с арматурой кабины при выполнении полета с одним выключенным двигателем. Плохое взаимодействие в экипаже. **(ЧФ).**

2.07.2001 г., ДПМУ, авария вертолета **Ми-8Т** ГУАП «Нижневартовское АП» Приобского МТУ ВТ МТ РФ. КВС- пилот 1 класса. Бортмеханик 1 класса.

При полете по маршруту произошло самовыключение обоих двигателей из-за полной выработки топлива из расходного бака. При посадке на РСНВ на заболоченную поверхность, покрытую мелкоколесьем, вертолет опрокинулся на левый борт и получил значительные повреждения.

Причина: Грубые ошибки экипажа в эксплуатации оборудования вертолета. Полная выработка топлива из расходного бака из-за невключения перекачивающих насосов бортмехаником. Невключение экипажем речивого

информатора РИ-65, что не позволило получить информацию РИ-65 об аварийном остатке топлива. (ЧФ).

2.07.2003 г., ДПМУ, авария вертолета Ми-8Т ФГУАП «Чукотавиа» Северо-Восточного МТУ ВТ МТ РФ в р-не а/п Анадырь. КВС- пилот 2 класса.

При полете в ГП на высоте 300 м появился посторонний шум в районе ГР, прошла информация о пожаре правого двигателя, сработала 1-я очередь системы пожаротушения. Экипаж произвел вынужденную посадку. Вертолет сгорел.

Причина: разрушение вала привода вентилятора, приведшее к пожару в отсеке ГР и правого двигателя. (КПН).

28.07.2004 г. ДПМУ, авария вертолета Ми-8Т ОАО а/к "ЮТэйр" Приобского МТУ ВТ МТ РФ в р-не а/п Сургут Тюменской области при выполнении транспортно-связного полета по ПВП в равнинной местности при выполнении вынужденной посадки. КВС – пилот 1 класса.

После взлета с подобранной площадки, на высоте 150 м и скорости около 200 км/ч, экипаж услышал резкий металлический удар в верхней части фюзеляжа, который сопровождался металлическим скрежетом и сообщением РИ-65Б: "Велика температура газов левого двигателя". КВС принял решение о выполнении экстренного снижения и посадки "перед собой" на заболоченную местность. По команде КВС левый двигатель был выключен. В процессе снижения ВС произошло касание хвостовой опорой, лопастями рулевого и несущего винтов поверхности земли. Вертолет опрокинулся на правый борт. Возникший очаг пожара в районе выхлопной трубы левого двигателя был ликвидирован с помощью бортовых средств пожаротушения. Экипаж и 3 пассажира не пострадали.

Причина: отказ левого двигателя в полете из-за разрушения рабочего колеса 2-й ступени компрессора. (КПН).

05.08.2004 г. ДПМУ, катастрофа вертолета Ми-8Т ООО АТК "Ямал"
Приобского МТУ ВТ МТ РФ в р-не а/п Ноябрьск Тюменской области при выполнении лесоавиационных работ (полет по ПВП). КВС – пилот 1 класса.

Экипаж выполнял лесопатрульные работы по заявке Ноябрьской авиабазы лесоохраны по маршруту Ноябрьск - район Вынгапура - Ноябрьск. В горизонтальном полете на высоте 300 м после пролета траверза поселка Вынгапуровский, по показаниям очевидцев, вертолет развернулся со снижением вправо под 90 град., при этом слышался звук, напоминающий "скрежет металла о металл". Вертолет столкнулся с деревьями и земной поверхностью с правым креном около 30 град. и отрицательным (на пикирование) углом тангажа 50-60 град. Вертолет полностью разрушен и частично сгорел. Три члена экипажа и 13 пассажиров (пожарников) погибли.

Причина: отказ двигателя в полете по КПП.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационный турбовальный двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8А. Руководство по технической эксплуатации. Москва, «Машиностроение», 1987 г., 256 с, 20 экз.
2. Богданов А.Д., Хаустов И.Г. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117. Учебное пособие. Москва, «Транспорт», 1970, 372 с, 29 экз.
3. Кеба И.В. Авиационный газотурбинный двигатель ТВ2-117А. Учебное пособие. Москва, «Машиностроение», 1977 г., 175 с, 9 экз.
4. Кеба И.В. Конструкция и летная эксплуатация вертолётного двигателя ТВ2-117А. Учебник. Киев, «Высшая школа», 1990, 230 с, 51 экз..
5. Лобанов В.К., Лялин Л.К. Конструкция и лётная эксплуатация авиационного двигателя ТВ2-117А. Краткий конспект лекций. Омск, 1993, 76 с, 294 экз.
6. Максимов Н.А., Секистов В.А. Двигатели самолётов и вертолётот. Основы устройства и летной эксплуатации. Москва, «Воениздат», 1977, 344 с, 37 экз.
7. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Учебник для вузов. Москва, «Машиностроение», 1977 г. (Часть 1), 312 с.
8. Основы конструкции и эксплуатации авиационного турбореактивного двигателя. Учебник для подготовки офицеров запаса по профилям ВВС (Васильев и др. под редакцией Тихомирова). Москва, «Воениздат», 1972, 320 с, 1 экз..
9. Порядок запуска двигателей ТВ2-117А бортмехаником. Омск, 1990, 25 с, 1 экз.
10. Руководство по летной эксплуатации вертолёта Ми-8. Издание 3-е, Москва, «Воздушный транспорт», 1988 г.
11. Сборник авиационных происшествий от 2007 по 2008 год.

12. Инструкция по взаимодействию и технология работы членов экипажа вертолета Ми-8. Москва, «Воздушный транспорт», 1989 год.
13. А.М. Володко «Безопасность полётов вертолётков». (1981г.)