

*Областное государственное бюджетное
образовательное учреждение
среднего профессионального образования
«Иркутский авиационный техникум»*

УТВЕРЖДАЮ

Директор ОГБОУ СПО «ИАТ»

_____ В.Г. Семенов

**Комплект методических указаний по выполнению
практических работ по дисциплине
ОП.13 Силовые установки и оборудование систем
летательных аппаратов**

образовательной программы (ОП)
по специальности СПО

160108 Производство летательных аппаратов
базовой подготовки

Иркутск 2013

Перечень практических работ

№ работы	Название работы	Объём часов на выполнение работы	Страница
1	Анализ конструкции и составление эскиза входного устройства конкретного авиационного двигателя конкретного летательного аппарата	2	3
2	Анализ конструкции и составление эскиза компрессора конкретного авиационного двигателя конкретного летательного аппарата	2	6
3	Анализ конструкции и составление эскиза камеры сгорания конкретного авиационного двигателя конкретного летательного аппарата	2	10
4	Анализ конструкции и составление эскиза газовой турбины конкретного авиационного двигателя конкретного летательного аппарата	2	13
5	Анализ конструкции и составление эскиза выходного устройства конкретного авиационного двигателя конкретного летательного аппарата	2	16
6	Анализ и составление принципиальной схемы топливной системы конкретного летательного аппарата.	2	19
7	Анализ и составление принципиальной схемы масляной системы конкретного летательного аппарата.	2	23
8	Анализ и составление принципиальной схемы системы управления конкретного летательного аппарата.	2	28
9	Анализ возможных отказов и неисправностей агрегатов топливной системы конкретного летательного аппарата с использованием принципиальной схемы	2	33
10	Анализ возможных отказов и неисправностей агрегатов масляной системы конкретного летательного аппарата с использованием принципиальной схемы.	2	35
11	Анализ возможных отказов и неисправностей агрегатов системы управления конкретного летательного аппарата с использованием принципиальной схемы	2	37
12	Анализ размещения бортового оборудования на летательных аппаратах различного назначения	2	38

Практическое занятие № 1
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ И СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА ВХОДНОГО
УСТРОЙСТВА КОНКРЕТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ
КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Цель работы:

1. Закрепление теоретических знаний о конструкции входного устройства авиационного двигателя.
2. Выполнить эскиз входного устройства с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом конструкции входного устройства авиационного двигателя летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01. Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Авиационный двигатель обучающийся анализирует тот, который установлен на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- конструкцию входного устройства;
- классификацию входного устройства летательного аппарата;
- системы, обеспечивающие работоспособность входного устройства;
- параметры входного устройства

Уметь:

- уметь пользоваться технической документацией;
- осуществлять поиск и использование информации;
- различать входные устройства по типу;
- уметь классифицировать расположение входного устройства на летательном аппарате;
- анализировать конструкцию и составлять эскиз основных элементов авиационного двигателя

Порядок выполнения:

1. Дать определение назначению входного устройства двигателя.

Пример:

Входное устройство в значительной степени оказывает влияние на эффективность и надежность работы силовой установки, так как подводит к компрессору необходимое количество воздуха с заданным полем скоростей и давлений. Воздухозаборником называется устройство для отбора атмосферного воздуха и подвода его к ГТД.

Вертолетное входное устройство, исходя из своего назначения, решает две основные задачи:

- подвод воздуха к компрессору;
- ускорение воздуха до требуемой на входе в компрессор скорости.

2. Определить тип входного устройства по общей классификации.

Пример:

Тип воздухозаборника - осевой. Входное устройство представляет собой часть фюзеляжа вертолета, образующую плавный сужающийся канал для подвода воздуха из атмосферы в компрессор с минимальными гидравлическими потерями.

3. Описать конструкцию входного устройства.

Пример:

Канал входного устройства разделен на переднюю часть, являющуюся принадлежностью вертолета, и заднюю часть, принадлежащую двигателю. Вертолетная часть входного устройства представляет собой входной тоннель, через который из атмосферы воздух поступает в двигатель. Этот тоннель состоит из входной коллекторной губы и внешней обечайки. Входная губа образует сужающийся канал. Для придания жесткости наружная часть входной губы сзади подкреплена стенкой. Для защиты от обледенения входная губа обогревается горячим воздухом, отбираемым из-за 12 ступени компрессора.

Внешняя обечайка образует канал практически неизменного сечения для подвода воздуха к компрессору. В этом канале происходит постепенное выравнивание полей параметров потока, гашение пульсаций, снижение турбулентности. Внешняя обечайка усиливается снаружи продольными стрингерами. В задней ее части имеется фланец для крепления вертолетной части входного устройства к двигателю. Так же как и входная губа, внешняя обечайка защищается от обледенения горячим воздухом из-за компрессора. Ввиду невысоких механических нагрузок детали вертолетной части входного устройства представляют собой тонкостенные конструкции из алюминиевых сплавов. Двигательную часть входного устройства образуют корпус первой опоры двигателя с коком-обтекателем.

4. Описать назначение каждого основного элемента конструкции входного устройства.

5. Описать системы, обеспечивающие работоспособность входного устройства.

Пример:

Двигатель ТВ3-117В оборудован рядом систем, основными из которых являются:

- маслосистема;
- система запуска двигателя ТВ3-117В;
- система топливопитания;
- система автоматического управления двигателем;
- противообледенительная система;
- противопожарная система.

Маслосистема двигателя – автономная, открытая, незамкнутая с принудительной циркуляцией масла. В состав маслосистемы двигателя входят: система смазки и система суфлирования. Система смазки работает на синтетическом масле Б-3В и предназначена для смазки трущихся поверхностей (уменьшение трения), выноса частиц износа, охлаждения, антикоррозионной защиты деталей и уменьшения шума. Система суфлирования предназначена для отвода газов из маслосистемы в выходное устройство и

поддержания в маслобаке давления, близкого к атмосферному давлению. Суфлирование масляных полостей двигателя осуществляется за счет интенсивной откачки масляно-воздушной эмульсии в маслобак откачивающими масляными насосами повышенной производительности.

Коробка приводов двигателя суфлируется самостоятельно через отдельный трубопровод, не соединенный с маслобаком

Система запуска двигателя ТВЗ-117В – автономная. Система запуска предназначена для надёжного многократного запуска двигателей во всех условиях эксплуатации, выполнения ложного запуска и прокрутки ротора турбокомпрессора при выполнении профилактических и регламентных работ. Раскрутка ротора турбокомпрессора осуществляется с помощью воздушного стартера СВ-78БА, использующего сжатый воздух от вспомогательной силовой установки АИ-9В, а воспламенение топливовоздушной смеси - электрической системой зажигания.

Система топливопитания обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания в соответствии с установленным режимом работы двигателя и условиями окружающей среды. Условно систему топливопитания можно разделить на три системы: систему низкого давления, обеспечивающую хранение необходимого запаса топлива на вертолете, его очистку и подачу к НР-3В; систему высокого давления, обеспечивающую повышение давления топлива и подачу его в камеру сгорания двигателя; систему дренажа, обеспечивающую слив топлива из камеры сгорания, топливного коллектора форсунок и капельный слив топлива из уплотнений агрегатов, установленных на двигателе.

Система автоматического управления двигателем - обеспечивает поддержание заданного режима работы двигателя автоматически путем изменения подачи топлива в камеру сгорания. Автоматическое изменение подачи топлива обеспечивает постоянство частоты вращения ротора свободной турбины в полете (независимо от загрузки несущего винта) на основных эксплуатационных режимах. При срабатывании автоматических ограничителей, защищающих элементы двигателя от тепловых и механических нагрузок, частота вращения свободной турбины уменьшается. Задание и управление режимами работы двигателя осуществляется из кабины пилота рычагами отдельного управления двигателями и рычагом “ШАГ- ГАЗ“. Для обеспечения безопасности полетов двигатель оборудован системой защиты и раннего обнаружения неисправностей, аппаратурой контроля и сигнализации.

Противообледенительная система – комбинированная. Она обеспечивает обогрев конструкции передней части двигателя и воздухозаборника горячим воздухом, отбираемым из-за компрессора. Одновременно обогрев воздухозаборника и пылезащитного устройства осуществляется за счет электронагревательных элементов.

Противопожарная система предназначена для обнаружения очага возникновения пожара, сигнализации и автоматического его тушения в защищаемых отсеках. Противопожарная система состоит из средств сигнализации о возникновении пожара и средств тушения. Противопожарная система осуществляет автоматическое тушение пожара при нагреве всех датчиков одной группы до температуры не менее 150°C и при скорости роста температуры среды, окружающей датчики, $2^{\circ}\text{C}/\text{с}$ и более.

6. Выполнить эскиз входного устройства с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Пример:

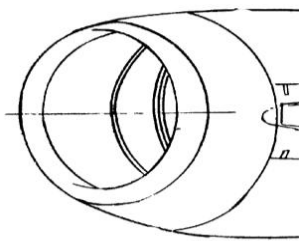


Рисунок: Эскиз воздухозаборника

7. Описать авиационные материалы, применяемые в конструкции входного устройства.

Пример:

8. Описать возможные неисправности входного устройства в эксплуатации.

Пример:

При эксплуатации летательного аппарата на пыльных аэродромах избегать попадания в воздухозаборники пыли, песка, поднятых воздушным потоком и по возможности поливать водой площадку перед воздухозаборником летательного аппарата.

Ослабление заклёпок воздухозаборника обнаруживается по вибрации (дребезжанию) их при лёгком постукивании деревянным молоточком. Ослабленные заклёпки подлежат замене.

9. Вывод

**Практическое занятие № 2
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ И СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА
КОМПРЕССОРА КОНКРЕТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ
КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Цель работы:

1. Закрепление теоретических знаний о конструкции компрессора авиационного двигателя.
2. Выполнить эскиз компрессора с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом конструкции компрессора авиационного двигателя летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01. Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Авиационный двигатель обучающийся анализирует тот, который установлен на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- конструкцию компрессора;
- классификацию компрессоров летательного аппарата;
- системы, обеспечивающие работоспособность компрессора;
- параметры компрессора

Уметь:

- уметь пользоваться технической документацией;
- осуществлять поиск и использование информации;
- различать компрессоры по типу;
- уметь классифицировать компрессор на летательном аппарате;
- анализировать конструкцию и составлять эскиз основных элементов компрессора авиационного двигателя

Порядок выполнения:

1. Дать определение назначению компрессора авиационного двигателя.

Пример:

Компрессор является одним из основных элементов турбовального двигателя со свободной турбиной ТВ3-117В и предназначен для повышения давления поступающего из атмосферы воздуха и подачи его в камеру сгорания. Он представляет собой лопаточную машину, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления. Подводимая к воздуху в компрессоре энергия в виде работы отбирается от газа с помощью турбины компрессора.

2. Определить тип компрессора по общей классификации.

Пример:

Двенадцатиступенчатый осевой компрессор с поворотными лопатками входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов первых четырех ступеней.

3. Описать конструкцию компрессора.

Пример:

Компрессор состоит из следующих основных узлов: статора; входного направляющего аппарата; ротора; первой опоры; второй опоры.

Статор компрессора состоит из корпуса, направляющих и спрямляющих аппаратов. Статор компрессора выполнен из отдельных цилиндрических оболочек, сцентрированных и соединенных между собой при помощи фланцев и призонных болтов. Это обеспечивает равномерную жесткость корпуса статора компрессора по окружности и дает возможность уменьшить радиальные зазоры с ротором. Кроме того, применение цилиндрических оболочек упростило технологию изготовления статора компрессора. Статор компрессора состоит из 4-х корпусов.

Корпуса соединяются между собой фланцами и самоконтрящимися гайками. Обечайка корпуса и кожух образуют кольцевую полость, которая через отверстия в стенке обечайки и наружной обойме направляющего аппарата 7 ступени соединяется с проточной частью компрессора.

На наружной поверхности кожуха имеется фланец для отбора воздуха на охлаждение свободной турбины и наддува третьей опоры двигателя, а также два фланца для установки клапанов перепуска воздуха.

Во фланцах корпусов имеются радиальные отверстия, служащие гнездами для установки цапф поворотных лопаток направляющих аппаратов.

На наружной поверхности обечайки корпуса статора приварены 2 уголкового штуцера для отбора воздуха (из-за 5 ступени компрессора) для наддува уплотнений первой и четвертой опоры двигателя.

Лопатки направляющих аппаратов № 1 и № 2 имеют нижние цапфы (покрытые антифрикционным покрытием), которые входят в цилиндрические гнезда разъемных внутренних обойм.

Спрямяющий аппарат компрессора является силовым элементом конструкции двигателя и состоит из 2-х кольцевых обечайек и двух рядов лопаток, служащих для полного спрямления потока на выходе из компрессора.

Лопатки запрессовываются в бандажные кольца и припаиваются.

Ротор компрессора барабанно-дискового типа изготовлен из 12 дисков, соединенных между собой электронно - лучевой сваркой, кроме диска первой ступени, который крепится призонными болтами к проставке, приваренной к диску второй ступени. Передняя цапфа ротора изготовлена как одно целое с диском второй ступени. Задняя цапфа крепится призонными болтами к диску девятой ступени. Такое конструктивное выполнение ротора с консольно установленными дисками первой и трёх последних ступеней позволило сократить расстояние между опорами ротора, что существенно повысило изгибную и осевую жесткость конструкции. Внутри барабана ротора установлены две заглушки. Заглушка отделяет масляную полость первой опоры от внутренней полости барабана. Заглушка отделяет внутреннюю полость барабана от попадания вторичного воздуха камеры сгорания.

Внутри передней цапфы ротора имеется шлицы для установки конической рессоры, передающей крутящий момент от ротора компрессора к центральной конической шестерне привода агрегатов. Внутри задней цапфы имеются шлицы для передачи крутящего момента от вала турбины к валу компрессора.

Для предотвращения попадания масла во внутреннюю полость ротора установлен экран.

Рабочая лопатка компрессора состоит из профильной части (пера) и замковой части (хвостовика). Крепление рабочих лопаток к дискам ротора компрессора осуществляется с помощью замка типа «ласточкин хвост». Сечение его выполнено в форме трапеции с плоскими рабочими поверхностями.

Паз в ободке диска тоже представляет собой трапецию, расположенную под некоторым углом к оси ротора с фиксацией от перемещения пластинчатыми замками.

Рабочие лопатки остальных ступеней ротора компрессора с относительно небольшой массой устанавливаются в поперечные трапециевидные пазы дисков и фиксируются после сборки в нужном положении.

После установки всех лопаток они смещаются в пазу на половину шага, и хвостовики двух замыкающих лопаток фиксируются от перемещения в окружном направлении специальным резьбовым штифтом. Первая опора компрессора двигателя является передней опорой ротора компрессора. Она состоит из следующих основных узлов и деталей: корпуса подшипника, демпфера, узла графитового уплотнения. В корпусе подшипника установлены: контактное радиально-торцовое уплотнительное устройство; упруго - гидравлический демпфер; роликовый радиально - опорный подшипник; монтажные кольца и фиксирующая гайка. Уплотнительный элемент зафиксирован в корпусе плоской стопорной пластиной.

Вторая опора компрессора двигателя является задней опорой ротора компрессора и состоит из корпуса гнезда подшипника, корпусов с графитовыми уплотнениями, крышки лабиринта и узла графитового уплотнения. Корпус второй опоры - сварной, изготовлен из титановых листов. В передней стенке корпуса и в заднем фланце имеются отверстия, которые служат для перепуска воздуха, проходящего через гребешковый лабиринт компрессора в выхлопной патрубков, через перепускные трубки и для выравнивания

давления перед графитовым уплотнением опоры. К корпусу второй опоры крепится винтами гнездо подшипника, в которое монтируется наружное кольцо шарикоподшипника. Внутреннее кольцо шарикоподшипника разъемное, монтируется на заднюю шейку ротора компрессора с натягом и поджимается через уплотнительные втулки и регулировочное кольцо к уплотнительному бурту задней шейки ротора компрессора. Масляная полость опоры отделена от воздушной полости посредством корпуса с графитовыми уплотнениям.

4. Описать назначение каждого основного элемента конструкции компрессора.

Пример:

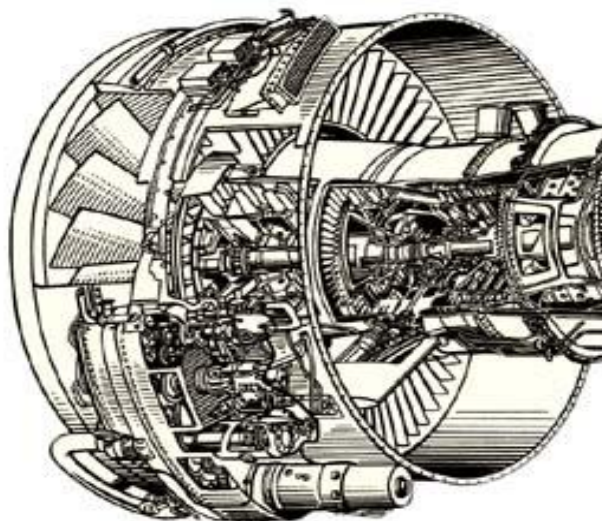
5. Описать системы, обеспечивающие работоспособность компрессора.

Пример:

Масляная система обеспечивает подвод в полость первой и второй опор ротора компрессора масла Б-3В под давлением.

6. Выполнить эскиз компрессора с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Пример:



7. Описать авиационные материалы, применяемые в конструкции компрессора.

Пример:

Статор компрессора выполнен из отдельных титановых цилиндрических оболочек. Лопатки изготавливаются штамповкой.

Рабочие лопатки, диски рабочих колёс, лопатки входного направляющего аппарата – ВТЗ-1. Средний корпус компрессора – ВТ-20. Входной корпус компрессора – МЛ-10-Т6. Лопатки входного направляющего аппарата – ВД-17. Задняя цапфа –ЭП-717.

8. Описать возможные неисправности компрессора в эксплуатации.

Пример:

Опыт эксплуатации двигателя ТВ3-117В показывает, что чаще всего неисправности возникают в следующих элементах компрессора: лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов, корпуса, лабиринтные уплотнения, детали систем механизации компрессора.

Характерными неисправностями лопаток компрессора являются: поверхностная эрозия (износ), коррозия, забоины, вмятины и царапины; трещины; поломка.

Наибольшую опасность для лопаток представляют забоины и вмятины, которые, являясь концентраторами напряжений, приводят к усталостному разрушению лопаток

Причинами отказов этой группы является попадание в компрессор посторонних предметов со стоянок, рулежных дорожек и ВПП, птиц, льда, влияние атмосферных условий (запыленность, повышенная влажность, наличие в атмосферной влаге морских солей).

В корпусах компрессоров могут возникать следующие неисправности: трещины корпусов, износ внутренней поверхности, особенно мягких покрытий над рабочими лопатками, ослабление крепления агрегатов, расположенных на корпусе компрессора.

9. Вывод.

Практическое занятие № 3 АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ И СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ КОНКРЕТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Цель работы:

1. Закрепление теоретических знаний о конструкции камеры сгорания.
2. Выполнить эскиз камеры сгорания с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом конструкции камеры сгорания авиационного двигателя летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Авиационный двигатель обучающийся анализирует тот, который установлен на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- конструкцию камеры сгорания;
- классификацию камер сгорания авиационного двигателя летательного аппарата;
- системы, обеспечивающие работоспособность камеры сгорания;
- физическую сущность процесса горения в камере сгорания

Уметь:

- уметь пользоваться технической документацией;
- осуществлять поиск и использование информации;

- различать камеры сгорания по типу;
- уметь классифицировать камеры сгорания на летательном аппарате;
- анализировать конструкцию и составлять эскиз основных элементов авиационного двигателя

Порядок выполнения:

1. Дать определение назначению камеры сгорания авиационного двигателя.

Пример:

Камера сгорания - один из важнейших элементов ГТД, от совершенства которого в значительной мере зависят надежность и экономичность.

Камера сгорания предназначена для организации процесса горения и нагрева рабочего тела до необходимой температуры. Камера сгорания служит для преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию путем организации эффективного сгорания топлива в потоке воздуха, поступающего из компрессора.

Горение представляет собой химическую реакцию окисления углеводородного топлива кислородом воздуха, идущую с выделением тепла.

2. Определить тип камеры сгорания по общей классификации.

Пример:

Камера сгорания двигателя - кольцевая, с завихрителями воздуха вокруг рабочих форсунок.

3. Описать организацию процесса горения в камере сгорания.

Пример:

Горение топливоздушнoй смеси представляет собой сложный физико-химический процесс, который можно условно рассматривать состоящим из последовательно протекающих процессов:

- распыления топлива;
- испарения;
- смешения паров топлива с воздухом;
- воспламенения образовавшейся горючей смеси;
- химической реакции окисления (горения).

Организация горения топлива в камере сгорания основывается на следующих двух принципах, позволяющих обеспечить устойчивое горение топлива при высоких скоростях движения воздушного потока:

- разделение потока на две части, меньшая из которых подается непосредственно в зону горения (где за счет этого создается необходимый для устойчивого горения состав смеси), а другая (большая часть) направляется в обход зоны горения (охлаждая жаровую трубу) и лишь перед турбиной смешивается с продуктами сгорания, понижая в нужной мере их температуру.
- стабилизация пламени путем торможения газозвдушного потока за счет:
 - диффузорности канала передней секции обтекателя жаровой трубы;
 - завихрения топливоздушнoй смеси в передней секции обтекателя с завихрителями;
 - создания зоны обратных токов секции смешения жаровой трубы.

4. Описать конструкцию камеры сгорания.

Пример:

- Основные узлы камеры сгорания:
- корпус камеры сгорания, являющийся наружным корпусом диффузора;

- внутренний корпус диффузора;
- жаровая труба;
- топливный коллектор с двенадцатью форсунками.

Диффузор камеры сгорания, образованный наружным и внутренним корпусами камеры сгорания, представляет собой расширяющийся канал, в котором происходит уменьшение осевой скорости потока.

Снижение скорости потока способствует улучшению устойчивости горения и уменьшению гидравлических потерь.

Передним фланцем корпус камеры сгорания крепится к корпусу спрямляющего аппарата компрессора, а задним - к корпусу сопловых аппаратов турбины компрессора.

Для усиления жесткости внутреннего корпуса диффузора к его внутренней поверхности приварены бандажи.

Жаровая труба кольцевого типа состоит из наружного и внутреннего обтекателей с вваренными во внутренний обтекатель двенадцатью завихрителями, наружной и внутренней секций смесителя и также наружной и внутренней опорных секций.

Наружный обтекатель и внутренний обтекатель, а также секции, соединены между собой гофрированными кольцами. На наружном обтекателе жаровой трубы имеются девять втулок для установки подвесок жаровой трубы, которыми она крепится к корпусу камеры сгорания.

В завихрителях установлены плавающие кольца, служащие для компенсации термических расширений жаровой трубы. К горячему газу, в зоне смешения жаровой трубы, добавляется вторичный воздух поступающий через отверстия в наружной и внутренних секциях.

Эффективное охлаждение стенок жаровой трубы осуществляется вторичным воздухом, входящим внутрь жаровой трубы через наружные и внутренние щели, образованные гофрированными кольцами. Для надежного поджога топливовоздушной смеси в момент запуска двигателя на корпусе компрессора во фланцах установлены две запальные свечи. Снизу на корпусе камеры сгорания установлен дренажный клапан.

5. Описать назначение каждого основного элемента конструкции камеры сгорания.

Пример: полное описание дано в п.4 данного практического занятия

6. Описать системы, обеспечивающие работоспособность камеры сгорания.

Пример:

- топливная система – обеспечивает подачу топлива через топливные форсунки;
- система автоматического регулирования – обеспечивает подачу заданного количества топлива в камеру сгорания;
- система охлаждения – обеспечивает охлаждение элементов камеры сгорания, снижение температурных напряжений

7. Выполнить эскиз камеры сгорания с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Пример:

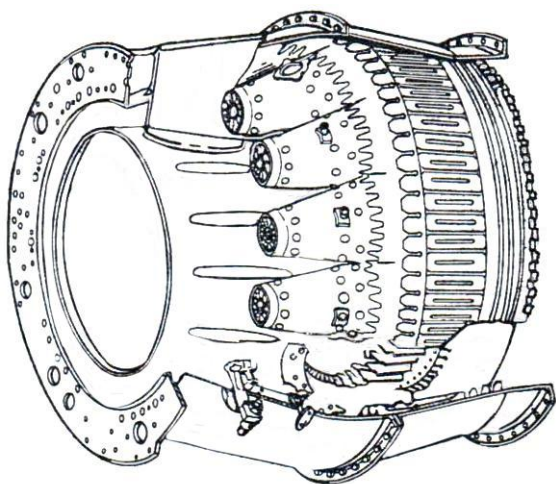


Рисунок. Эскиз жаровой трубы камеры сгорания

8. Описать авиационные материалы, применяемые в конструкции камеры сгорания.

Пример:

детали корпуса – ХН30ВМТ

жаровая труба – ХН50ВМТЮБ-ВИ

газосборник - ХН50ВМТЮБ-ВИ

топливный коллектор с форсунками – ХН78Т

дренажный клапан – 10Х11Н23Т3МР-ВД

9. Описать возможные неисправности камеры сгорания в эксплуатации.

Пример:

10. Вывод.

Практическое занятие № 4
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ И СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА ГАЗОВОЙ
ТУРБИНЫ КОНКРЕТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ
КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Цель работы:

1. Закрепление теоретических знаний о конструкции газовой турбины.
2. Выполнить эскиз газовой турбины с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом конструкции газовой турбины авиационного двигателя летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01. Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов

3. Авиационный двигатель обучающийся анализирует тот, который установлен на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- конструкцию газовой турбины;
- классификацию газовых турбин авиационного двигателя летательного аппарата;
- системы, обеспечивающие работоспособность газовой турбины;
- параметры газовой турбины

Уметь:

- уметь пользоваться технической документацией;
- осуществлять поиск и использование информации;
- различать газовые турбины по типу;
- уметь классифицировать газовые турбины на летательном аппарате;
- анализировать конструкцию и составлять эскиз основных элементов авиационного двигателя;

Порядок выполнения:

1. Дать определение назначению газовой турбины авиационного двигателя.

Пример:

Газовая турбина турбореактивного двигателя предназначена для преобразования части теплосодержания газа в механическую энергию, используемую для привода компрессора, агрегатов и воздушного или несущего винта.

2. Определить тип газовой турбины по общей классификации.

Пример:

Осевая, однороторная, трёхступенчатая, с задним положением опоры. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступеней – охлаждаемые. Форма проточной части выполнена по схеме близкой к постоянному диаметру.

3. Описать конструкцию газовой турбины.

Пример:

Турбина состоит из ротора и статора. Ротор турбины – барабанно-дисковый, состоит из конического пустотелого вала, диска первой ступени с рабочими лопатками (90штук), диска второй ступени с рабочими лопатками (100штук), диска третьей ступени с рабочими лопатками (90 штук), цапфы и трубы подвода охлаждающего воздуха. Барабанную часть ротора образуют развитые бурты (ступицы) дисков, соединяющиеся между собой с помощью «вилчатых» фланцев и радиальных штифтов. Ротор турбины опирается на роликовый подшипник задней опоры ротора двигателя. Передней опорой ротора служит шлицевой узел соединения валов компрессора и турбины.

Статор турбины состоит из силовой трубы, сопловых аппаратов ступеней, задней опоры

4. Описать назначение каждого основного элемента конструкции газовой турбины.

Пример:

Вал – полый тонкостенный, имеет высокую изгибную и крутильную жесткости.

Диски турбины имеют ободы с пазами под замки лопаток.

Рабочие лопатки – полые с внутренним конвективным охлаждением. Воздух на охлаждение подводится через замковые части лопаток и выходит в проточную часть через бандажные полки и через щели в задней кромке.

Силовая труба образует внутренний контур камеры сгорания.

Сопловой аппарат состоит из обода, точёного наружного кольца, сварного внутреннего кольца, охлаждаемых сопловых лопаток, опорного кольца и надраторных вставок с сотами. Задняя опора состоит из наружного обода, внутреннего конуса с приклёпанными к нему девятью радиальными стойками и корпуса подшипника с конической перегородкой.

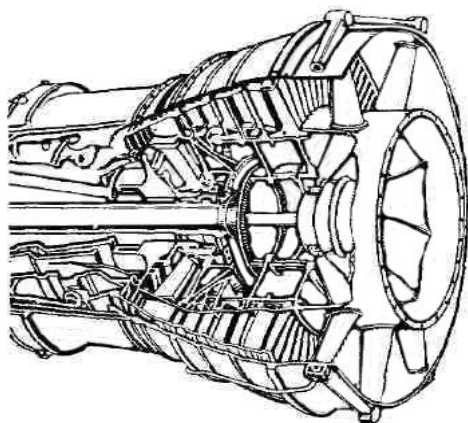
5. Описать системы, обеспечивающие работоспособность газовой турбины.

Пример:

Масляная система для отвода тепла от подшипников опор турбины.

Система охлаждения для отвода тепла от рабочих лопаток и лопаток соплового аппарата турбины.

6. Выполнить эскиз газовой турбины с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.



Пример: Эскиз газовой турбины

7. Описать авиационные материалы, применяемые в конструкции газовой турбины.

Пример:

рабочие лопатки – ЖС6У (ЖС26 – НК)

диск рабочего колеса – ЭП-742-ИД (ЭЛ-741П)

вращающийся дефлектор – ЭИ-698-ВД (ЭП-741П)

лопатка спрямляющего аппарата – ЖС6К-ВИ

вал – ЭП-74Ш

8. Описать возможные неисправности газовой турбины в эксплуатации.

Пример:

-разрушение подшипника опор турбины вследствие недостаточного поступления масла в полость подшипника;

- перегрев турбины – на корпусе турбины появляются цвета «побежалости»;
- разрушение лопаток турбины вследствие заброса температуры газов перед турбиной;
- разрушение лопаток турбины вследствие примерзания к корпусу турбины;
- разрушение лопаток турбины вследствие касания их превращении о корпус турбины из-за износа мягкой вставки.

9. Вывод

Практическое занятие № 5

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ И СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗА ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА КОНКРЕТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Цель работы:

1. Закрепление теоретических знаний о конструкции выходного устройства.
2. Выполнить выходного устройства с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом конструкции выходного устройства авиационного двигателя летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
- 3.Авиационный двигатель обучающийся анализирует тот, который установлен на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- конструкцию выходного устройства;
- классификацию выходного устройства летательного аппарата;
- системы, обеспечивающие работоспособность выходного устройства;
- параметры выходного устройства

Уметь:

- уметь пользоваться технической документацией;
- осуществлять поиск и использование информации;
- различать выходное устройство по типу;
- уметь классифицировать выходные устройства силовой установки на летательном аппарате;

- анализировать конструкцию и составлять эскиз основных элементов авиационного двигателя;

Порядок выполнения:

1. Дать определение назначению выходного устройства авиационного двигателя.

Пример:

Выходное устройство предназначено для обеспечения эффективного преобразования потенциальной энергии давления газов за турбиной в кинетическую энергию истечения газа, образования выходного импульса с минимальными потерями, для отвода выхлопных газов в атмосферу, а также для защиты от нагрева элементов конструкции самолёта, находящихся в зоне расположения двигателя.

2. Определить тип выходного устройства по общей классификации.

Пример:

Регулируемое реактивное сопло – сверхзвуковое, всережимное, с внешними створками.

3. Описать конструкцию выходного устройства.

Пример:

В состав реактивного сопла входят: дозвуковое сужающееся с приводом и синхронизирующими механизмами регулирования площади критического сечения; сверхзвуковая часть с механизмами привода, синхронизации и регулировки площади среза, осуществляемой через внешние створки и дозвуковое сопло; внешние створки с упругими элементами, являющиеся подвижной частью фюзеляжа самолёта.

4. Описать назначение каждого основного элемента конструкции выходного устройства.

Пример:

Дозвуковое сопло. Шестнадцать створок с уплотняющими их шестнадцатью проставками образуют сужающееся дозвуковое сопло. Каждая створка двумя проушинами подвижно закреплена в корпусе шарнира на заднем фланце корпуса форсажной камеры. Каждая проставка подвижно закреплена ограничителем на двух соседних створках, передняя часть проставок свободно опирается штифтами на те же соседние створки. Штифты неподвижно закреплены на проставках. Шестнадцать гидроцилиндров с шестнадцатью рычагами и с тридцатью двумя тягами образуют синхронизирующий привод створок. Сверхзвуковая часть реактивного сопла представляет собой шестнадцать надстворок с уплотняющими их шестнадцатью проставками образующими расширяющуюся, сверхзвуковую часть реактивного сопла. Каждая надстворка подвижно соединена со створкой, а проставки надстворок подвижно соединены с проставками створок. Каждая проставка подвижно закреплена на двух соседних надстворках тремя ограничителями, которые подвижно закреплены в проставках. Ограничитель, расположенный у заднего торца проставки, обеспечивает минимальное перекрытие боковых кромок надстворок проставками при максимальной площади среза реактивного сопла

5. Описать системы, обеспечивающие работоспособность выходного устройства.

Пример:

Система управления створками реактивного сопла. Рабочим телом данной системы является топливо.

6. Выполнить эскиз выходного устройства с местными разрезами, показывающие основные элементы конструкции.

Пример:

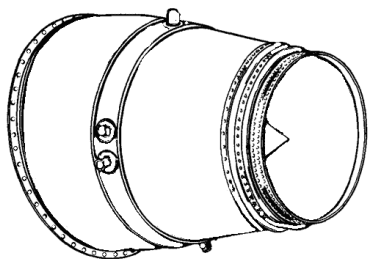


Рисунок. Эскиз дозвукового выходного устройства

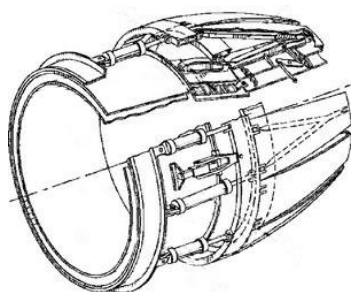


Рисунок. Эскиз всережимного выходного устройства

7. Описать авиационные материалы, применяемые в конструкции выходного устройства.

Пример:

створки малые ведущие – ЖС-3ДК
створки малые ведомые - ЖС-3ДК
створки большие ведущие - ЖС-3ДК
створки большие ведомые - ЖС-3ДК
экран – ХН50МВКТИОР
створки наружные - ХН50МВКТИОР

8. Описать возможные неисправности выходного устройства в эксплуатации

Пример:

Для узла выходного устройства характерны следующие неисправности:

- трещины ограничителей надстворок сопла;
- течь топлива по штокам гидроцилиндров управления;
- трещины трубопроводов сопла.

Количество трещин не регламентируется. Причиной указанных неисправностей являются вибрация и высокая температура. Течь гидроцилиндров появляется из-за температурной усадки уплотнений штока.

9. Вывод.

Практическое занятие № 6
АНАЛИЗ И СОСТАВЛЕНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ
ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА.

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов топливной системы конкретного летательного аппарата.
2. Научиться составлять принципиальную схему топливной системы конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом топливной системы летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Оборудование топливной системы обучающийся анализирует то, которое установлено на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

Уметь:

- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- определять по принципиальной схеме вероятность отказа агрегата системе;
- анализировать и составлять принципиальную схему систем летательного аппарата;

Порядок выполнения:

В качестве примера выполнения практического занятия выбрана топливная система вертолёта Ми-24.

1.Описать назначение и состав системы.

Пример:

2.Описать технические данные работы системы.

Пример:

Таблица Основные данные топливной системы

3.Описать конструкцию основных агрегатов системы.

Пример:

Топливные №1,2,3,4,5 изготовлены из керосиностойкой резины, защитного слоя из капронового полотна и протектированы слоями резины Р-29.

Верхние стенки баков №1 и №2 крепятся к плитам. На плитах устанавливаются датчики топливомера, штуцеры подвода дренажа и заливные горловины. Внутри баков установлены переливные трубы, соединенные с патрубками, закреплёнными на верхней плите вертикального бака №3. Переливные трубы предназначены для предохранения расходных баков от переполнения при перекачки топлива из нижних баков №4 и №5, а также для дренажа вертикального бака №3.

Основные топливные баки №3, №4 и №5 заполнены пенополиуретановой губкой (материал марки ППУ-ЭО-100) Это значительно повышает взрывобезопасность баков.

Подвесные топливные баки 36,7,8,9 цельнометаллические, сварные, состоят из носовой, центральной и хвостовой частей, включающих обечайку, силовые шпангоуты и продольную балку с рым – болтами. Каждый подвесной бак имеет заливную горловину, заборник топлива с поплавковым клапаном и сливную пробку. Поплавковый клапан предназначен для перекрытия всасывающего трубопровода по окончании выработки топлива. К баку приварены четыре стабилизатора, предназначенные для ориентации бака при сбросе. Уровень топлива в подвесных баках определяется только на стоянке с помощью мерных линеек на крышках заливных горловин.

Топливные насосы ЭЦН -91Б предназначены для перекачки топлива из одного бака в другой или создания необходимого давления топлива на входе дополнительного насоса двигателя. В баках насос устанавливается в герметичном и взрывобезопасном корпусе.

Клапанная коробка предназначена для исключения неравномерной выработки топлива из расходных баков №1 и №2 и для обеспечения возможности питания обоих двигателей топливом из любого расходного бака. Клапанная коробка подсоединяется к магистрали питания топливом левого и правого двигателей перед пожарными кранами и крепится болтами к профилям, установленным на полу редукторного отсека.

Насосный агрегат предназначен для непрерывного перекачивания топливом из подвесных баков в вертикальный №3 и состоит из двух струйных(эжекторных) насосов и диафрагменного клапана, крепится под баком №3 между шпангоутами №8 и №9.

Узел обратных клапанов предназначен для обеспечения питания топливом газотурбинного двигателя Аи-9В из любого расходного бака и слива топлива из магистралей питания основных двигателей ТВЗ – 117. При этом исключено попадание топлива из магистрали правого двигателя в магистраль левого двигателя и наоборот. Узел обратных клапанов подсоединён к магистралям питания двигателей топливом и крепится к стенке шпангоута №10. Он состоит из корпуса, двух входных штуцеров и двух выходных штуцеров подсоединения питания топливом основных двигателей, штуцера питания топливом Аи-9В, двух обратных клапанов и крана слива топлива из магистралей питания основных двигателей.

Перекрывные краны предназначены для перекрытия топливного трубопровода на входах в расходные баки. В трубопроводе между баками №4 и №5 установлен перекрывной (разделительный) кран, который всегда открыт. Перекрывной кран закрывается в том случае, когда один из нижних баков повреждён. Управление краном электрическое. О закрытом положении крана сигнализирует табло жёлтого цвета над соответствующим переключателем.

Топливомер ТПР1-8Б. Расход и наличие топлива в баках контролируется поплавковорычажным топливомером ТПР1 – 8Б, датчики которого установлены в топливных баках №1, №2, №4, №5. Указатель топливомера расположен на приборной доске летчика, а галетный переключатель контроля уровня заправки на правом переднем пульте летчика. Топливомер обеспечивает замер суммарного запаса топлива в основных фюзеляжных баках (кроме бака №3), группового запаса топлива в баках №4 и №5, и в каждом отдельном баке №1 и №2. Для сигнализации о выработке топлива из подвесных баков, на плите бака №3 установлен датчик – сигнализатор ДСМК – 8А – 19.

Струйный сигнализатор уровня предназначен для предотвращения переполнения бака №3. Струйный сигнализатор уровня при полном баке №3 находится ниже уровня топлива.

Датчики топливомера установлены во всех фюзеляжных баках. В вертикальном топливном баке №3 датчик топливомера не имеет поплавка и зафиксирован в нулевом положении, которое соответствует нижнему положению поплавка.

4.Описать принцип работы системы с использованием принципиальной схемы системы.

Пример:

В первую очередь вырабатываются подвесные топливные баки. затем, после выработки 150 л топлива из бака №3, по сигналу датчика – сигнализатора ДСМК – 8А – 19 на щитке топливной системы загорается табло «Вык.перекачку», что является сигналом для выключения переключателя «Подвес. баки». Далее вырабатывается бак №3 полностью, затем одновременно баки №4 и №5. Расходные баки №1 и №2 вырабатываются в последнюю очередь. Такая очередность выработки топлива обеспечивает сохранение эксплуатационных центровок вертолёта в допустимых пределах. Топливо из расходных баков с помощью двух электроприводных центробежных насосов ЭЦН – 91Б через обратные клапаны и противопожарные перекрывные краны по отдельным трубопроводам подается к дополнительным подкачивающим насосам ДЦН -70 двигателей и далее через фильтры тонкой очистки к топливным насосам – регуляторам НР-3В, установленным на каждом двигателе ТВЗ – 117В. Одновременно перекачивающими насосами нижних топливных баков топливо подаётся в расходные баки.

5.Описать возможные неисправности, возникающие во время эксплуатации системы.

Пример:

Характерными эксплуатационными неисправностями топливной системы вертолёта являются:

- негерметичность мягких топливных баков из-за раслоения резины стенок или разрушения резиновых прокладок в местах установки арматуры; металлических подвесных топливных баков из-за образования трещин в стенках под стяжными лентами и по сварным швам; трубопроводов;
- негерметичность фильтров в местах установки крышки, штуцера по уплотнениям;
- отказы подкачивающих и перекачивающих насосов, поплавковых клапанов;
- заедание клапана дренажа второго контура рабочих форсунок в открытом положении.
- засорение рабочих топливных форсунок
- двигатель в процессе запуска самопроизвольно выходит на повышенный режим
- несинхронная работа двигателей на установившихся режимах
- раскачка частоты вращения турбокомпрессоров
- заброс температуры газа перед турбиной в процессе приемистости превышает допустимую величину
- трещины, забоины и очаги коррозии на трубопроводах

6.Описать приборы контроля работоспособности системы и указать на приборной доске кабины экипажа их размещение.

Пример:

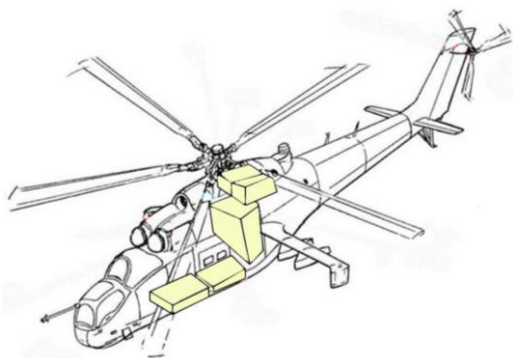
Контроль работы топливных насосов осуществляется по зелёным табло: «Насос работ. №1», «Насос работ. №2», «Насос работ. №4», «Насос работ. №5», «Перекач. работает».

Контроль положения разделительного крана, пожарных кранов и перекрывных кранов определяется по жёлтым табло: «Закрит кран раздел.», «Закрит кран прав. двиг.», «Закрит кран лев. двиг.», «Закрит кран прав. расх. бак 2», «Закрит кран лев. расх. бак 1».

При резервном остатке топлива в расходных баках загораются красные табло на приборной доске: «Бак №1 осталось 120 л», «Бак №2 осталось 120 л».

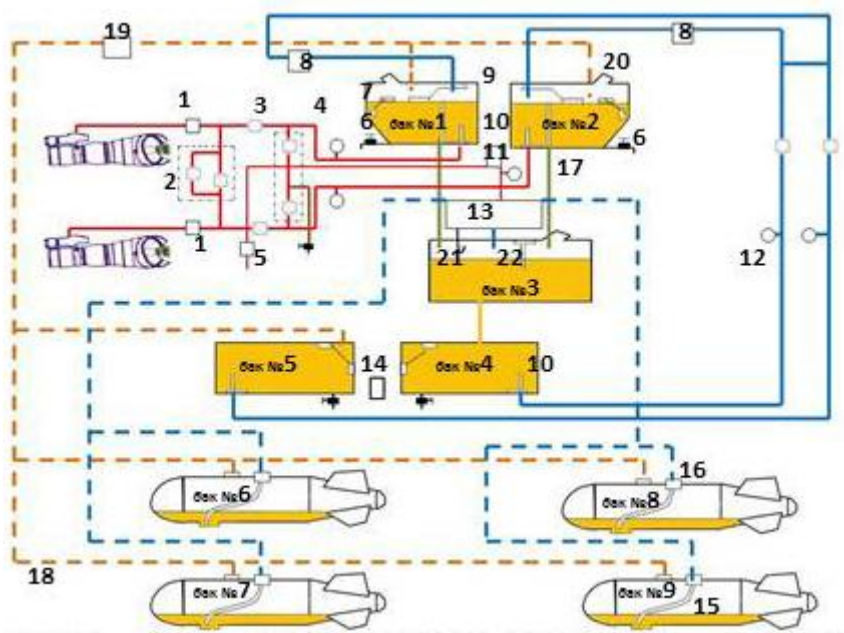
7. Выполнить эскиз летательного аппарата и указать размещение агрегатов системы на летательном аппарате.

Пример: Размещение основных топливных баков на вертолёте Ми-24



8. Отобразить графически принципиальную схему системы.

Пример: Принципиальная схема топливной системы вертолёта Ми-24



Условные обозначения:

1-перекрывные (пожарные) краны; 2-клапанная коробка; 3-обратные клапана; 4-узел обратных клапанов; 5-электромагнитный клапан питания вспомогательной силовой установки Аи-9В; 6-кран слива топлива; 7-датчики топливомера ТПР1-8Б; 9,15-поплавковые клапаны; 10-топливные насосы ЭЦН-91Б; 11-электромагнитный кран управления насосным агрегатом; 12-сигнализаторы давления топлива; 13-топливный агрегат; 14-разделительный кран; 16-штуцер дренажа подвешного топливного бака; 17-труба перелива; 18-дренажные трубопроводы; 19-дренажный бачок; 20-заливные горловины; 21-струйный сигнализатор уровня топлива в баке №3; 22-датчик сигнализатор ДСМК-8А-19

9. Вывод.

Практическое занятие № 7
АНАЛИЗ И СОСТАВЛЕНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ
МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА.

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов масляной системы конкретного летательного аппарата.
2. Научиться составлять принципиальную схему масляной системы конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом масляной системы летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Оборудование масляной системы обучающийся анализирует то, которое установлено на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

Уметь:

- анализировать и составлять принципиальную схему систем летательного аппарата;
- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- определять по принципиальной схеме вероятность отказа агрегата системе;

Ход работы:

Выбираем масляную систему вертолёта Ми-24.

1.Описать назначение и состав системы.

Пример:

Масляная система двигателей предназначена для размещения на вертолете необходимого количества масла, обеспечения смазки деталей и агрегатов двигателей и поддержания температуры масла в определенных пределах.

Каждый двигатель имеет самостоятельную масляную систему. Масло, циркулируя по каналам двигателя и его агрегатам, смазывает трущиеся поверхности, отбирает и уносит тепло от нагреваемых при работе двигателя деталей и выносит продукты изнашивания трущихся деталей. Маслосистема двигателя выполнена по прямой одноконтурной замкнутой схеме с принудительной циркуляцией масла.

Условно маслосистема двигателей делится на внутреннюю и внешнюю. Внутренняя - та часть системы, агрегаты которой входят в состав двигателя; внешняя -

часть системы, состоящая из агрегатов, не являющихся составной частью двигателя. В данном пособии будет рассмотрена только внешняя маслосистема.

2. Описать технические данные работы системы.

Пример:

Таблица Основные масляной системы (смотрите на следующей странице)

Основные данные маслосистемы

Сорт масла	синтетическое Б-3В или «Кастрол»
Количество масла, заливаемого в маслобак, л	10
Расход масла, л/ч	не более 0,5
Прокатка масла через двигатель на номинальном режиме при температуре масла (75 ± 5) °С, л/мин	17 + 2
Давление масла, МПа (кгс/см ²):	
на режиме малого газа не менее	0,2 (2)
на крейсерском, номинальном и взлетном режимах	0,35 + 0,05(3,5 + 0,5)
Температура масла на выходе из двигателя, °С:	
минимальная для выхода на режимы выше малого газа	30
минимальная для длительной работы на режимах не ниже крейсерского	70
рекомендуемая	90...100
максимальная	125

3. Описать конструкцию основных агрегатов системы.

Пример:

Масляный бак - сварной конструкции, изготовлен из листового материала АМц-АМ. Для увеличения жесткости внутри бака вварены три перегородки. Одна перегородка находится в средней части бака, две другие - в местах высадки днищ под ленты крепления бака на вертолете. Перегородки имеют отверстия, отбортованные для увеличения жесткости.

В переднее днище маслобака вварен штуцер с угольником, к которому подсоединен трубопровод возврата масла из суфлерного бачка. В верхней части заднего днища бака вварен карман со штуцером, в который ввернута футорка с масломерным щупом. На трубке масломерного щупа имеются отверстия для контроля масла через каждые 0,5 л. В нижней части заднего днища вварен штуцер для подсоединения трубопровода подвода масла из радиатора.

Сверху в обечайку маслобака вварены штуцер суфлирования и заливная горловина, закрытая крышкой. В заливной горловине установлен сетчатый фильтр. Крышка прижимается к горловине бака винтом, шарнирно закрепленным на крышке и ввернутым в траверсу. Снизу в обечайке бака вварен штуцер забора масла из бака. Масляные баки устанавливаются на двух отлитых из алюминиевого сплава ложементов, укрепленных на потолочной панели в передней части отсеков двигателей, между всасывающими каналами двигателей и крышками капота двигательного отсека. Каждый бак крепится двумя стяжными лентами через фетровые прокладки.

Воздушно-масляный радиатор предназначен для охлаждения масла, выходящего из двигателя и главного редуктора ВР-8А.

На вертолете установлены два одинаковых воздушно-масляных радиатора. Каждый из которых имеет две секции: секцию охлаждения масла системы двигателя и секцию охлаждения масла системы редуктора. Таким образом, в маслосистемах двигателей имеется по одной секции радиатора, а в маслосистеме главного редуктора - две.

Воздушно-масляный радиатор изготовлен из алюминиевых сплавов по специальной технологии. Каждая секция радиатора состоит из корпуса, сот, крышек входа и выхода масла и термостатического клапана. Корпус секции образован трубными досками и наружными профилями сот. Трубные доски изготовлены из трехслойного биметалла и имеют вырезы для выхода концов трубок.

Сот набран из горизонтально расположенных плоских трубок, соединенных с гофрированными пластинами и двумя наружными профилями методом спекания. Для увеличения теплоотвода внутри трубок выполнены гофрированные пластины с просечками, обеспечивающие шахматное движение масла по трубке. Оребрение между трубками имеет вид гофров, набранных из гофрированных пластин с наклонным расположением стенок гофров. Оребрение обеспечивает увеличение теплоотвода и повышает жесткость сотового блока.

Термостатический клапан предназначен для предохранения трубок радиатора от действия повышенных давлений и для ограничения максимальной температуры масла. Основной частью термостатического клапана является термочувствительный элемент, состоящий из патрона, направляющей штока клапана и таблетки из термочувствительной массы. На штоке патрона, изготовленного из меди, установлен латунный стакан, фиксируемый разрезным стопорным кольцом. Шток патрона входит в глухое отверстие пяты гайки, которая является для него направляющей. В штоке предусмотрены осевое и радиальное отверстия для сообщения полости направляющей штока с полостью корпуса термостатического клапана через отверстия в стенке стакана. Стакан является опорой для пружины. Он зафиксирован в гайке стопорным кольцом.

Предварительное сжатие пружины подбирают таким образом, чтобы клапан обеспечил перепуск масла от шунтовой трубки при перепаде давлений между полостями входа и выхода более 0,2 Мпа.

В исходном положении термостатический клапан открыт. Он омывается двумя потоками масла: один поступает из шунтовой трубки, другой - из трубок сота. При повышении давления масла на входе в маслорадиатор и достижении перепада давления в полостях корпуса клапана свыше 2 кгс/см² грибовидный клапан, сжимая пружину, открывается на большую величину, чем увеличивается истечение масла через шунтовую трубку предохраняя трубки радиатора от повышенных давлений.

Суфлерный бачок предназначен для суфлирования маслобака. При этом обеспечивается отделение воздуха от капель масла.

Бачок - сварной конструкции, изготовлен из листового материала АМц-АМ. Он состоит из обечайки двух днищ и внутреннего лабиринтного набора перегородок. В нижнее днище бачка вварен штуцер, через который отделившееся от воздуха масло по гибкому трубопроводу возвращается назад в маслобак. В верхнем днище бачка сбоку вварен штуцер, через который смесь газов с парами масла входит в бачок.

Внутренние перегородки образуют лабиринт, проходя через который, воздух и масло разделяются при этом масло оседает на конусах лабиринта. Часть конусных перегородок сварена с внутренней трубой, которая сверху приварена к днищу. Другая часть перегородок сварена с обечайкой бачка. Сверху в стакан вварен штуцер, через который воздух по трубопроводу уходит на срез сопла выхлопного устройства двигателя.

Для крепления бачка на его обечайке снаружи приварена рамка, в которую вклеена текстолитовая заглушка. В рамке и заглушке просверлены два сквозных горизонтальных отверстия под болты, которыми бачок крепится к туннелю входа воздуха в двигатель.

Блок сливных кранов 637600А предназначен для слива масла из системы каждого двигателя. Краны расположены на поперечной противопожарной перегородке со стороны редукторного отсека. Каждый кран состоит из корпуса, тарелки со штоком и пружины.

Открытие клапана осуществляется поворотом рукоятки. При этом поворачиваются кулачки, расположенные на оси и они через толкатели перемещают тарелку клапана.

Для устранения возможных ошибок при монтаже шлангов маслосистемы от воздушно-масляных радиаторов к тройникам у сливных кранов приклепаны поясняющие трафареты.

Трубопроводы. В магистралях маслосистемы применяют трубопроводы из материала АМцМ и гибкие шланги. Соединение трубопроводов - ниппельное, по наружному конусу. Рукава шлангов имеют наружную хлопчатобумажную оплетку.

Присоединение шлангов к штуцерам маслосистемы также производится при помощи стандартных ниппельных соединений

4. Описать принцип работы системы с использованием принципиальной схемы системы.

Пример:

Масло из маслобака по трубопроводу поступает к приемному штуцеру двигателя. После чего масло движется по внутренней маслосистеме двигателя, осуществляя смазку и охлаждение трущихся деталей. Отвод масла из двигателя осуществляется по трубопроводу в маслорадиатор. В маслорадиаторе масло охлаждается и поступает по трубопроводу обратно в маслобак. На выходе из маслорадиатора установлен термостатический клапан, который перепускает определенное количество масла, помимо радиатора.

Это количество масла зависит от температуры и давления масла, входящего в радиатор. Кроме того, при эксплуатации системы в условиях низких температур штуцер входа маслорадиатора через шланг с запорным краном соединен со штуцером выхода, что позволяет при открытии крана обеспечить нормальную циркуляцию масла без охлаждения.

Входящее в маслобак масло отделяется от газовых пузырьков, поскольку штуцер входа масла расположен на маслобаке снизу. При этом масло в баке интенсивно перемешивается, температура его в различных точках бака выравнивается, а газ уходит в систему суфлирования масляного бака, выравнивается, а газ уходит в систему суфлирования масляного бака. Суфлирование масляного бака выполнено независимо от системы суфлирования двигателя через трубопровод, и суфлерный бачок, в котором воздух отделяется от капелек масла. Масло, отделившееся в суфлерном бачке от воздуха, собирается в нижней части бачка и по трубопроводу возвращается в маслобак. Воздух из суфлерного бачка выводится по трубопроводам на срез сопла двигателя. Если в этих трубопроводах по какой либо причине будет находиться масло, оно сольется в дренажный бачок.

5. Описать возможные неисправности, возникающие во время эксплуатации системы.

Пример:

- падение давления масла на выходе из нагнетающего масляного насоса;
- повышение температуры масла на выходе из двигателя;
- течи масла во внешних соединениях маслопроводов и агрегатов маслосистемы;
- выброс масла из системы суфлирования;
- неисправностью воздушно-масляного радиатора или откачивающего масляного насоса;
- повышенного износа уплотнений масляных полостей или загрязнения жиклеров системы суфлирования масляных полостей;
- отказа указателя давления масла или температуры масла.

6. Описать приборы контроля работоспособности системы и указать на приборной доске кабины экипажа их размещение.

Пример:

При работе маслосистемы контролируются давление масла на входе двигателя, температура масла, выходящего из двигателей, которые измеряются электродистанционными манометром и термометром из комплекта трехстрелочного индикатора ЭМИ-ЗРИ. На вертолете установлены два комплекта индикаторов

ЭМИ-ЗРИ, по одному на каждый двигатель. Датчика давления масла ИД-8 установлены на двигателях, датчики температуры масла П-2ТР-в карманах трубопроводов

отвода масла в маслорадиаторы, а трехстрелочные указатели УИЗ-3- на правой приборной доске.

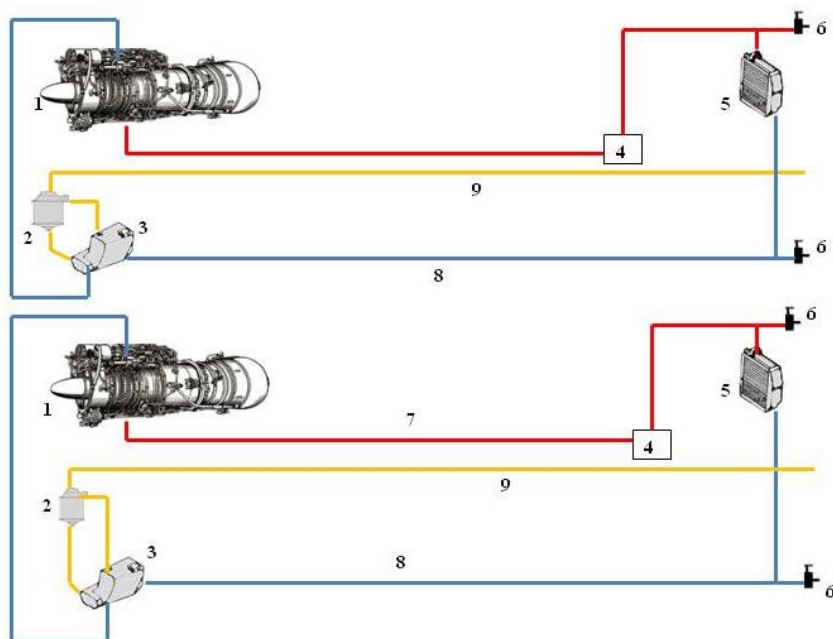
7. Выполнить эскиз летательного аппарата и указать размещение агрегатов масляной системы на летательном аппарате.

Пример: Размещение основных топливных баков на вертолёте Ми-24



8. Отобразить графически принципиальную схему системы.

Пример: Принципиальная схема масляной системы вертолёта Ми-24



Условные обозначения:

1-двигатель ТВЗ-117; 2- бачок суфлирования; 3- масляный бак;
4 - блок сливных кранов 637600А ; 5 – радиатор масляный; 6- кран сливной; 7 – трубопроводы горячего масла; 8 – трубопроводы холодного масла; 9 – трубопроводы суфлирования

Практическое занятие № 8
АНАЛИЗ И СОСТАВЛЕНИЕ ПРИНЦИПАЛЬНОЙ СХЕМЫ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОНКРЕТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА.

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов системы управления конкретного летательного аппарата.
2. Научиться составлять принципиальную схему системы управления конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом системы управления летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов
3. Оборудование системы управления обучающийся анализирует то, которое установлено на этом летательном аппарате.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

Уметь:

- анализировать и составлять принципиальную схему систем летательного аппарата;
- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- определять по принципиальной схеме вероятность отказа агрегата системе;

Порядок выполнения:

Выбираем систему управления вертолёт Ми-24.

1.Описать назначение и состав системы.

Пример:

- Система управления вертолёт предназначенна;
- для обеспечения заданных характеристик устойчивости, управляемости и маневренности вертолёт на всех эксплуатационных режимах полёта а пределах заданных ограничений;
 - для обеспечения безопасности полёта, а также возможность посадки вертолёт с неработающими двигателями

Система управления двигателями предназначена для подачи команд в СУА двигателей с целью:

- осуществления запуска;

- изменения мощности на всех эксплуатационных режимах работы в пределах заданных ограничений;
- обеспечение возможности выполнения полёта с одним отказавшим двигателем;
- останова двигателей

Управление вертолётom и двигателями включает:

- двойное продольно-поперечное управление;
- двойное путевое управление;
- двойное объединённое управление системой «Шаг-газ»;
- управление перенастройкой частоты вращения несущего винта;
- раздельное управление двигателями;
- управление остановом двигателей

2.Описать технические данные работы системы.

Пример:

Таблица Основные данные системы управления

ход ручки продольно-поперечного управления вертолётom летчика (мм)	вперёд	150 ± 5
	назад	150 ± 5
	влево	135 ± 5
	вправо	135 ± 5

ход ручки продольно-поперечного управления вертолётom оператора (мм)	вперёд	132± 4
	назад	132± 4
	влево	116 ± 6
	вправо	118 ± 6

3.Описать конструкцию основных агрегатов системы.

Пример:

Продольно – поперечное управление предназначено для управления вертолётom относительно продольной и поперечной осей (управление по крену и тангажу). Продольно-поперечное управление состоит из двух параллельных систем (каналов):

- системы продольного управления;
- системы поперечного управления.

Две системы по конструкции аналогичны и каждая включает в себя следующие элементы:

- ручку продольно-поперечного управления вертолётom: -проводку управления;
- две раздвижные тяги (по одной в каждом канале управления вертолётom);
- два механизма загрузки;
- два электромеханизма градиента усилий МГУ-1;
- агрегат управления;
- агрегат продольного, поперечного, путевого управления и управления общим шагом;
- два КАУ-115 (по одному в канале продольного и поперечного управления вертолётom);
- автомат перекоса;
- несущий винт

Ручка продольно-поперечного управления вертолётom состоит из: рукоятки, трубы, вала-траверсы. На рукоятке расположены: гашетка торможения колёс, кнопка отключения автопилота, кнопка «триммер», кнопка специального назначения, восьмипозиционный переключатель триммеров, гашетка «СПУ-РАДИО»

Ось вала-траверсы совмещена с осью тяги продольного управления. Кроме этого, на тяге продольного управления установлен подшипник, который позволяет тяге вращаться при отклонении ручки управления влево или вправо, и играет роль осевого шарнира.

Проводка управления жёсткая и выполнена в виде тяг, качалок и кронштейнов. Раздвижные тяги предназначены для подключения и отключения ручки продольно-поперечного управления оператором к системе управления вертолётном.

Механизм загрузки предназначен для имитации усилий на ручке управления вертолётном, в зависимости от величины её отклонения.

Электромеханизм градиента усилий МГУ-1 предназначен для снятия и создания усилий на ручке продольно-поперечного управления вертолётном. Управление МГУ-1 осуществляется с помощью кнопки «триммер».

Агрегат управления установлен в кабине лётчика на общей плите между шпангоутами 4Н и 5Н. На агрегате управления установлены: ручка управления вертолётном; рычаг общего шага; рычаги раздельного управления двигателями; два механизма загрузки; два МГУ-1; дифференциальный механизм управления двигателями; три противовеса (для исключения влияния массы наклонных тяг на положение командных рычагов).

Агрегат продольного, поперечного, путевого управления и Управления общим шагом предназначен для герметичного вывода проводки управления из фюзеляжа в отсек редуктора. Агрегат установлен на потолочной панели между шпангоутами №7 и №8 и состоит из: кронштейна, четырёх соосных валов; рычагов, соединённых с валом.

Автомат перекоса представляет собой механизм, позволяющий изменять углы установки лопастей несущего винта, а следовательно, величину и направление равнодействующей аэродинамических сил. Автомат перекоса состоит из: направляющего ползуна, ползуна, кронштейна с качалками продольного и поперечного управления, универсального шарнира, пяти тяг поворота лопастей, поводка, рычага изменения общего шага несущего винта.

Путевое управление предназначено для управления вертолётном относительно вертикальной оси (управления по курсу). Система управления состоит из: педалей лётчика и оператора, проводки управления, агрегата управления, агрегата продольного, поперечного, путевого управления и управления общим шагом, гидродемпфера СДВ-5000 –ОА, системы подвижного упора управления СПУУ-62, КАУ-115, механизма изменения шага рулевого винта, рулевого винта.

Педали лётчика параллелограммного типа и состоят из: кронштейна (основания), вала с шатуном и двухплечевым рычагом, двух угловых рычагов, двух тяг, опорных площадок с микровыключателями, регулировочного узла, упоров. Регулировочный узел позволяет регулировать педали по росту лётчика в пределах ± 50 мм. Ход педалей лётчика ± 75 мм ограничивается регулируемыми упорами.

Проводка управления рулевым винтом смешанная – от педалей лётчика до сектора КАУ-115 проводка управления жёсткая (состоит из тяг, качалок и кронштейнов), от КАУ-115 до втулочно-роликовой цепи проводка управления тросовая. Втулочно –роликовая цепь одевается на звёздочку механизма изменения углов установки лопастей рулевого винта.

3. Описать конструкцию основных агрегатов системы.

Пример:

Гидродемпфер СДВ-5000-ОА предназначен для ограничения темпа перемещения педалей.

Система подвижного упора управления СПУУ-52 предназначена для автоматического ограничения максимальной величины углов установки лопастей рулевого винта в зависимости от плотности воздуха.

Система объединённого управления «шаг-газ» предназначена для изменения общего шага несущего винта при одновременном изменении мощности двигателей и углов установки стабилизатора. Система объединённого управления «шаг-газ» включает три канала управления;

- управления общим шагом,
- управление мощностью двигателей,
- управление стабилизатором

Рычаг общего шага лётчика состоит из: рукоятки коррекции, фрикциона рукоятки коррекции, трубы, фрикциона рычага общего шага с электрогидравлическим управлением, маховика. На рукоятке коррекции расположены: кнопка аварийного сброса груза, переключатель перенастройки частоты вращения несущего винта, кнопка управления поисково-посадочной фарой ФПП-7, кнопка тактического сброса груза, кнопка выключения фрикциона рычага общего шага.

Канал управления мощностью двигателей является резервной (аварийной) системой поддержания постоянной частоты вращения несущего винта. Канал управления мощностью двигателей включает в себя следующие элементы: два рычага общего шага, проводку, агрегат управления, дифференциальный механизм управления двигателями, блок валов, рычаги на насос-регуляторе НР-3В каждого двигателя.

Система раздельного управления двигателями предназначена для изменения мощности любого из двух двигателей без изменения шага несущего винта.

4.Описать принцип работы системы с использованием принципиальной схемы системы.

Пример:

Система останова двигателей предназначена для прекращения подачи топлива в камеру сгорания. При взятии рычагов останова вверх стоп-краны закрываются, прекращается подача топлива в камеру сгорания, двигатели выключаются.

5.Описать возможные неисправности, возникающие во время эксплуатации системы.

Пример:

Зазоры с проводке управления должны быть не менее 5 мм. Особое внимание обращается на затяжку и контрольку резьбовых соединений элементов системы управления.я тросов и втулочно-роликовой цепи необходимо обращать внимание на их чистоту, отсутствие коррозии, надёжность заплётки, равномерность натяжения тросов.

6.Описать приборы контроля работоспособности системы и указать на приборной доске кабины экипажа их размещение.

Пример:

Приборов контроля работоспособности системы управления вертолётном нет в кабине экипажа.

7.Выполнить эскиз летательного аппарата и указать размещение агрегатов системы управления на летательном аппарате.

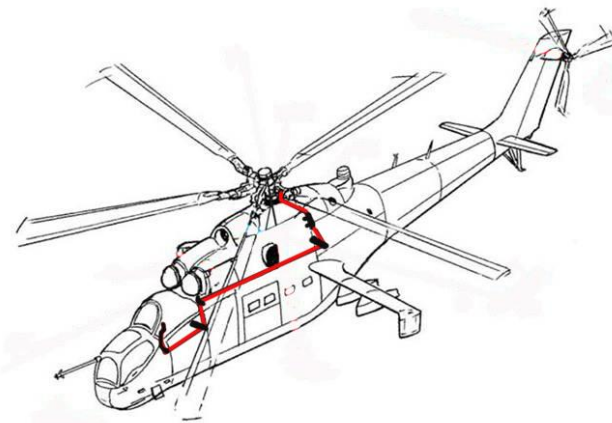


Рисунок. Система продольного управления вертолётom

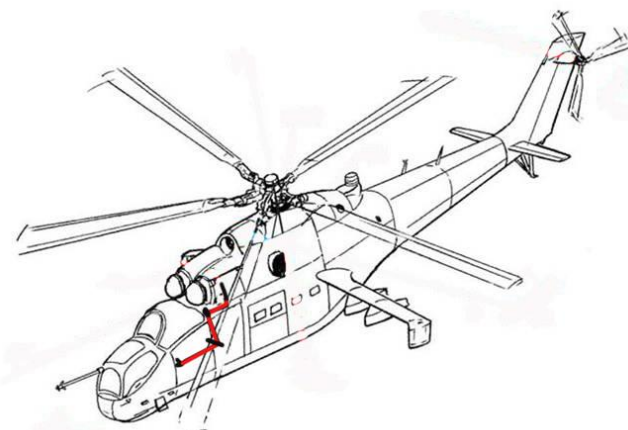
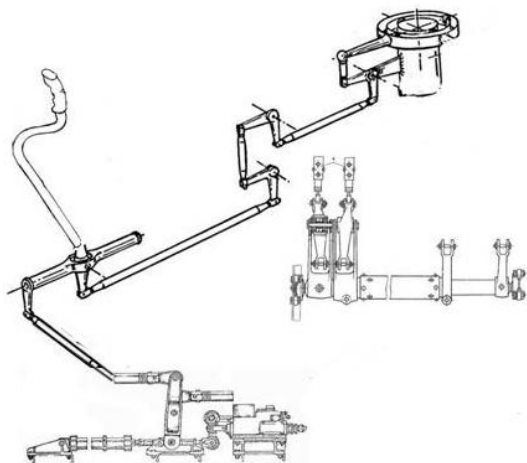


Рисунок. Система управления двигателями вертолётa

8. Отобразить графически принципиальную схему системы.

Пример: Принципиальная схема продольного управления вертолётom



9. Вывод.

Практическое занятие № 9
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ
АГРЕГАТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ КОНКРЕТНОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов топливной системы конкретного летательного аппарата.
2. Научиться анализировать по принципиальной схеме возможные отказы и неисправности агрегатов топливной системы конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом возможных отказов и неисправностей агрегатов топливной системы летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

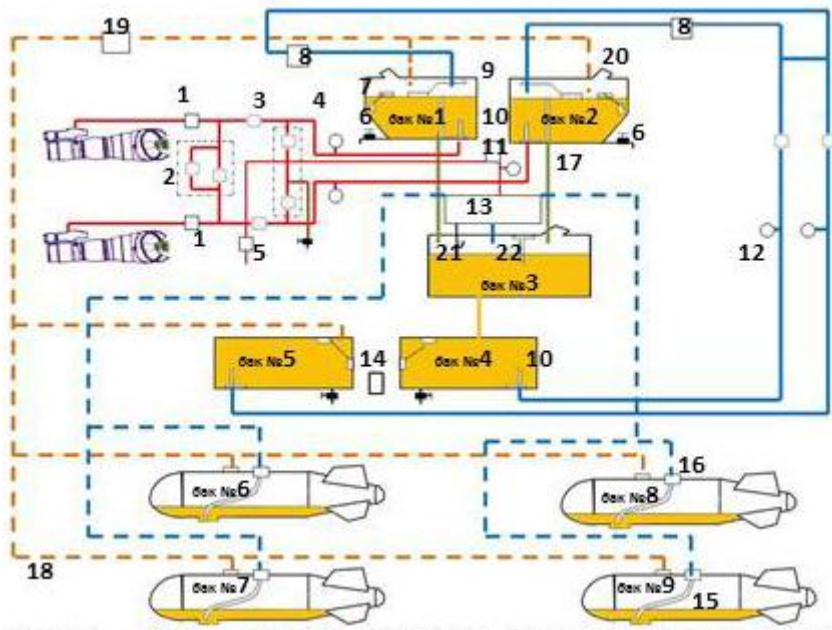
Уметь:

- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- анализировать возможные отказы и неисправности агрегатов основных систем бортового оборудования летательных аппаратов с использованием принципиальной схемы

Порядок выполнения:

- 1.Перенесите принципиальную схему топливной системы летательного аппарата.

Пример: Принципиальная схема топливной системы вертолёта Ми-24



2. Проанализировать причины отказов и неисправностей агрегатов топливной системы

Пример: Анализ провести агрегатов, перечисленных в условных обозначениях после принципиальной схемы топливной системы (практическое занятие № 6)

Условные обозначения:

1-перекрывные (пожарные) краны; 2-клапанная коробка; 3-обратные клапана; 4-узел обратных клапанов; 5-электромагнитный клапан питания вспомогательной силовой установки Аи-9В; 6-кран слива топлива; 7-датчики топливомера ТПР1-8Б; 9,15-поплавковые клапаны; 10-топливные насосы ЭЦН-91Б; 11-электромагнитный кран управления насосным агрегатом; 12-сигнализаторы давления топлива; 13-топливный агрегат; 14-разделительный кран; 16-штуцер дренажа подвешного топливного бака; 17-труба перелива; 18-дренажные трубопроводы; 19-дренажный бачок; 20-заливные горловины; 21-струйный сигнализатор уровня топлива в баке №3; 22-датчик сигнализатор ДСМК-8А-19

3. Проанализировать влияние отказов и неисправностей на работоспособность топливной системы.

Пример: Анализ провести исходя из выполненного пункта 2 данного практического занятия.

4. Вывод.

Практическое занятие № 10
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ
АГРЕГАТОВ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ КОНКРЕТНОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ.

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов топливной системы конкретного летательного аппарата.
2. Научиться анализировать по принципиальной схеме возможные отказы и неисправности агрегатов масляной системы конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом возможных отказов и неисправностей агрегатов масляной системы летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

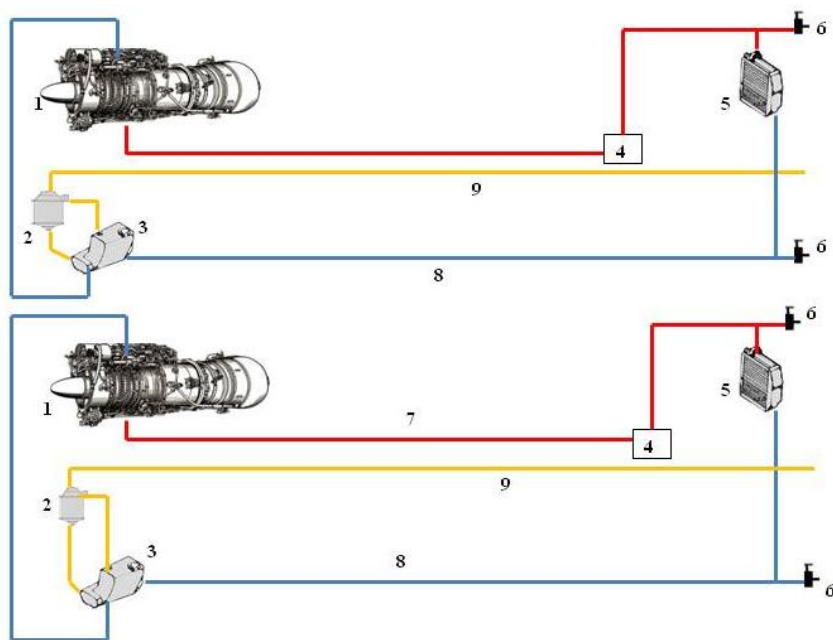
Уметь:

- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- анализировать возможные отказы и неисправности агрегатов основных систем бортового оборудования летательных аппаратов с использованием принципиальной схемы

Порядок выполнения:

- 1.Перенесите принципиальную схему топливной системы летательного аппарата.

Пример: Принципиальная схема масляной системы вертолѐта Ми-24



2. Проанализировать причины отказов и неисправностей агрегатов масляной системы

Пример: Анализ провести агрегатов, перечисленных в условных обозначениях после принципиальной схемы масляной системы (практическое занятие № 7)

Условные обозначения:

1-двигатель ТВЗ-117; 2- бачок суфлирования; 3- масляный бак;

4 - блок сливных кранов 637600А ; 5 – радиатор масляный; 6- кран сливной; 7 – трубопроводы горячего масла; 8 – трубопроводы холодного масла; 9 – трубопроводы суфлирования

3. Проанализировать влияние отказов и неисправностей на работоспособность масляной системы.

Пример: Анализ провести исходя из выполненного пункта 2 данного практического занятия.

4. Вывод.

Практическое занятие № 11
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ
АГРЕГАТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОНКРЕТНОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ

Цель работы:

1. Изучить состав и назначение элементов топливной системы конкретного летательного аппарата.
2. Научиться анализировать по принципиальной схеме возможные отказы и неисправности агрегатов системы управления конкретного летательного аппарата.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом возможных отказов и неисправностей агрегатов системы управления летательного аппарата, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.
2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01.Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- назначение и состав системы летательного аппарата;
- конструкцию основных агрегатов системы;
- размещение агрегатов системы на летательном аппарате;

Уметь:

- по внешнему виду определять принадлежность агрегата к системе;
- анализировать возможные отказы и неисправности агрегатов основных систем бортового оборудования летательных аппаратов с использованием принципиальной схемы

Порядок выполнения:

1.Перенесите принципиальную схему системы управления летательного аппарата.

2.Проанализировать причины отказов и неисправностей агрегатов системы управления.

4.Вывод.

Практическое занятие № 6

АНАЛИЗ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Цель работы:

1. Изучить особенности компоновки оборудования летательного аппарата конкретного назначения.

Исходные данные:

1. Результатом практического занятия должна стать оформленная папка с анализом размещения бортового оборудования на летательном аппарате, указанного в следующем пункте, на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Эскиз летательного аппарата обучающийся выполняет на бумаге формата А3: РЭО - обозначить красным цветом; АО - обозначить синим цветом; АВ и ДТО – зелёным цветом.

Приборную доску отобразить в масштабе М1:2 и отобразить все группы приборов. В кабине экипажа также указать все дополнительные приборы.

2. Летательный аппарат обучающийся использует, тот, что и при выполнении практических работ по МДК 01.01. Конструкция и конструкторская документация летательных аппаратов

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- радиоэлектронное оборудование конкретного летательного аппарата;
- авиационное оборудование конкретного летательного аппарата;
- авиационное вооружение конкретного летательного аппарата
- компоновку приборного оборудования на приборной доске конкретного летательного аппарата;
- размещение оборудования в корпусе конкретного летательного аппарата

Уметь:

- отличать оборудование РЭО, АО, АВ и ДТО, специального оборудования;
- анализировать размещение бортового оборудования на летательных аппаратах различного назначения

Порядок выполнения:

1. Описание общей компоновки оборудования конкретного летательного аппарата.

Пример:

2. Описание авиационного оборудования конкретного летательного аппарата.

Пример:

Авиационное оборудование включает электрооборудование и приборное оборудование. Электрооборудование предназначено для выработки электроэнергии и

питания всех потребителей. На вертолёте применяется система постоянного тока напряжением 27В и переменного тока частотой 400Гц с напряжениями: трёхфазного тока 208В и 36В и однофазного 115В и 36В.

Приборное оборудование позволяет осуществлять контроль работы двигателей, систем и отдельных агрегатов, пилотирование и навигацию вертолёта, автоматическое управление вертолётном, автоматическую регистрацию параметров полёта.

3. Описание радиоэлектронного оборудования конкретного летательного аппарата.

Пример:

Радиоэлектронное оборудование позволяет решение следующих задач:

- осуществление радиосвязи между вертолётами, между вертолётном и командным пунктом, между членами экипажа;
- пилотирование и веролётноевождение (полёт по маршруту);
- оповещение экипажа в полёте об аварийных ситуациях;
- решение специальных задач.

Радиоэлектронное оборудование состоит из:

- связная КВ радиостанция «Карат-М24» или «Ядро – 1Г»;
- автоматический радиоконпас АРК-15М;
- командной радиостанции Р-863;
- курсовой системы «Гребень»;
- самолётное переговорное устройство СПУ-8;
- командная радиостанция Р-860-1;
- УКВ радиоприёмник Р-852

4. Описание авиационного вооружения и десантно – транспортного вооружения конкретного летательного аппарата.

Пример:

Авиационное вооружение вертолёта предназначено для ведения

боевых действий и уничтожения противника. Оно включает в себя авиационные пушки и пулемёты, управляемые и неуправляемые ракеты, бомбы, контейнеры ГУВ, а также аппаратуру, обеспечивающую их применение. Вооружение состоит из встроенного и подвесного.

Встроенное вооружение:

- установка УСПУ-24 с электродистанционным управлением, оборудованная четырёхствольным пулемётом ЯКБ-12.7
- или установлена неподвижная двухствольная пушка ГШ2-30.

Подвесное вооружение:

- сверхзвуковые ПТУР 9К113/9М114 «Штурм»;
- сверхзвуковые ракеты ближнего воздушного боя Р-60;
- блоки Б8В20 с НАР С-8;
- блоки УБ-32-24 с НАР С-5
- НАР С-24;
- универсальные пушечные контейнеры УПК – 23 с пушкой ГШ-23Л;
- контейнеры ГУВ с двумя пулемётами ГШГ -7.62 и одним пулемётом ЯКБ -12.7;
- контейнеры ГУВ с гранатомётами АГ-17А;
- до 1000 кг бомб, подвешиваемых на подкрыльевых пилонах;
- универсальные контейнеры для разбрасывания мин ПФМ-1 и ПТМ-1;
- универсальные контейнеры для сброса бомб АО-2.5РТ

5. Описание приборного оборудования на приборной доске в кабине экипажа конкретного летательного аппарата

Пример:

На приборной доске летчика оборудование размещается в четыре ряда.

В первом ряду размещены: указатель перегрузок; желтое табло «авт.конт.ПОС»; желтое табло «ПОС НВ РВ неисправ.»; блок сигнальных табло; кнопка снятия сигнала «стружка»; авиационные часы АЧС-1; блок СЗМ-5М из комплекта СПО-10 предупреждения облучения вертолёта из вне.

Во втором ряду размещены: переключатель «управл. на себя»; желтое табло «управл.на операт.»; два красных табло «отказ гировертик.»; переключатель «гировертик.»; две кнопки «аррет»; индикатор висения и малых скоростей; указатель скорости УС-450; прибор командный пилотажный ПКП-72М; вариометр ВАР-30МК; катрографический индикатор.

В третьем ряду размещены: указатель шага винта УШВ-1К; выключатель «демф.педаль»; указатель высоты УВ-5; барометрический высотомер ВД-10К; радиоманнитный индикатор РМИ-2; указатель крена и тангажа УКТ-2.

В четвёртом ряду размещены: указатель ИТЭ-2Т «нес.винт»; указатель ИТЭ-2Т «двигатели»; указатель режимов УР-117В4; нажимно-поворотный задатчик курса «ЗК»; сдвоенный указатель температуры 2УТ-6К; индикатор путевой скорости и угла сноса из комплекта ДИСС-15; указатель топливомера УТПР-1К-1А.

Под приборной доской размещен пульт управления специальным оборудованием.

На верхней панели левого переднего пульта летчика размещено следующее оборудование: щиток управления светотехническим оборудованием; щиток «гидросистема»; блок сигнальных табло; выключатель «огни шасси»; щиток «шасси».

На нижней панели левого бокового пульта летчика размещено следующее оборудование: задатчик путевого угла ЗПУ-24; переключатель «САУ ярко-тускло»; две кнопки «скорость»; выключатель «подвиж.упоры»; пульт управления «маршрут-висение»; пульт управления «высота-посадка»; блок управления «подвиж.упоры»; четыре пульта управления автопилота ВУАП-1; переключатели ДИСС-15; разъём для контроля системы СПУУ-52.

Левый боковой пульт лётчика состоит из четырёх панелей:

- верхняя задняя панель;
- нижняя задняя панель;
- верхняя передняя панель;
- нижняя передняя панель

6.Выполнить эскиз летательного аппарата и показать расположение АО, РЭО, АВ и ДТО конкретного летательного аппарата

Пример:



Рис. Размещение авиационного оборудования на вертолёте Ми-24



Рис. Размещение радиоэлектронного оборудования на вертолётe Ми-24



Рис. Размещение оборудования авиационного вооружения на вертолётe Ми-24

7.Предложить Ваши варианты возможного размещения оборудования на конкретном летательном аппарате

8.Вывод

Литература: