

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ГОЛОВНОЙ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ПО ОРГАНИЗАЦИИ
ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ
И РУКОВОДЯЩИХ КАДРОВ СИСТЕМЫ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**ОТРАСЛЕВОЙ ЦЕНТР ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ
КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ КАДРОВ ПРИ ТАШКЕНТСКОМ
ГОСУДАРСТВЕННОМ ТЕХНИЧЕСКОМ УНИВЕРСИТЕТЕ**

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

по модулю

“ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ”

направления

“ТЕХНИЧЕСКОЕ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ”

Тошкент – 2022

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ГОЛОВНОЙ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ПО ОРГАНИЗАЦИИ
ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИИ
ПЕДАГОГИЧЕСКИХ И РУКОВОДЯЩИХ КАДРОВ СИСТЕМЫ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**ОТРАСЛЕВОЙ ЦЕНТР ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ
КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ КАДРОВ ПРИ ТАШКЕНТСКОМ
ГОСУДАРСТВЕННОМ ТЕХНИЧЕСКОМ УНИВЕРСИТЕТЕ**

УЧЕБНО–МЕТОДИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

по модулю

**“ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ
СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ”**

направление

**“ТЕХНИЧЕСКОЕ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ
СУДОВ”**

Разработал:

А. Абдукаюмов

Ташкент -2022

Данная учебная рабочая программа разработана на основании учебной программы утвержденного приказом Министерства высшего и среднего специального образования Республики Узбекистан № 538 от 25-декабря 2021 года

Составитель: А.Абдукаюмов-ТГТУ, проф., д.т.н

Рецензент: Т.Сагдиев-ТГТУ, доцент., к.т.н

Данная рабочая программа рекомендована к использованию Советом Ташкентского государственного технического университета (протокол №4 от 29-декабря 2021 года).

Рабочая программа Введения

Программа составлена на основе указа ПФ-4732 от 12 июня 2015 года Президентом Республики Узбекистан «О мерах улучшения системы переподготовки и повышения квалификации руководящих и педагогических кадров высших учебных заведений», цель которой является улучшение, переподготовка и суть процесса повышения квалификации на основе современных требований, а так же поставленная задача регулярно повышать профессиональную компетентность педагогических кадров высших учебных заведений.

Рабочая учебная программа включает в себя изучение образцы современной техники, в частности, воздушные суда, их технология производства, эксплуатация и ремонт представляют собой сложные технические и технологические системы, для которых характерно большое количество составных компонентов, объединенных для решения единой задачи.

ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ МОДУЛЯ

Целью изучения модуля *“Техническое обслуживание функциональных систем воздушных судов”* является подготовка слушателя к решению теоретических и прикладных задач на основе анализа и моделирования функциональных систем воздушных судов. Овладение системой знаний, практических умений и навыков, обеспечивающих совершенствование и подготовку высокопрофессиональных кадров.

Задачами модуля *“Техническое обслуживание функциональных систем воздушных судов”* являются: формирование знаний об основных этапах технического обслуживания жизненно важного цикла сложной функциональной системы воздушного судна на основе использования известных методов.

Основными задачами изучения дисциплины являются: четкое понимание основных этапов жизненно важного цикла сложной функциональной системы воздушного судна на основе использования известных методов.

Требования, предъявляемые к знаниям, умениям и навыкам по модулю

В результате освоения дисциплины обучающийся должен продемонстрировать следующие результаты образования:

иметь представление и характеризовать:

- основные этапы жизненно важного цикла функциональной системы воздушного судна;

- известные методы технического обслуживания систем воздушного судна анализа;

- терминологию, основные определения и формулировки, используемые при анализе функциональной системы воздушного судна;

- особенности применения известных методов технического обслуживания систем воздушного судна;

знать и уметь:

- использовать теоретические и практические знания при исследовании функциональной системы воздушного судна;

- решать различные задачи исследования применительно к техническому обслуживанию систем воздушного судна;

- разрабатывать новые методы технического обслуживания функциональной системы воздушного судна.

владеть навыками:

- исследования функциональной системы воздушного судна на основе известных методов;

- особенностей разработки методов технического обслуживания функциональных систем воздушного судна;

- использования теоретические и практические знания при исследовании функциональной системы воздушного судна;

- решать различные задачи исследования применительно к техническому обслуживанию систем воздушного судна;

- разрабатывать новые методы технического обслуживания функциональной системы воздушного судна.

Взаимосвязь учебного модуля с другими модулями

Изучение данного модуля базируется в основном на учебном материале следующих дисциплин: «Математика», «Информатика и информационные системы и технологии», «Основы и системы радиосвязи, радиолокации, радионавигации», «Управление воздушным движением»

Рекомендации по проведению и организации модуля

При проведении обучения запланировано использование современных методов, педагогических и информационно-коммуникативных технологий:

- лекции запланированы проводить в форме презентаций с использованием современных компьютерных технологий;

- практические занятия запланировано проводить с помощью интерактивных методов.

Распределение времени между составляющими модуля:

| № | Темы | Учебная нагрузка, час | | | |
|----|--|-----------------------|---------------|--------------|------------------|
| | | Итого | Теоритические | Практические | Выездные занятия |
| 1. | Техническое обслуживание в авиации | 2 | 2 | | |
| 2. | Техническое обслуживание радиосвязного оборудования воздушных судов | 2 | 2 | | |
| 3. | Техническое обслуживание радиолокационного оборудования воздушных судов | 4 | 4 | | |
| 4. | Противообледенительная система самолета | 4 | | 4 | |
| 5. | Топливная система самолёта | 4 | | 4 | |
| 6. | Особенности конструкции и технической эксплуатации гидросистемы самолета | 2 | | 2 | |
| | Жами: | 18 | 8 | 10 | |

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ СОДЕРЖАНИЕ МОДУЛЯ

1-тема: Техническое обслуживание в авиации

Система управления полетом (FMS) является одним из основных компонентов авионики современной авиакомпании. FMS является специализированная компьютерная система, которая автоматизирована в самых разнообразных задачах в полете, снижая нагрузку на экипаж полета к тому, что современные гражданские самолеты уже не несут инженеров или штурманов полета. Основной функцией является управление в полете планом полета. Используя различные датчики (например, GPS и INS, часто подкрепленные радионавигации), чтобы определить положение самолета, FMS может вести самолет по плану полета. Из кабины, FMS обычно управляется через Control Unit Display (CDU), который включает маленький экран и клавиатуру или сенсорный экран. FMS задаёт план полета для отображения в системе Electronic Flight Instrument (EFIS), навигационный дисплей (ND), или многофункциональный дисплей (MFD).

2-тема: Техническое обслуживание радиосвязного оборудования воздушных судов

Из-за эволюции электрических систем, приводы управления полетом используют питание от сети переменного тока самолета электрической системы, а не централизованной гидравлической системы воздушных судов. Самолеты, такие как McDonnell Douglas F-4 Phantom показывает внедрение системы поколения высокой мощности переменного тока к применению к истребителям. Для того, чтобы генерировать постоянную частоту до 115 В переменного тока при частоте 400 Гц привода постоянной скорости или CSD требуется компенсировать изменение скорости двигателя самолета в течение приблизительно 2:1 диапазона скоростей (полная мощность - холостой ход). Это сложные гидро-механические механизмы, которые по своей природе не являются высоконадежными.

3-тема: Техническое обслуживание радиолокационного оборудования воздушных судов

А 380 является первым гражданским самолетом, в котором широко использованы новые технологии COTS для интеграции авионики и авиационных систем. А380 использует 100 Мбит/сек AFDX, как центрального отдела позвоночника связи; хотя аэробусы такие, как А429 и COTS используют CANbus. Архитектура А380 делится на ряд функциональных доменов.

СОДЕРЖАНИЕ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

1-практическое занятие: Противообледенительная система самолета

Назначение и принцип работы системы ПОС. Изучение конструкции основных агрегатов ПОС. Основные неисправности и отказы системы ПОС. Основные работы по техническому обслуживанию системы ПОС.

2-практическое занятие: Топливная система самолёта

Назначение и общая характеристика системы. Изучение работы основных агрегатов топливной системы. Характерные отказы и повреждения системы. Основные работы по техническому обслуживанию топливной системы самолёта. Изучение заправки и слива топлива.

3-практическое занятие: Особенности конструкции и технической эксплуатации гидросистемы самолета

Назначение и общая характеристика систем. Изучение конструкции основных агрегатов гидросистемы. Изучение работы гидросистемы. Характерные отказы и повреждение гидросистемы. Основные работы по техническому обслуживанию системы.

Форма обучения

Форма обучения отражает такие внешние стороны учебного процесса, как способ его существования: порядок и режим; способ организации обучения: лекция, семинар, самостоятельная работа и пр; способ организации совместной

деятельности обучающего и обучающихся: фронтальная, коллективная, групповая, индивидуальная.

Пре обучения важным является выбор формы организации учебной деятельности участников:

- Коллективная – коллективное, совместное выполнение общего учебного задания всеми студентами. Характер полученного результата: итог коллективного творчества.

- Групповая – совместное выполнение единого задания в малых группах. Характер полученного результата: итог группового сотрудничества на основе вклада каждого.

- Индивидуальная – индивидуальное выполнение учебного задания. Характер полученного результата: итог индивидуального творчества. Обычно предшествует групповой работе.

II. ИНТЕРАКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ОБУЧЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В МОДУЛЕ

"Мозговой штурм"

Мозговой штурм (брейнсторминг - мозговая атака) – метод коллективной генерации идеи решения научной или практической задачи.

Во время мозгового штурма участники стремятся совместно решить сложную проблему: высказывают свое мнение по решению задачи (генерируют), отбирают наиболее соответствующие, эффективные и оптимальные идеи без критики остальных вариантов, обсуждают отобранные идеи и развивают их, а также оцениваются возможности их обоснования или опровержения.

Основная цель мозговых атак – активизация учебной деятельности, самостоятельное изучение проблемы и развитие мотивации его решения, культура общения, формирование коммуникативных навыков, избавление от инерции мышления и преодоление привычного хода мышления при решении творческой задачи.

- **Прямой коллективный мозговой штурм** – обеспечивает сбор максимального числа мнений насколько это возможно. Вся группа исследования (не более 20 человек) занимается решением одной проблемы.

- **Массовый мозговой штурм** – дает возможность резко повысить эффективность генерации идей в большой аудитории, разделенной на микрогруппы.

- В каждой группе решается один из аспектов проблемы.

КЕЙС-СТАДИ

«Кейс-стади» (Case-study) – это система обучения, основывающаяся на анализе, решении и обсуждении реальных и смоделированных (вымышленных) ситуаций. Метод «кейс-стади» интегрирует в себе технологии развивающего

обучения, включая процедуры индивидуального, группового и коллективного развития, и формирования различных личностных качеств обучаемых.

Под методом «кейс-стади» понимается активный метод обучения, основанный на организации преподавателем в группе обучающихся обсуждения задания, представляющего собой описание конкретной ситуации с явной или скрытой проблемой.

Кейс-стади (от англ. слова *case*– реальная ситуация) – метод конкретных реальных ситуаций.

Сущность кейс-стади – изучение общих закономерностей на примере анализа конкретных случаев.

Что такое кейс? Кейс – это жизненная история, включающая в себя необходимую информацию: для принятия решения, для разрешения конфликта или проблемы, которая может быть предложена для обсуждения в группе и выявления позиций слушателей по существу вопроса.

Особое место в организации обсуждения и анализа кейса принадлежит использованию метода генерации идей, получившего название «мозговой атаки» или «мозгового штурма». В процессе обучения «мозговая атака» выступает в качестве важнейшего средства развития творческой активности участников.

| <i>Критерии оценки кейсов:</i> | | | | |
|--------------------------------|--|---|---------------------------------------|---------------------------------------|
| грамотное решение проблемы; | новизна и неординарность решения проблемы; | краткость и четкость изложения теоретической части; | качество оформления решения проблемы; | этика ведения обсуждения (дискуссии). |

Пример занятия по методу «Кейс-стади»

Ситуация. При полёте самолёта по определенному маршруту произошло столкновение стаи птиц с летательным аппаратом. В результате попадания птицы в двигатель, один из двигателей прекратил свою работу (отказ).

Вопрос: Ваше видение: какие действия должен предпринять экипаж самолёта для обеспечения безопасности полёта и доставки пассажиров или груза до пункта назначения?

Задание 1: Охарактеризуйте технологический процесс устранения отказа и дальнейший полет самолёта до пункта назначения. Создайте презентацию, отразив в ней все стороны задания, представьте ее на занятии по модулю «Основы системного анализа в технике (авиация)».

III. МАТЕРИАЛЫ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

1-тема: Техническое обслуживание в авиации

План:

1. Навигационные базы данных.
2. План полета.
3. Руководство.

Ключевые слова: Система управления полетом (FMS), Waypoints/ геоточки, airways (транспортные магистрали), радионавигационные средства (DME), всенаправленный ОВЧ (VOR), ненаправленные маяки (NDBs), аэропорты, взлетно-посадочные полосы, стандартный вылет по приборам (SID), стандартный терминал прибытия (STAR), зоны ожидания, автопилот.

1.1. Навигационные базы данных

Система управления полетом (FMS) является одним из основных компонентов авианоки современной авиакомпании. FMS является специализированная компьютерная система, которая автоматизирована в самых разнообразных задачах в полете, снижая нагрузку на экипаж полета к тому, что современный гражданский самолет уже не несет инженеров или штурманов полета. Основной функцией является управление в полете плана полета. Используя различные датчики (например, GPS и INS часто подкрепленные радионавигации), чтобы определить положение самолета, FMS может вести самолет по плану полета. Из кабины, FMS обычно управляется через Control Unit Display (CDU), который включает маленький экран и клавиатуру или сенсорный экран. FMS задаёт план полета для отображения в системе Electronic Flight Instrument (EFIS), навигационный дисплей (ND), или многофункциональный дисплей (MFD).

Современный FMS был введен на Boeing-767, хотя ранее навигационные компьютеры уже существовали. В настоящее время, системы, подобные FMS существуют на воздушных судах, как малые, как Cessna-182. В своей эволюции

FMS имел много различных размеров, возможностей и управления. Однако некоторые характеристики являются общими для всех FMS.

Все FMS содержат навигационную базу данных. База данных навигации содержит элементы, из которых строится план полета. Они определяются с помощью стандартных АРИНК 424. Навигационная база данных (NDB), как правило, обновляются каждые 28 дней, для того, чтобы гарантировать, его содержание. Каждый FMS содержит только подмножество данных Arinc, имеющих отношение к возможностям FMS.¹

NDB содержит всю информацию, необходимую для построения плана полета, состоящий из:

Waypoints / геоточки;

Airways (транспортные магистрали).

Радионавигационные средства включая дальномерное оборудование (DME), всенаправленный ОБЧ (VOR), ненаправленные маяки (NDBs) и системы посадки по приборам (ILSS):

Аэропорты;

Взлетно-посадочные полосы;

Стандартный вылет по приборам (SID);

Стандартный терминал прибытия (STAR);

Зоны ожидания;

Процедура приборного захода на посадку (IAP).

Waypoints также может быть определен пилотом по маршруту, либо путем ссылки на другую точку маршрута с вхождением места в виде путевой точки (например, VOR, NDB, ILS, аэропорт или путевой точки)

1.2. План полета

План полета, как правило, определяется на земле, перед вылетом либо пилотом для небольших самолетов или профессиональным диспетчером для авиалайнеров. Он вводится в FMS либо набрав его, выбрав его из сохраненной

¹ ICAO Doc 4444 "Air Traffic Management". ICAO, Montreal, 2007, 180 p. (p. 2-1 – 2-5)

библиотеки общих маршрутов (маршрутов компании) или из ACARS datalink с авиакомпанией диспетчерского центра.

Во время предполетной подготовки вводится другая информации, имеющая отношение к управлению планом полета. Это может включать в себя информацию о производительности, например, вес брутто, вес топлива и центра тяжести. Он будет включать в себя эшелон полета, включая начальную высоту. Для воздушных судов, которые не имеют GPS, также требуется координаты начального положения.

Пилот использует FMS, чтобы изменить план полета в течение полета по разным причинам. Значительное техническое проектирование сведено к минимуму нажатия клавиш, чтобы минимизировать нагрузку на пилота в полете и стереть любую неправильную информацию (опасную вводящей в заблуждение информации). FMS также посылает информацию о плане полета для отображения на навигационном дисплее (ND) системы Electronic Flight Instrument (EFIS). План полета обычно появляется в виде линии пурпурного цвета, также отображаются другие аэропорты, радио средства и путевые точки.

1.3. Руководство

Принимая во внимание план полета и положение самолета, FMS рассчитывает курс, чтобы ему следовать. Пилот может следовать этим курсом вручную (так же, как после радиальной VOR), или автопилот может быть установлен, чтобы следовал по курсу.

Режим FMS обычно называют LNAV или боковой навигации для бокового плана полета и VNAV или вертикальной навигации для вертикального плана полета. VNAV обеспечивает скорость и тангаж или высоту цели и LNAV обеспечивает команды по боковому каналу для автопилота.

VNAV

Сложные самолеты, как правило, авиалайнеры, такие как Airbus A320 или Boeing 737 и больше, имеют полную производительность вертикальной навигации (VNAV). Целью VNAV является прогнозирование и оптимизация

вертикального пути. Навигация включает в себя контроль тангажа и управление тягой.

Осуществление точной VNAV сложно и дорого, но это окупается в экономии топлива, в первую очередь в крейсерском полёте и спуске. В крейсерском полёте, где сгорает большая часть топлива, существует несколько способов экономии топлива.

RTA или требуемого времени прибытия позволяет VNAV целевую систему для выработки конкретной путевой точки в определенное время. Это часто полезно для аэропорта на планирование слот прибытия. В этом случае VNAV круиз регулируется скорость или индекс стоимости для обеспечения RTA (required time of arrival - требуемое время прибытия).

- Сэм Миллер, и др ALS (2009). «Вклад бортовых систем для навигации, основанной на". AERO Журнал (Боинг) (34;. Qtr 2). Проверено 31 декабря 2012.

- Spitzer, Карл (2007). "20.2.1". Авионика Элемент программного обеспечения и функции. Бока-Ратон, FL: CRC Press. с. 20-6. ISBN 0-8493-8438-

Контрольные вопросы:

1. Объясните сущность системы управления полетом FMS.
2. Объясните построение плана полета.
3. Какие режимы FMS существуют?
4. Расскажите преимущества вертикальной навигации.

Использованная литература:

[2] Джонсон, У., Казимир, Б., Hanson, P., Фицпатрик, J., Пуси, Г., «Развитие 200 Ампер Регулируемый трансформатор. Выпрямитель, SAE, Mesa

[3] Стена М.Б., "Электрическая система. Мощность самолета. Boeing 767

2-тема: Техническое обслуживание радиосвязного (Хх электрического) оборудования воздушных судов

План:

- 1.** Современные электрические системы воздушных судов.
- 2.** Boeing -787. Электрическая система питания.
- 3.** Система распределения электроэнергии.

Ключевые слова: гидро-механические механизмы, генератор, твердотельные устройства коммутации, уровень генерации, система электрического питания, система распределения электроэнергии, стартер, генератор, система экологического управления (ECS), наддув, противообледенительная система крыла, электродвигатель, насос.

2.1. Современные электрические системы воздушных судов

Из-за эволюции электрических систем, в приводах управления полетом используют питание от сети переменного тока самолета. Самолеты, такие как McDonnell Douglas F-4 Phantom показывает внедрение системы поколения переменного тока высокой мощности применительно к истребителям. Для того, чтобы генерировать постоянную частоту до 115 В переменного тока при частоте 400 Гц привода постоянной скорости или CSD требуется компенсировать изменение скорости двигателя самолета в течение приблизительно 2: 1 диапазон скоростей (полная мощность - холостой ход). Это сложные гидро-механические механизмы, которые по своей природе не являются высоконадежными. Поэтому, введение систем производства электроэнергии переменного тока постоянных частоты не происходит без сопутствующих проблем надежности, в частности, на истребителях, где положение дроссельной заслонки двигателя изменяются очень часто в течение полёта. Достижения в области высокой мощности твердотельного переключения технологии вместе с улучшением в необходимых управляющей электроники составили переменную скорость / постоянной частоты (VSCF)

является жизнеспособным предложением в последнее десятилетие. Система VSCF заменила приводы постоянной скорости (CSD); переменная частота или необработанное питание от генератора переменного тока преобразуется в 400Гц постоянной частоты 115В переменного тока с помощью твердого преобразователя состояния VSCF. Системы VSCF в настоящее время становятся все более распространенным явлением: истребитель F-18 использует такую систему и некоторые версии Boeing 737-500 действительно использовали такую систему. Кроме того, Boeing 777 использует систему VSCF для резервного производства электроэнергии переменного тока. В американских военных кругах большое внимание уделяется военно-воздушным силам США и ВМС США на развитие 270 систем постоянного тока. В этих системах генераторов высокой мощности получают 270В постоянного тока, некоторые из которых затем преобразуется в 115В 400Гц переменного тока или 28В постоянного тока для питания оборудования и конкретных нагрузок. Этот подход был принят на самолете Lockheed Martin F-22 и F-35. Это, как утверждают, более эффективно, чем традиционные методы производства и преобразования энергии, а также уменьшается вес. Эти изменения являются союзниками по отношению к электрической принципиальной схемы самолета, где он предназначен приписывать больше системной мощности воздушных судов по отношению к электрическим способом, а не использовать гидравлический или воздух высокого давления, который используется в настоящее время. Поэтому, истребитель завтра должен будет генерировать гораздо более высокие уровни электрической энергии, чем в настоящее время. Схемы использования 270 В постоянного тока представляет мощностью от 250 до 300 кВт и возможно 500kW на канал; несколько раз больше чем типичный уровень 50кВт на канал сегодня.

На уровне компонентов, достижения в разработке мощных контакторов и твердотельных устройств коммутации мощности являются улучшение способов, в которых первичные и вторичные нагрузки питания с коммутацией каналов самолетов защищены. Эти сдвиги в браке с микроэлектронике развиваются,

чтобы дать возможность реализации новых концепций для электрической системы управления и распределения электроэнергии, защиты и коммутаций нагрузки. Использование электроэнергии прогрессировало до точки, где генерация, распределение и защита электрической энергии к воздушному судну электрических нагрузок или обслуживания в настоящее время включает в себя одну из самых сложных авиационных систем. Эта ситуация была не всегда таковой. Этот шаг в направлении более высокого напряжения переменного тока на самом деле обусловлен величиной мощности электрического канала, необходимой для производства. Разумный предел для систем постоянного тока было установлено, около 400 ампер. Из-за ограниченных размеров фидера и защиты распределительных устройств высокой мощности. Поэтому для системы 28В постоянного тока обеспечивается 400 ампер, максимальная мощность доставить, канал составляет около 12 мм, что значительно ниже требований большинства самолетов сегодня. Этот уровень мощности удобен для авиации общего назначения (GA) воздушных судов и некоторых небольших самолетов бизнес-класса. Тем не менее, требования к мощности воздушных судов в бизнес-джетов, региональных самолетов и больших транспортных самолетов, как правило, в диапазоне от 20 до 90kVA на канал и выше. Требования А для большей мощности были согласованы в военной авиации ранее. Более поздние самолеты также ЛФЗ поколение VF, так как это самый надежный метод на уровне генерации, хотя дополнительные контроллеры двигателя могут быть необходимы в другом месте в системе для смягчения последствий изменения частоты. Уровни мощности постоянно росли с 150kVA Airbus A380 Utilisez на канал и Boeing 787 будучи еще более электрическая с 500кВА на канал. Самолет Boeing 787 в настоящее время в поздней стадии прототипа имеет много новых возможностей. Самолет является большим шагом на пути к полностью электрификации самолета, в котором все системы находятся в ведении электроэнергии. Выпуск воздух из двигателей существенно был устранен, и в то время как гидравлические приводы все еще используются, большинство их

исходит от электричества. Порвав с пятью десятилетиями практики, Boeing утверждает, что электрические компрессоры лучше подходят для салона, чем для продувки двигателя и имеют много экономии.

2.2. Система электрического питания Boeing 787

Ключевым отличием является принятие трехфазной электроэнергии 230В переменного тока по сравнению с обычным трехфазным 115В переменного тока. Увеличение напряжения на коэффициент 2:1 уменьшает потери в фидере в системе распределения электроэнергии и позволяет значительно сократить электропроводку. Использование более высокого напряжения фазы 230В переменного тока или 400В переменного тока с линии на линию, требует значительного внимания при проектировании, чтобы избежать возможных последствий частичного разряда.

2.3. Система распределения электроэнергии

Характерными особенностями системы электропитания В787 являются:

- 2×250kVA стартера / генератора на двигатель, что приводит к 500кВА генерируемой мощности на канал. Генераторы переменной частоты (VF), что отражает недавний результат в промышленности от постоянной частоты (CF), мощность 400 Гц

- 2×225kVA ВСУ стартера / генераторов, каждый из стартеров / генератора, приводимого ВСУ. Каждый основной генератор питает свои собственные основные шины 230В переменного тока перед подачей в систему распределения энергии. Возможности 230В переменного тока нагрузки, электроэнергия преобразуется в 115В переменного тока и 28В постоянного тока, чтобы питать многие устаревшие подсистемы, которые требуют эти более традиционные поставки электрических нагрузок. Поскольку отбираемого воздуха больше не требуется с планера, то нет подачи воздуха в систему экологического управления, систему избыточного давления в кабине, противообледенительной системы

крыла, а также других пневматических подсистемах. Единственный отбираемый воздух, отбираемый от двигателя является воздух низкого давления используется в противообледенении двигателя Каулинга. Использование воздуха, отбираемого от компрессора двигателя крайне расточительно, особенно в обход давления двигателя. Рациональное увеличение на современных двигателях, таких как General Electric Gene и Rolls-Royce Trent 1000 дополнительная экономия является удаление из накладных расходов предоставления им канала по всему планеру воздуха; как правило, 8-дюймовый диаметр воздухопровода требуется между двигателем и планером и 7-дюймовый трубопровод между ВСУ и планером и насос воздуха в носовой части. В некоторых частях планера перегрев системы обнаружения, необходимо предупредить экипаж об утечке горячего газа.

Основными в электрических нагрузках в системе В787 являются:

- система экологического управления (ECS) и наддув. Удаление отбираемого воздуха означает, что воздух для систем ECS и повышения давления должна находиться под давлением с помощью электрических средств; на В787 имеется четыре больших компрессора с электрическим приводом, с нагрузкой в области 500кВА

- противообледенительная система крыла. Недоступность отбираемого воздуха означает, что противообледенительная система крыла должна быть обеспечена электрическими нагревательными матами, встроенных в передней кромке крыла. Противообледенительная система крыла требует электроэнергии в порядке 100 кВА

- электродвигатели и насосы. Некоторые из авиационных гидравлических мотопомп (EDPS) заменены насосами с электрическим приводом. Четыре новые электрические моторные насосы требуют ~ 100 кВА каждый, что дает общую потребную нагрузку 400кВА. Еще один исход принятия двигателя, является то, что летательный аппарат двигателя не могут быть запущены с помощью традиционных средств: воздуха под высоким давлением. Двигатели используют встроенный стартер / генераторы для этой цели и требуют ~ 180кВА для запуска

двигателя. Введение таких мощных электрических машин имеет существенное влияние на систему распределения электроэнергии самолета.

Первичная мощность распределения электрической мощности ящики с четырьмя основными распределительными панелями, два в отдельности перед электрическим оборудованием и двух других в кормовом отсеке электрооборудования. Задние панели распределения питания также содержащие контроллеры двигателей для насосов. Четыре электромотора (EMPS): два соответствующих насосов расположены в двигателе пилонами и два в центральной секции воздушного судна.

Также с кормовых панелей распределения питаются контроллеры двигателя стартера и APU контроллер стартера. Высокие уровни управления участвуют и объединяется рассеиваемая мощность генерирующая много тепла и распределительные щиты первичной мощности используют охлаждаемую жидкость. С электрическим приводом пакеты кондиционирования воздуха расположены в центральной секции воздушного судна. Вторичное распределение мощности достигается за счет использования удаленными блоками распределения питания (RPDUs), расположенных в удобных местах по всему самолету.

Контрольные вопросы:

1. Расскажите принцип генерирования электрического тока частотой 400 Гц и 115 В.
2. Из чего состоит система электрического питания Боеинг-787?
3. Из чего состоит система распределения электроэнергии?
4. Какое питание имеет противообледенительная система?

Использованная литература:

- [4] Tenning, K., B777: Электрическая система. RAES конференция, Лондон.
- [5] Ринальди, М.Р., Высоконадежный источник питания постоянного тока для авионики. Подсистемы. SAE Конференция.

3-тема: Техническое обслуживание радиолокационного оборудования воздушных судов

План:

1. Архитектура авионики A380
2. Архитектура авионики Boeing 787
3. Волоконно-оптической кольцевой топологии

Ключевые слова: Волоконно-оптический метод, система генераторного блока управления (ГПА), центральная сеть передачи данных (CDN), концентратор данных (RDC), системы управления (VMS), волоконно-оптическая шина

3.1. Архитектура авионики A380

A380 является первым гражданским самолетом, в котором использованы широкие возможности новой технологии COTS для интеграции авионики и авиационных систем. A380 использует 100 Мегабит/сек AFDX как центрального отдела сети связи; хотя самолёты такие, как A429 и COTS автобусов, таких как CANbus также используются. A380 архитектура делится на ряд функциональных доменов, поддерживающих отображающий набор; Ключевыми элементами являются:

- отображение люкс - 8 × цветные мониторы;
- домен интегрированные шкафы из кабины экипажа;
- несколько доменов интегрированные шкафы кабины;
- интегрированные шкафы энергетической системы;
- утилиты домена интегрированные шкафы;
- шина данных интегрированных авиационных систем.

Эти домены соединены между собой с помощью резервированной сети AFDX, переключаемых, чтобы обеспечивать систему передачи данных с высокой пропускной способностью через самолет.

Функциональные систем самолета размещены в следующих областях:

- отсек кабина:

- система обнаружения перегрева;
- дополнительная система охлаждения;
- система отбора воздуха двигателя;
- пневматическая система распределения воздуха;
- система управления вентиляцией;
- система управления авионикой вентиляции;
- система контроля давления в кабине;
- система контроля температуры.

Эти системы произведены Airbus GmbH, которые также несут ответственность для интеграции домена кабины и интегрированных шкафов.

- энергетические системы;
- система управления гидравликой;
- управление гидравликой;
- первичная электрическая мощность;
- вторичная электрическая мощность.

Эти системы являются ответственностью Airbus Франции, которые также несут ответственность для интеграции энергетической сфере интегрированных шкафов.

- домен вспомогательные системы:
- система индикации количества топлива;
- управления подачей топлива;
- система мониторинга передач посадки;
- выпуск и уборка шасси;
- система управления тормозом;
- система рулевого управления.

Эти системы являются ответственностью Airbus Великобритании, которые также несут ответственность для интеграции утилит домена интегрированных шкафов.

3.2 Архитектура авионики Boeing 787

Самолет Boeing 787, который является продолжением к семье Boeing 757/767 также принял 100 Мбит/с А664 в качестве среды передачи данных для БРЭО системы самолета. Хотя похоже на Airbus A380 с точки зрения выбора производной шины данных COTS, Boeing выбрала другую архитектуру обеспечения интеграции авионики и авиационных функций. Главная система авионики и вычислительные задачи осуществляются двумя блоками Общего вычислительного ресурса (CCR). Эти блоки интерфейсов с полетной информацией бортовой и остальной часть авионики и самолетных систем охватывают функции, осуществляемые системой управления информацией самолета (AIMS) на Boeing 777. Каждый из них содержит четыре основных модулей обработки, сети переключатели и два волоконно-оптические модули перевода. Применение конкретных модулей обеспечивается сторонними поставщиками, также могут быть размещены, например, на процессорных модулях дисплея, поставляемые компанией Rockwell Collins. Подход Boeing отличается в использовании ~ 20 Remote Концентратор данных (RDC) частей, расположенных по всему самолету для выполнения функции сбора данных для аналоговых, дискретных сигналов и последовательных цифровых данных от удаленной авионики и авиационных систем датчиков и эффекторов. В дополнение к ЦДИ, есть ~ 20 удаленных блоков распределения питания (RPDUs) для распределения электрической энергии локально к летательному аппарату электрических нагрузок. Поэтому подход заключается в распределении датчиков и контуры управления и электрического распределения электроэнергии. В некоторых случаях, посвященный одной функции LRUs до сих пор используются для таких функций, как электрическая Система генераторного блока управления (ГПА). Двойным резервированием Центральная сеть передачи данных (CDN) использует детерминированный А664 способной поддерживать, как медных, так и волоконно-оптические интерфейсы с подключением скорости 10 Мбит / с и 100 Мбит / с соответственно.

Аэробусы COTS данных - IEEE 1394 IEEE 1394, как описано выше определяет средства массовой информации, топологии и протокол как объединительную плату физического уровня или точка-точка последовательный кабель интерфейса; в Система воздушного судна между соединениями используется последним. Интерфейс также называется высокопроизводительной последовательной шиной (HPSB). Кабель (дифференциальный) версия работает на 100 Мбит / с, 200 Мбит / сек, или 400 Мбит / с; увеличивается до 800 Мбит / сек для 1394b. Базовый уровень 1394 использует полудуплексный или однонаправленную передачи, тогда как 1394b способен полный дуплекс или передача двунаправленным. Последний стандарт IEEE 1394b, также позволяет передавать до 800 Мбит / с. Шина поддерживает до 63 устройств на максимальном расстоянии кабеля между устройства 4,5 метра. Когда количество устройств на шине ограничивается до 16, максимальная длина кабеля 72 метров возможна. Когда 1394a передается по CAT5 кабеля 100 Мбит / с возможно более 100 метров. IEEE 1394b используется на F-35 Lightning II для соединения нескольких удаленных Input / Output Units (Rius), которые действуют как концентраторы данных в транспортном средстве Системы управления (VMS). Rius позволяют передавать данные в VMS компьютеры и другие основные контроллеры в системе VMS. Описанные примеров до сих пор связаны с электрическим сигналом шины данных. Волоконно-оптические между соединениями предлагают альтернативу электрически сигнализировал автобус, который гораздо быстрее и надежнее с точки зрения электромагнитных помех (EMI).

Волоконно-оптические методы широко используются в области телекоммуникаций, промышленности и используются в кабельных сетях, обслуживающих внутренние приложения, могут как правило, работать на уровне около 50-100 МГц. Основная проблема с волоконно-оптической связи является то, что оно является однонаправленным. То есть сигнал может проходить только в одном направлении, и, если требуется двунаправленная связь, то необходимы

два волокна. Там также нет «Т-образное соединение» в волоконно-оптические сети и коммуникации должны быть образованы «Y-переходами» или кольцевыми топологиями. Например, кольцевая топология в котором двунаправленная взаимосвязь между четырьмя терминалами требует в общей сложности восемь однонаправленных волокон. Эта сеть имеет свойство связь между блоками поддерживается любым терминалом или волокнами из пучка. Эта конкретная топология аналогична принятой Raytheon Control-By-Light ТМ система (CBLTM), что было продемонстрировано в полете управления двигателем и реверса из Raytheon в Business Jet.

3.3. Волоконно-оптическая кольцевая топология

В волоконно-оптической кольцевой топологии – каждое звено передает узконаправленные данные:

- кольцевая топология позволяет данным передаваться от терминала до терминала;
- двойное кольцо топологии позволяет проходить верхним данным проходить без сбоя терминала
- передача данных 1,25Mbits / сек скорость передачи данных является скромным 1,25 Мбит / сек, что не реальное улучшение для обычных автобусов, такие как MIL-STD-1553В и в самом деле происходит медленнее, чем А629.

Волоконно-оптическая шина имеет возможность работать при гораздо более высоких ставки данных. Оказывается, что скорость передачи данных в этом случае, возможно, были ограничены протоколом (философия управления), который является адаптацией американского PC/Industrial. Локальный протокол Area Network (LAN) широко используется в США. Волоконно-оптические стандарты были согласованы и использованы в небольших масштабах в пределах области авионики, как правило, для бортовой системы технического обслуживания (OMS).

Контрольные вопросы:

1. Из каких частей состоит архитектура авионики А380?

2. В каких частях размещаются функциональные системы самолёта?
3. Из каких частей состоит архитектура авионики B787?
4. Волоконно-оптическая кольцевая топология.

Использованная литература:

1. Jayson P. Ghidella & Piter J. Mosterman. Based on Testing Requirements on Aircraft Design Control. Бумага ID AIAA 2005-5886 в АИИА моделирование и моделирование технологий конференции и выставка- 2005, 15-18 августа, Сан-Франциско, штат Калифорния, 2005.

2. Din, Sh. Основанные на модели методы диагностики неисправностей, Springer, 2008

3. Фаршад Харири и Несмие Младший. Модель Недействительность для коммутируемых аффинных систем с приложениями к неисправности и ее обнаружения аномалий", МФБ конференция по анализу и проектированию гибридных систем, 2015, Атланта, штат Джорджия

4. Pieter J. Mosterman и Джейсон Ghidella, "Модель Повторное использование для подготовки сценария Fault в Aerospace" в трудах АИИА моделирования и симуляции конференции технологии, CD-ROM, бумаги 2004-4931 16 августа - 19, Род-Айленд Конференц-центр, Providence, RI, в 2004 году.

5. Лю Цзе (2012). "Шэннон вейвлет-анализ спектра на усеченной сигналов вибрации для машины обнаружения зарождающегося неисправностей". Измерение науки и техники 23 (5): 1-11. doi: 10,1088 / 0957-0233 / 23/5/055604.

6. Cynthia; Смит, Пол; Ло. "Spread Spectrum датчики для критической неисправности Расположение на Live Wire сети," Управление Структурные и мониторинга состояния здоровья 6 июня 2005.

7. Bahrampour Соель; Автомобили, Behzad; Salahshour Карим. "Взвешенные и ограниченных возможностных С-средства кластеризации для онлайн-обнаружения и изоляции неисправностей [1] "Прикладной интеллект, Том 35, стр. 269-284, 2011 6 июня 2005.

IV. МАТЕРИАЛЫ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

1-практическое занятие: «Противообледенительная система самолета»

Источник : www.storage.mstuca.ru/

1. Цель работы

1.1. Закрепление слушателей знаний по темам программы лекционного курса, предусматривающим изучение противообледенительной системы самолёта.

1.2. Изучение конструкции основных агрегатов противообледенительной системы (ПОС).

2. Содержание занятия

2.1. Контроль готовности слушателей к занятиям.

2.2. Назначение и принцип работы системы ПОС.

2.3. Изучение конструкции основных агрегатов ПОС.

2.4. Основные неисправности и отказы системы ПОС.

2.5. Основные работы по техническому обслуживанию системы ПОС.

3. Противообледенительная система самолёта (ПОС)

3.1. Общие сведения

Образование льда на поверхности ЛА в полете возможно в условиях капельно-жидкостной облачности в диапазоне температур от 0° до -50°С. Обледенение поверхностей крыла, оперения и рулей увеличивает вес ЛА, ухудшает его устойчивость и управляемость; обледенение фонаря кабины пилотов ухудшает обзор из кабины. Образование льда на входных устройствах двигателей может привести к срыву этого льда в воздушный канал двигателя и его повреждению.

Для защиты от обледенения современные ЛА оборудуются противообледенительными системами (ПОС). Наибольшее распространение получили воздушно-тепловые, электротепловые и электроимпульсные ПОС.

В воздушно-тепловых ПОС рабочим телом является воздух, отбираемый от компрессоров двигателей (рис. 1).

В электротепловых ПОС носителем энергии является электрический ток (рис. 2). Защищаемые от обледенения поверхности (например, предкрылки) разбивают на отдельные секции, к которым в целях экономии энергии электрический ток подводится не постоянно, а циклически с помощью специального программного механизма.

Конструкция ПОС лопастей воздушных винтов предусматривает обогрев лопасти на участке 50-75% его длины. Защита от обледенения концов лопастей вследствие нагрева их от трения о воздух и больших центробежных сил, срывающих образующийся лед, не требуется.

Значительными преимуществами по сравнению с рассмотренными выше обладает электроимпульсная система. Она требует значительно меньших затрат энергии, конструктивно проще и легче. Лед удаляется под воздействием упругих волнообразных колебаний в обшивке, возбуждаемых специальными индукторами, к которым периодически подаются электрические импульсы.

Работу воздушно-тепловых противообледенительных устройств проверяют после запуска двигателей при работе их на малом газе.

Проверка работы электротепловых противообледенительных устройств производится с помощью специальных тестеров от источников аэродромного питания или при работающих двигателях от генераторов.

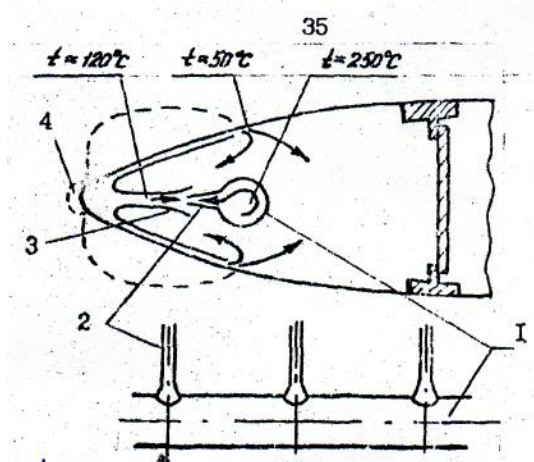


Рис. 1. Схема носовой части крыла (оперения), оборудованной воздушно-тепловой ПОС:

1 - распределительный коллектор; 2 - насадки; 3 – эжектор; 4 - спайка льда.

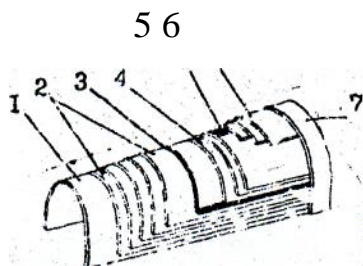


Рис.2. Конструкция электронагревательного элемента передних кромок крыла:

1 - внутренняя обшивка 2,4,6 - стеклоизоляция; 3 - нагревательный элемент; 5 - тепловой нож; 7 - внешняя обшивка

3.2. Характерные признаки обледенения и способы его предупреждения

Обледенение поверхностей самолета в большинстве случаев происходит при его полете в среде, содержащей влагу во взвешенном состоянии при температуре от 0 до -30°C . На интенсивность обледенения влияют температура и относительная влажность среды, скорость полета самолета, его аэродинамическая компоновка и состояние поверхностей.

Причинами быстрой кристаллизации переохлажденных капель воды при их соприкосновении с поверхностями агрегатов самолета являются наличие на них мельчайших кристаллов льда и пыли, служащих центрами кристаллизации, а также образование ультразвуковых волн при ударе капель о поверхность и наличие их в спектре звуковых колебаний при работающих двигателях, что ускоряет течение процесса обледенения.

Наряду с обледенением, обусловленным переохлаждением капель жидкости, имеет место качественно отличный его вид — сублимационное обледенение, которое происходит вследствие быстрого перехода водяных паров непосредственно в твердое состояние.

Сублимационное обледенение при малой относительной влажности среды не представляет опасности. Но при попадании самолета в зону, содержащую влагу в капельном состоянии, эти тонкие и своеобразные льдинки, играя роль центров кристаллизации, становятся причиной лавинообразного обледенения поверхностей

самолета.

Ледяные наросты могут быть стекловидными, с гладкой наружной поверхностью, или мутно-белыми с шероховатой поверхностью.

Стекловидный лед нарастает с большой скоростью и принимает на поверхностях агрегатов самолета желобообразную или рогаобразную конфигурации в продольном сечении. Имея широкую зону захвата, он оказывает значительное влияние на ухудшение аэродинамических характеристик самолета и вызывает вибрацию его частей. Обледенение воздухозаборника и входных устройств двигателей и винтов приводит к возникновению вибраций, помпажу двигателей, срыву пламени в камерах сгорания и в итоге — к остановке двигателей. Кроме того, сорвавшиеся с воздухозаборника куски льда при попадании в компрессор могут стать причиной разрушения его лопаток, а затем и всего двигателя. Серьезную опасность таит обледенение лобовых стекол фонарей пилотов и антенн радиоэлектронного оборудования.

Образование мутно-белого льда является наиболее часто возникающим видом обледенения. Поскольку обледенение охватывает небольшую зону, а наросты льда имеют клинообразный профиль, большой опасности для самолета оно не представляет.

Независимо от вида льда обледенение приводит к увеличению массы самолета, усложнению его пилотирования и росту удельного расхода топлива двигателями.

Для безопасности полетов над сушей в диапазоне температур наружного воздуха до -20°C и над морем — в диапазоне до -30°C все современные самолеты оборудуются противообледенительными системами (ПОС). Даже сверхзвуковые самолеты, несмотря на возникновение кинетического нагрева передних кромок агрегатов, должны иметь ПОС, так как при взлете и на посадке они могут быть подвержены интенсивному обледенению.

Своевременное предупреждение пилотов о начале обледенения осуществляется установленными на самолете системами сигнализации. В зависимости от метода, положенного в основу принципа работы, сигнализаторы можно условно подразделить на две основные группы: косвенного и прямого действия.

Сигнализаторы косвенного действия реагируют на наличие капель воды в воздушной среде, что проявляется в виде изменения теплоотдачи, электропроводности или других косвенных характеристик среды. К этой группе относятся электропроводные, тепловые и локационные сигнализаторы.

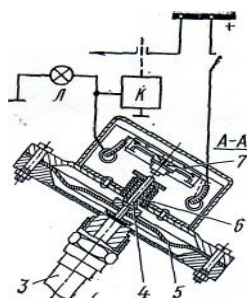
Сигнализаторы прямого действия реагируют на наличие слоя льда на датчике. К ним относятся механические, пневмоэлектрические и радиоизотопные сигнализаторы.

3.3 Агрегаты противообледенительной системы

Рассмотрим принцип действия пневмоэлектрических и радиоизотопных сигнализаторов, получивших наиболее широкое применение в авиации.

На рис. 3 показаны компоновка и принципиальная схема пневмоэлектрического сигнализатора о наличии льда на передних кромках крыла, оперения или воздухозаборника двигателя.

При включении АЗС-1 перед взлетом сигнальная лампочка Л или табло с надписью «Обледенение» на приборной доске пилота загораются и указывают на работоспособность системы. В полете, если не возникает обледенения, воздушный поток поступает в приемник 2 через отверстия обшивки 1, а затем по трубопроводу 5 в рабочую полость сигнализатора. Под действием этого давления происходит прогиб мембраны 5, которая через шток 4 передает усилие на кнопку микровыключателя 7. Срабатывая, он размыкает нормально-



замкнутые контакты. Сигнальная лампочка или табло при этом гаснет, указывая на отсутствие обледенения передней кромки агрегата.

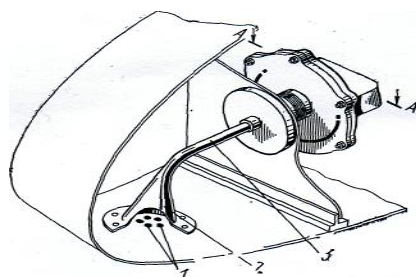


Рис. 3. Компоновка и принципиальная схема пневмоэлектрического сигнализатора обледенения:

1 — отверстия; 2 — приемник давления; 3 — трубопровод; 4 — шток; 5 — мембрана; 6 — пружина; 7 — микровыключатель

В случае возникновения обледенения отверстия в обшивке закрываются льдом. Вследствие этого давление в полости сигнализатора становится равным давлению среды в том отсеке агрегата, где он установлен. Под действием пружины 6 шток и мембрана возвращаются в исходное положение. Кнопка микровыключателя освобождается и происходит замыкание электрической цепи сигнальной лампочки или лампочки табло. Их загорание указывает пилоту о начале обледенения того или иного агрегата.

Сигнализатор может быть также использован в качестве исполнительного органа автоматического включения противообледенительной системы. В случае возникновения обледенения ток поступает не только на сигнальную лампочку или табло, а также на обмотки контактора К. Он срабатывает и при включении АЗС-2 замыкает цепи питания системы включения ПОС.

Существенным недостатком подобных сигнализаторов является возможность ложного срабатывания в случае засорения отверстий приемника давлений.

Радиоизотопный сигнализатор типа РИО-3, структурная схема которого изображена на рис. 4 относится к группе приборов бесконтактной сигнализации наличия льда. Комплект сигнализатора состоит из датчика и электронного блока.

Датчик устанавливается в таком месте, на котором его полый штырь находится в невозмущенном воздушном потоке. Внутри штыря помещается ампула А с источником бета-излучения (стронций-90 или иттрий-90), а по всей высоте на электроизоляционном каркасе намотан нагревательный элемент Рн для сбрасывания образовавшегося льда. Периодическое включение нагревателя необходимо для выявления прекращения обледенения.

Поток бета-частиц, проходя через прорезь в корпусе штыря под определенным углом к поверхности фланца датчика, облучает галогенный газоразрядный счетчик СЧ. Если обледенение отсутствует, блок задержки БЗ сбалансирован, и сигнал на лампочку Л или на табло не поступает.

С момента возникновения обледенения штыря датчика интенсивность потока бета-частиц уменьшается, что приводит к разбалансировке электронного блока. Счетчик импульсов СЧ преобразует интенсивность излучения в ряд последовательных импульсов, которые после усиления преобразуются формирователем Ф в прямоугольные нормализованные импульсы. Импульсы положительной полярности поступают в исполнительный каскад ИК, а отрицательной полярности — на вход интенсиметра, где происходит изменение

их амплитуд пропорционально скорости следования импульсов. Если амплитуды импульсов выше некоторой пороговой величины, пороговый каскад ПК замыкает контакты реле. В исполнительном каскаде ИК в результате дифференцирования импульсов, поступающих с формирователя и порогового каскада при наличии льда на датчике толщиной 0,3 мм и более, включается исполнительное реле блока задержки БЗ. В этом блоке имеется два реле. Одно из них обеспечивает увеличение времени нагрева штыря датчика до 5 с для полного сбрасывания льда, а второе - задержку на 20 с от времени подачи сигнала о начале обледенения на сигнальную лампочку Л или световое табло и в систему управления ПОС.

Для предотвращения перегрева нагревательного элемента датчика и срабатывания ПОС на стоянке, где отбор тепла недостаточен, в электросистеме РИО предусмотрена блокировка этих цепей концевым выключателем К. Подключение цепей к БЗ электронного блока происходит только после взлета самолета нажатием стойки шасси на исполнительный шток концевого выключателя.

Для защиты агрегатов самолета от обледенения используются механические, физико-химические и тепловые способы борьбы с образованием льда на их поверхностях. Нередко на практике применяются ПОС, основанные на использовании комбинации нескольких способов защиты. В зависимости от характера работы ПОС подразделяются на системы постоянного и циклического действия.

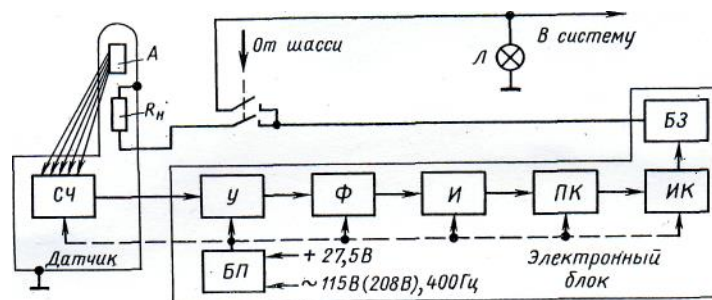


Рис. 4. Структурная схема радиоизотопного сигнализатора типа РИО-3

При работе ПОС постоянного действия на расчетном режиме образование льда не происходит. Работающая ПОС циклического действия допускает образование безопасной для самолета корки на защищаемой поверхности с последующим его удалением.

3.4. Принцип действия противообледенительной системы

Механические противообледенительные системы. Принцип действия механических ПОС заключается в механическом деформировании слоя льда с

последующим его сбрасыванием под действием аэродинамических, центробежных или других внешних силовых факторов.

В основу принципа действия электроимпульсных ПОС положено явление возбуждения в материале обшивки агрегата упругих волн напряжений с крутым передним фронтом. Они вызывают в ледяном слое напряжения, превосходящие его динамическую прочность, но не вызывают усталостных явлений в материале конструкции агрегата. Возникающий скачок напряжений при водит к мгновенному разрушению льда с последующим его удалением с поверхности набегающим потоком воздуха.

Преобразование электрических импульсов и импульсов упругих деформаций осуществляется в индукторах вихревых токов, представляющих собой соленоиды без сердечников. Поступающие из конденсаторных наполнителей электроэнергии импульсы электрической энергии проходят через обмотки соленоидов и создают в них переменное магнитное поле высокой частоты. Это поле, в свою очередь, наводит в металлической обшивке агрегат переменные вихревые токи и соответствующие упругие деформации, достаточные для разрушения льда. Практика эксплуатации электроимпульсных систем на самолёте показала их высокую надёжность при работе в диапазоне температур до -40°C . В сравнении с другими типами эти системы характеризуются небольшим расходом энергии, малой массой и высокой компактностью элементов.

Весьма перспективным в будущем предполагается применение ультразвуковых ПОС.

Физико-химический способ основан на использовании специальных жидкостей и паст, которые либо понижают температуру замерзания переохлаждённых капель воды, либо уменьшают силу сцепления льда с защищаемой поверхностью для последующего его удаления набегающим потоком воздуха.

В качестве рабочих жидкостей применяются различные спирты, спиртоглицериновые смеси или жидкости на основе гликолей, например этиленгликоль.

Применяемые на некоторых типах самолётов жидкостные ПОС работают либо в режиме предупреждения обледенения, либо в режиме периодического удаления льда с защищаемой поверхности. Ввиду пожарной опасности таких ПОС они имеют ограниченное применение.

Тепловые противообледенительные системы. Тепловой способ борьбы с обледенением заключается в нагревании защищаемой поверхности агрегата до температуры таяния льда или испарения осаждающейся на нее влаги. Так же

как и ранее рассмотренные, тепловые ПОС работают в режимах постоянного или циклического действия.

В зависимости от вида используемой энергии эти ПОС подразделяются на воздушно-тепловые и электротепловые.

В воздушно-тепловых системах горячий воздух для обогрева поверхностей отбирается от компрессора двигателя или от специальных калориферных печей, устанавливаемых в удлинительной трубе после турбины. Поскольку из соображений сохранения прочности конструкций температура поступающего воздуха на вход в рабочие части ПОС не должна превышать 200 . . . 230° С, нередко применяется эжектирование, т. е. подмешивание атмосферного воздуха к отбираемому от компрессора. За счет этого удается несколько снизить объемы отбора воздуха и повысить КПД двигателя.

На рис. 5 изображен отсек крыла пассажирского самолета с воздушно-тепловым противообледенительным устройством.

Горячий воздух поступает через патрубок 3 в продольные каналы, образованные внутренней обшивкой 6, стенкой У и внешней обшивкой 5. Нагревая внешнюю обшивку и предотвращая этим ее обледенение, воздух затем через отверстия во внутренней обшивке и стенке лонжерона 4 выходит в окружающую атмосферу. Для уменьшения потерь тепла при движении горячего воздуха в продольном канале и в полостях теплообменника на стенке и внутренней обшивке носка стабилизатора установлена теплоизоляционная облицовка 2.

В электротепловых ПОС нагревательными элементами служат параллельно подсоединяемые к шинам металлические проволочки с высоким электрическим сопротивлением, металлическая фольга, а также токопроводящие пленки или ткани.

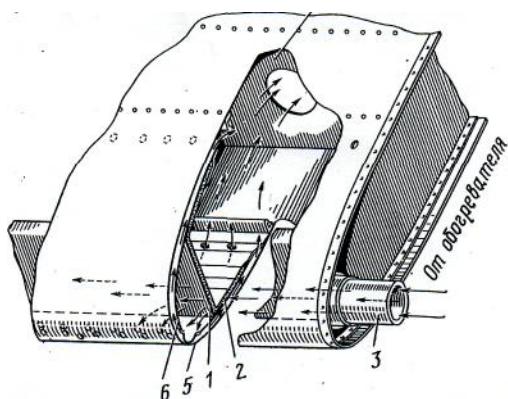
На рис. 6 показано схематическое устройство носка киля самолета электротепловыми нагревательными элементами.

Нагревательный элемент 3 в виде ряда константановых проволочек подсоединяется к каждой секции контактных шин 4. Для предотвращения короткого замыкания с внутренней 5 и наружной / обшивками его помещают между двумя панелями из стеклоткани. Нижняя панель выполняется из четырех и более слоев стеклоткани 6 для надежной тепловой изоляции, а верхняя — из двух слоев, которые обеспечивают только электроизоляцию нагревательного элемента.

В системах защиты крыла и оперения циклического действия наряду с секционными нагревательными элементами в районе передних кромок этих

агрегатов устанавливаются постоянно обогреваемые металлические полосы, получившие наименование «тепловых ножей». Образовавшийся лед как бы

Рис. 5. Отсек крыла пассажирского самолета с воздушнотепловым противообледенительным



устройством:

1 — стенка; 2 — теплоизолятор; 3 — патрубок; 4 — лонжерон; 5 — внешняя обшивка; 6 — внутренняя обшивка

разрезается на верхнюю и нижнюю части, что облегчает удаление льда с поверхности агрегата. Значительно улучшаются условия для сбрасывания льда с больших площадей при дополнительной установке поперечных «тепловых ножей». В этом случае образуется своего рода панель ледяного покрова с оплавленными и деформированными кромками, которая удаляется при совместном воздействии ПОС циклического действия и набегающего воздушного потока. В качестве нагревательных элементов смотровых стекол фонарей кабин экипажа используются металлические молекулярные пленки из золота или сплава золота с висмутом. Они наносятся на поверхность стекла напылением этих металлов при испарении в условиях глубокого вакуума, что практически не ухудшает оптические свойства стекла. Такие стекла обладают в то же время свойством отражать инфракрасное излучение и не вызывают возникновения поляризационных или интерференционных эффектов.

Наиболее широкое применение для защиты крыла, оперения и воздухозаборников получили воздушно-тепловые и электротепловые ПОС. Началось внедрение электроимпульсных систем. Вместе с тем следует отметить, что применение воздушно-тепловых систем целесообразно в тех случаях, когда обогреваемые агрегаты расположены недалеко от источника тепла, так как в противном случае создаются затруднения в компоновке трасс и систем регулирования, увеличиваются потери тепла, а также увеличивается масса системы.

Защита винтов ТВД осуществляется с помощью электротепловых ПОС.

Для предотвращения обледенения смотровых стекол фонаря экипажа нашли применение электротепловые ПОС при одновременном обдуве внутренней их поверхности горячим воздухом, что предотвращает запотевание.

Контроль за началом обледенения осуществляется с помощью радиоизотопного сигнализатора обледенения. На щитке противообледенительной системы, расположенном на пульте бортинженера, имеется красная лампочка, которая загорается при срабатывании сигнала начала обледенения.

На этом же пульте бортинженера имеются другие сигнальные лампы, каждая из которых даёт сигнал о начале обледенения определённого элемента самолёта: предкрылков (жёлтая), входного направляющего аппарата (красная), четыре лампы сигнализации открытия электрокрана двигателя (жёлтые).

4. Основные работы по обслуживанию противообледенительной системы

1. Осмотр каналов автомата обогрева стёкол.
2. Проверка исправности сигнализаторов и приёмников давления в системе противообледенения.
3. Осмотр всех агрегатов и трубопроводов системы; проверка надёжности крепления и отсутствие признаков утечки воздуха.
4. Проверка работы запорных электрокранов двигателей.
5. Проверка работы противообледенительных устройств носков крыла, киля и стабилизатора.

Работа выполняется после запуска двигателей при их работе на режиме малого газа. Для проверки необходимо включить запорные краны двигателей (при этом загораются три желтые лампы)

6. Проверка работы противообледенительных устройств предкрылков. Работа проводится перед каждым вылетом с помощью специального тестера наземной проверки.

7. Проверка работы обогрева стёкол. Работа выполняется перед вылетом путём включения системы

8. Осмотр стёкол. В случае появления на стёклах дефектов, мешающих пилотированию (расслоение триплекса, растрескивание) Стёкла необходимо заменить.

5. Вопросы для самостоятельной проработки

1. К каким последствиям может привести обледенение самолета в полете?
2. Как осуществляется контроль за началом обледенения самолета?

3. Каково назначение сигнальных ламп, переключателей и указателей на пульте бортинженера?

4. Расскажите об устройстве и работе противообледенителей носков крыла, киля и стабилизатора; противообледенителей воздухозаборников двигателей и их ВНА.

5. Что представляют собой противообледенительные устройства предкрылков и стекол фонаря кабины пилотов? Как работают эти устройства?

6. Какие отказы и повреждения могут возникать в противообледенительных устройствах самолета?

7. Дайте характеристику основных работ по ТО системы?

Литература

1. Смирнов И.Н., Жорняк Г.Н. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолётов и двигателей. Часть I. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1994.

2. Смирнов Н.Н., Жорняк Г.Н., Уриновский Б.Д. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолетов и двигателей. Часть II. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1992.

3. Яковлев Ю.А. Самолёт Ил-86. Конструкция и лётная эксплуатация. Учебное пособие. М.: Воздушный транспорт, 1992.

4. Регламенты технического обслуживания самолёта Ил-86. Москва 1980.

5. Лисицын В.С. Методические указания по проведению стажировки на самолёте Ил-86.

6. Машошин О.Ф. Методические указания по проведению практических работ. Особенности конструкции и технической эксплуатации планера и систем управления механизацией самолёта Ту-154. М.: МГТУ ГА, 1995.

Практическая занятия №2 «Топливная система самолёта»

Источник : www.storage.mstuca.ru/

1. Цель работы

1.1. Закрепление слушателей знаний по темам программы лекционного курса, посвященного изучению функциональных систем летательных аппаратов.

1.2. Изучение особенностей конструкции топливной системы самолёта (на примере самолёта Ил-86).

2. Содержание занятий

2.1. Контроль готовности слушателей к занятиям.

2.2. Назначение и общая характеристика системы.

- 2.3. Изучение работы основных агрегатов топливной системы.
- 2.4. Характерные отказы и повреждения системы.
- 2.5. Основные работы по техническому обслуживанию топливной системы самолёта.
- 2.6. Изучение заправки и слива топлива.
- 2.7. Самостоятельная работа студентов со схемой топливной системы.

3. Топливная система самолёта

3.1. Общие сведения

Топливная система самолета обеспечивает:

заправку самолета топливом и хранение запаса топлива на самолете в его баках;

подачу топлива к двигателям и к ВСУ;

перекачку топлива межбаковую и внутрибаковую;

аварийный слив топлива в воздухе;

слив топлива на земле;

дренаж топливных баков;

контроль за количеством и расходом топлива, управление работой агрегатов топливной системы и контроль за их работой.

Топливная система включает баки, трубопроводы, насосы, краны, клапаны, приборы измерения и контроля.

Самолет имеет семь баков-кессонов (рис. 1).

Баки 1, 2, 3, 4, из которых топливо подается к соответствующим двигателям 1, 2, 3, 4, называются основными. Из бака 1А топливо поступает в бак 1 и далее к двигателю 1, из бака 4А топливо поступает в бак 4 и к двигателю 4. Бак 5 является дополнительным, и топливо из него перекачивается во все основные баки.

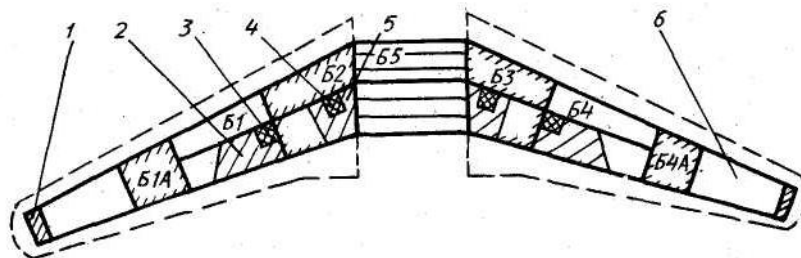
Максимальное количество топлива, заливаемое в баки (на самолетах с бортового №86011), следующее: в баки 1А и 4А — по 3420 л; в баки 1 и 4 — по 13 060 л; в баки 2 и 3 — по 19 680 л; в бак 5 — 41 800 л; всего в баки самолета можно залить 114 800 л (88 400 кг). Самолеты до бортового №86011 имеют более высокое расположение ограничителей максимального уровня заправки, поэтому в них можно заправить максимально 115 840 л (89 900 кг) топлива.

Невырабатываемый остаток топлива при работающих насосах составляет около 1080 л, а при питании двигателей самотёком — примерно 5000 л. Несливаемый остаток — около 630 л (520 кг).

Баки 1, 2, 3, 4 имеют предрасходные и расходные отсеки. Расходные отсеки расположены внутри предрасходных и сообщаются с ними через отверстия перелива, расположенные сверху, и противоотливные клапаны, расположенные снизу. Предрасходные отсеки сообщаются с остальной частью бака также через отверстия перелива и противоотливные клапаны.

В состав топливной системы самолета входят следующие агрегаты:

1. Центробежные топливные насосы подкачки и аварийного слива ЭЦНГ-40-2 со шнековым преднасосом — 14 шт. Насосы требуют питания переменным током 200 В 400 Гц. Максимальная производительность насоса до 27 000 л/ч, максимальное давление подачи—150...170 кПа (1,5...1,7 кгс/см²). Насосы подкачки установлены в чашах с устройством, позволяющим снимать насос без слива топлива из бака. Насосы аварийного слива таких устройств



не имеют.

Рис.1. Расположение баков на самолете:

1 — дренажный бак; 2 — предрасходный отсек 3600 л; 3 — расходный отсек 500 л; 4 — расходный отсек 530 л; 5 — предрасходный отсек 3700 л; 6 — «сухой» отсек

2. Центробежные подкачивающие насосы ВСУ типа ЭЦН-40— 2 шт. Электродвигатели насосов питаются постоянным током 27 В.

3. Струйные насосы СН-6 — 4 шт.; СН-11 — 4 шт.; СН-12 — 22 шт.; СН-13 — 2 шт. Насосы различаются по своей производительности.

4. Перекрывные краны 771300 — 7 шт. (четыре перекрывных и три кольцевания). Электромеханизм крана МПК-13А5-2 питается постоянным током 27 В, как и остальные типы кранов.

5. Перекрывной кран ВСУ 768600МА — 1 шт.

6. Краны 770100-2 — 4 шт. (два главных крана заправки и два главных крана аварийного слива). В отличие от других кранов, они, вместе со своими электромеханизмами, установлены внутри трубопроводов и находятся в потоке топлива.

7. Краны 772200—15 шт. (внутрибаковые краны заправки— 7 шт., внутрибаковые краны аварийного слива — 6 шт., краны перелива топлива—2 шт.).

Краны 771300, 772200 установлены на стенке заднего лонжерона таким образом, что сам кран находится внутри бака, а его электромеханизм — снаружи. Все трубопроводы проложены внутри баков.

8. Краны слива топлива 604700-1 —5 шт. Установлены по одному на каждом двигателе, и один — на сборнике бака 5.

9. Нажимные краны слива конденсата 590200 — 22 шт. Установлены на нижних панелях кессона всех баков, кроме бака 5.

10. Поворотные краны слива конденсата 638700А — 6 шт. Пять кранов установлены в баке 5, шестой — на трубопроводе подвода топлива к ВСУ.

11. Гидравлические краны заправки 584000—7 шт.

12. Поплавковые клапаны заправки 741400, работающие совместно с гидравлическими кранами заправки и управляющие ими,—7 шт. Установлены по одному в каждом баке.

13. Краны 768670М с ручным управлением — 2 шт. Установлены перед насосами ВСУ. В открытом положении рукоятка крана направлена в сторону.

14. Бортовые штуцера заправки — 4 шт. Стандартного типа, выполнены по ОСТ 1.11320—74. Установлены в двух нишах в обтекателе правой опоры между шп. №47 и 50.

15. Клапаны двойного действия— 2 шт. Представляют комбинацию вакуумного клапана, открывающегося при отрицательном перепаде давления 7,8 кПа (0,08 кгс/см²), и предохранительного клапана на 880 кПа (8,5—9,0 кгс/см²). Установлены в трубопроводе на участке между штуцерами заправки и главными кранами заправки и закреплены на передней стенке отсека правой опоры. При откачке топлива из шлангов после заправки вакуумный клапан впускает атмосферный воздух в трубопровод. Предохранительный клапан открывается и сливает

часть топлива из трубопровода, если оно не было откачено и нагрелось при стоянке самолета.

3.2. Подача топлива к двигателям и к ВСУ

Каждый двигатель питается из расходного отсека своего бака с помощью двух насосов подкачки ЭЦНГ-40-2. Топливо от насосов через обратные клапаны подается в общую магистраль, идущую через перекрывной кран к двигателю. Магистрали соседних двигателей соединены через краны кольцевания (рис.2.). Одновременно с включением насосов подкачки топливо от этих насосов будет подаваться для питания струйных насосов.

Два насоса подкачки установлены для увеличения надежности системы, причем один насос установлен в стакане и обеспечивает питание двигателя при отрицательных перегрузках в течение 5 с.

Насосы подкачки включаются и выключаются только вручную переключателями на панели топливной системы на рабочем месте бортинженера. Если насос включен и подает топливо, то желтая лампа сигнализации, расположенная рядом с переключателем, гаснет. Сигнал на лампу поступает от датчика давления МСТВ-0,5, включенного в магистраль непосредственно за насосом до обратного клапана.

В случае отказа одного насоса второй обеспечивает работу двигателя на всех режимах. В случае отказа обоих насосов топливо к двигателю, питающемуся от отказавших насосов, может быть подано через краны кольцевания от любых работающих насосов в других баках.

В случае обесточивания всех насосов подкачки питание двигателей до высоты 8000 м может производиться самотеком. При этом остаток невырабатываемого топлива составит около 5000 л (без учета топлива в баке 5, которое нельзя будет перекачать в другие баки).

Топливо в предрасходный и расходный отсеки в каждом баке при самотеке поступает через противоотливные клапаны в стенках этих отсеков, а из баков 1А и 4А — в баки 1 и 4 через краны перелива.

Подача топлива к ВСУ осуществляется из предрасходного отсека бака 4 по отдельному трубопроводу с помощью двух насосов ЭЦН-

40. Один насос является резервным и включается в случае отказа основного насоса. За насосами установлены обратные клапаны с отверстиями диаметром 0,3 мм в шариках для слива топлива при его термическом расширении на стоянке. Далее топливо проходит через перекрывной кран с термоклапаном и по трубопроводу, проложенному в обтекателе с наружи фюзеляжа, подходит к топливному агрегату ВСУ. Термоклапан открывается при перепаде давления 294 кПа (3 кгс/см²) и выпускает часть топлива из трубопровода ВСУ, при его нагреве и расширении, в бак.

Управление насосами и перекрывным краном осуществляется с панели ВСУ. Для подачи топлива к ВСУ необходимо включить один насос переключателем на панели ВСУ. Загорится зеленое светосигнальное табло «ИДЕТ ПОДКАЧКА». Затем надо открыть перекрывной кран. Загорится зеленое светосигнальное табло «ТОПЛИВНЫЙ КРАН ОТКРЫТ». Теперь можно приступать к запуску ВСУ.

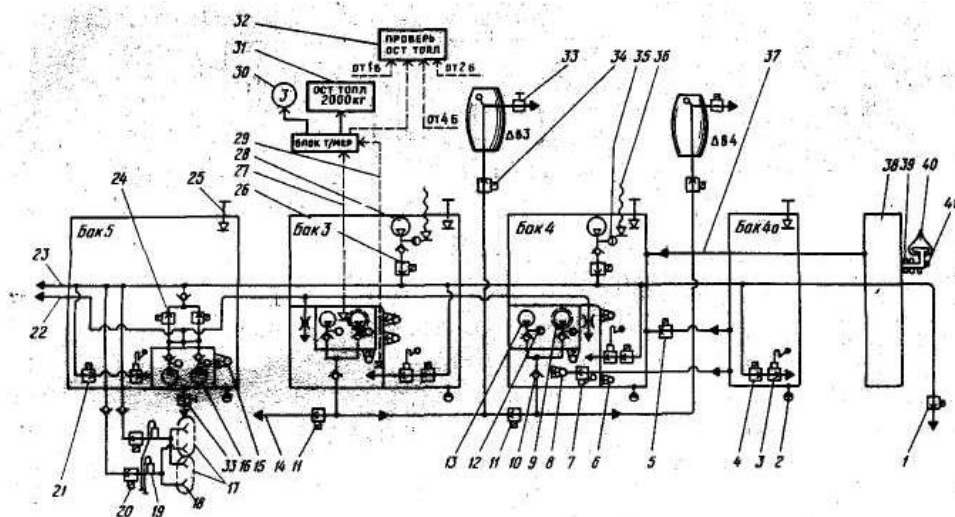


Рис. 2. Схема топливной системы:

1 — правый главный кран аварийного слива; 2 — сигнализатор МСТВ-0,3А повышения давления в баке при его переполнии; 3 — гидравлический клапан (кран) заправки со своим поплавковым клапаном; 4 — внутрибаковый кран заправки; 5 — кран перелива топлива; 6 — струйный насос; 7 — поплавковый клапан; 8 - струйный насос перекачки топлива; 9 — насос подкачки ЭЦНГ-40-2 с отсеком отрицательных перегрузок; 10 — обратный клапан; 11 — кран кольцевания; 12 — сигнализатор работы насоса МСТВ-0,5; 13 — насос подкачки ЭЦНГ-40-2; 14 — трубопровод кольцевания; 15 — струйные насосы бака 5 (8 шт.); 16 —

насос перекачки ЭЦНГ-40-2; 17 — ниши для штуцеров заправки; 18 — штуцер заправки; 19 — клапан двойного действия; 20 — главный кран заправки; 21 — внутрибаковый кран заправки бака 5; 22 — магистраль автоматической межбаковой перекачки левого полукрыла; 23 — главная магистраль заправки — перекачки — аварийного слива; 24 — кран аварийного слива; 25 — сигнализатор - ограничитель уровня при полной заправке бака; 26 — кран аварийного слива; 27 — сигнал о начале выработки топлива из расходного отсека; 28 — насос аварийного слива ЭЦНГ-40-2; 29 — сигнализация об остатке топлива 2000 кг на двигатель; 30 — мнемосигнализатор начала выработки топлива из расходного отсека; 31 — табло на панели топливной системы; 32 — табло на правой приборной доске пилотов; 33 — кран слива топлива; 34 — перекрывной (пожарный) кран; 35 — МСТВ-О.3А; 36 — сигнализатор выключения насоса аварийного слива; 37 — труба перелива топлива из дренажного бака; 38 — дренажный бак; 39 — вакуумный клапан; 40 — заборник воздуха; 41 — предохранительный клапан (2 шт.).

3.3. Внутрибаковая перекачка топлива

Перекачка топлива в предрасходные и расходные отсеки в каждом основном баке и перекачка в сборный отсек в баке 5 составляет суть внутрибаковой перекачки. Она осуществляется простыми и надежными струйными насосами. Активное топливо для струйных насосов поступает от насосов подкачки в основных баках и насосов перекачки в баке 5.

При работающих насосах подкачки расходные отсеки заливаются топливом доверху с созданием небольшого избыточного давления посредством одного струйного насоса СН-11 на каждый отсек, который перекачивает топливо из предрасходного отсека. Предрасходные отсеки также заливаются топливом доверху, пока есть топливо в остальной части бака, с помощью двух струйных насосов СН-12, которые перекачивают топливо из основной части бака (рис. 2.).

В баке 5 имеется сборный отсек, в который перекачивается топливо из основной части бака восемью струйными насосами, если работают насосы перекачки ЭЦНГ-40-2. Восемь насосов обеспечивают полную откачку топлива из бака, разделенного полками семи лонжеронов на секции.

3.4. Межбаковая перекачка топлива

Условно ее можно разделить на автоматическую и ручного включения.

Автоматическая межбаковая перекачка начинается после включения насосов подкачки в основных баках 1 и 4 и насосов перекачки в баке 5 (рис. 2).

Из баков 1А и 4А топливо будет перекачиваться в предрасходные отсеки баков 1 и 4 струйными насосами СН-13. Но эта перекачка начнется лишь тогда, когда в предрасходном и расходном отсеках баков 1 и 4 останется 3500 л. Задержка перекачки осуществляется поплавковым клапаном и обеспечивает сохранение нужной центровки самолета.

Из бака 5 при включении одного из двух перекачивающих насосов (второй насос является резервным) топливо через дроссели перекачивается в предрасходные секции всех четырех основных баков. Темп перекачки — 3000 л/ч в каждый бак.

Межбаковая перекачка ручного включения позволяет вести перекачку топлива из любого основного в любой основной бак и переливать топливо из бака 1А в бак 1 (из бака 4А в бак 4). Перекачать топливо из основных баков в баки 1А, 4А или в бак 5 нельзя, так как на панели топливной системы отсутствуют органы управления для такой перекачки. Также можно перекачать топливо из бака 5 в любой основной бак.

Управление перекачкой ручного включения сосредоточено на панели топливной системы. В системе перекачки ручного включения используются насосы аварийного слива в основных баках (в баке 5 они же насосы перекачки) и краны заправки (на панели топливной системы они обозначены как краны перекачки).

Для осуществления перекачки ручного включения в баках, из которых топливо выкачивается, включаются насосы аварийного слива и открываются краны аварийного слива, а в баках, в которые топливо закачивается, открываются краны перекачки (заправки). Насосы аварийного слива забирают топливо из основной части баков и через краны аварийного слива подают его в главную магистраль. Из неё топливо через краны перекачки (заправки) и гидравлические краны заправки может быть подано в любой основной бак. Полностью все топливо из основных баков выкачать нельзя, так как из расходных и предрасходных отсеков топливо не забирается.

Поскольку темп перекачки очень высокий, бортинженер при перекачке обычно держит руку на панели топливной системы и следит за разницей в количестве топлива в баках. Между баками 1А и 4А она не должна быть более 1500 кг, между баками правого и левого полукрыльев — более 3000 кг.

Полезно помнить, что на земле, открывая краны заправки переключателями, расположенными на щитке заправки, можно перекачать топливо из баков 1, 2, 3, 4 и 5 в любой бак.

3.5. Заправка самолёта топливом и слив отстоя

Самолет эксплуатируется на топливе ТС-1 или РТ без ПВК-жидкости (противоводно-кристаллизационной жидкости типа ТГФ-М). Разрешенные к использованию зарубежные сорта топлив указаны в разд. 2.10.3 РЛЭ.

Заправка производится через четыре заправочных штуцера. При давлении 3,5 кгс/см² скорость заправки составляет 3000 л/мин. Во избежание разрядов статического электричества скорость заправки не должна превышать 4000 л/мин при заправке всех баков и 650 л/мин при заправке одного бака. От каждого двух штуцеров заправки через главный кран заправки и обратный клапан топливо поступает в магистральный трубопровод, из которого распределяется по бакам через внутри-баковые краны заправки и последовательно соединенные с ними гидравлические краны заправки. Количество заправляемого в каждый бак топлива определяется по таблице заправки, укрепленной на крышке ниши, где находится щиток заправки. При необходимости заправка или дозаправка может осуществляться через заливные горловины, находящиеся на верхних панелях всех баков, кроме бака 5.

Управление заправкой осуществляется со щитка заправки, на котором расположены выключатели главных и внутрибаковых кранов заправки и четыре индикатора топливомера с задатчиками, обеспечивающими автоматическое закрытие внутрибаковых кранов заправки при достижении заданного уровня топлива в баке.

С целью предохранения баков от раздутия при перезаправке каждый бак имеет три ступени автоматической защиты.

Первая ступень. Если при достижении заданного уровня топлива внутрибаковый кран почему-либо не закрылся, то при достижении уровня максимальной заправки он будет закрыт по сигналу датчика-сигнализатора уровня ДСИ-ЗБ.

Вторая ступень. Если внутрибаковый кран заправки отказал, то при достижении уровня, несколько превышающего уровень максимальной заправки, закроется гидравлический кран заправки по сигналу своего поплавкового клапана.

Третья ступень. При отказе гидравлического крана заправки, когда давление в баке поднимется до 29 кПа (0,3 кгс/см²), внутрибаковый кран заправки и оба главных крана заправки будут закрыты по сигналу датчика давления МСТВ-0,3А.

Подготовка к заправке

Остановить топливозаправщик на расстоянии 10 м от самолета и проверить наличие контрольного талона на топливо, пломб на заправщике, наземных средств пожарной защиты, состояние шлангов и наконечников шлангов, слив отстоя из топливозаправщика, надежность заземления самолета.

Установить топливозаправщик на расстоянии 5 м от самолета так, чтобы он мог отъехать без разворотов, заземлить топливозаправщик, затормозить и установить упорные колодки под его колеса. Для выравнивания потенциалов соединить топливозаправщик с самолетом уравнительным кабелем.

Проверить снятие заглушек с воздухозаборников дренажных баков, установку упорных колодок под колеса самолета (чтобы после заправки шины не зажимали колодки, зазор между шиной и колодкой должен быть примерно 5 см).

Включать питание 27 и 115 В, проверить, включен ли стояночный тормоз.

Убедиться, что АЗС топливомера на ЦРУ371, 372, 381, 382, 373, 383,- на РУ223 включены и выключатель питания топливо-мера включен.

Переключатель индикаторов топливомера «РАСХОД—ЗАПРАВКА» на панели топливной системы установить в положение «ЗАПРАВКА».

Заправка под давлением

Открыть крышки люков в правом обтекателе шасси для подхода к штуцерам и щитку заправки.

Подсоединить шланги топливозаправщика к бортовым штуцерам заправки и заземлить их через гнезда, установленные на штуцерах заправки. Если присоединяются два заправщика, то два шланга

одного заправщика стыкуются с правыми штуцерами заправки в обеих нишах, а два шланга другого заправщика — с левыми штуцерами.

Если в баке 5 есть топливо, а для предстоящего полета его заправлять не нужно, то необходимо перекачать остаток топлива в основные баки.

Руководствуясь таблицей заправки, установить индексы заправки индикаторов топливомера на то количество топлива, которое необходимо заправить в баки.

Установить выключатель «ПИТАНИЕ» на щитке в положение «ВКЛ».

Установить переключатели «ГЛАВНЫЕ КРАНЫ» в положение «ОТКРЫТЫ». Погаснут красные лампы закрытого положения главных кранов и загорятся желтые лампы открытого положения. Установить переключатели «КРАНЫ ЗАПРАВКИ» заправляемых баков в положение «ВКЛ». Загорятся зеленые лампы открытого положения внутрибаков кранов заправки.

Подать топливо из топливозаправщика и контролировать процесс заправки.

После окончания заправки индексы заправки всех индикаторов топливомеров нужно установить на максимальные отметки шкал, чтобы в полете в процессе межбаковой перекачки не произошло преждевременного закрытия внутрибаковых кранов заправки— перекачки.

Выключить выключатели главных кранов заправки, выключить питание щитка, но не ранее чем закроются главные краны и загорятся красные лампы сигнализации их закрытого положения.

Откачать топливо из шлангов, отсоединить шланги, закрыть и законтрить крышки бортовых штуцеров заправки, закрыть лючки.

Переключатель топливомера на панели топливной системы вернуть в положение «РАСХОД».

Через 15 мин слить отстой из баков.

При наличии в отстое механических примесей или воды топливо надо сливать до исчезновения воды или примесей. В этом случае качество топлива проверяется путем слива его из всех 21 точек слива отстоя.

3.6. Аварийный слив топлива

Используется в случае необходимости для уменьшения посадочной массы самолета.

Топливо сливается из всех семи баков самолета. Из баков 1, 2, 3, 4 топливо выкачивается насосами аварийного слива, из бака 5 — двумя насосами перекачки, из баков 1А и 4А переливается через краны перелива в баки 1 и 4. Полностью все топливо слить нельзя, так как насосы аварийного слива выключаются по сигналам датчиков уровня топлива во время аварийного слива при остатке топлива на самолете (19 000+1000) кг.

При сливе топливо от насосов через краны аварийного слива поступает в магистральный трубопровод (см. рис. 2), из которого сливается через два главных крана, установленных на концах крыла, в атмосферу. Система является общей для левого и правого полукрыльев и позволяет производить слив топлива через один главный кран в случае отказа второго. Темп аварийного слива 2000 л/мин через оба главных крана и 1300 л/мин через один главный кран аварийного слива. Слив должен производиться одновременно из всех баков. Автономный слив разрешается только для бака 5.

Управление включением насосов и кранов аварийного слива, сигнализация открытого положения кранов и работы насосов осуществляются с помощью панели топливной системы, на которой находятся выключатели кранов и насосов и лампы сигнализации их состояния.

Выключение насосов аварийного слива производится или вручную, или автоматически по сигналам от сигнализаторов уровня при остатке топлива на самолете (19 000±Ю00) кг, либо по сигналам от сигнализаторов давления МСТВ-0,3А, когда из основной части бака будет откачено все топливо.

3.7. Слив топлива на земле

Для слива топлива на земле в системе имеется пять больших сливных кранов, открываемых вручную: четыре крана справа на каждом двигателе и один на сборнике бака 5. Слив из этого бака будет идти самотеком. Слив из основных баков может происходить или самотеком, или с использованием насосов подкачки. При сливе из основных баков должны быть открыты перекрывной кран того двигателя, на котором открыт кран слива (рис. 2), и соответствующие краны кольцевания, если слив производится из соседних основных баков.

Из баков 1А и 4А топливо будет сливаться, если открыть краны перелива топлива в баки 1 и 4. Остатки неслившегося топлива можно слить через краны слива отстоя.

3.8. Дренаж топливных баков

Дренаж баков предотвращает повышение давления в баках при заправке и образование вакуума при выработке топлива, создает в полете полезное небольшое избыточное давление в баках.

Дренаж осуществляется через дренажные баки, расположенные на каждом полукрыле, и выполнен отдельно для правого и левого полукрыльев. Бак 5 связан дренажными трубопроводами с обоими дренажными баками. От каждого дренажного бака через баки соответствующего полукрыла протянуты две дренажные трубы. От них в каждом баке имеются два дренажных отвода. Передний дренажный отвод выведен в переднюю верхнюю часть бака, задний — в верхнюю часть вблизи заднего лонжерона и оканчивается поплавковым клапаном. В горизонтальном полете открыт передний дренажный отвод. При снижении и эволюциях самолета, когда конец трубы переднего дренажного отвода может оказаться в топливе, дренаж осуществляется через второй дренажный отвод. Топливо, которое может попасть из баков в дренажный бак, вытекает из него самотеком в бак 1 (4) по трубопроводам с обратными клапанами. Дренажный бак соединен трубой с воздухозаборником, расположенным на нижней поверхности крыла. На этой трубе установлены четыре вакуумных клапана на 1,96 кПа (0,02 кгс/см²) и два предохранительных клапана на 19,6 кПа (0,2 кгс/см²). Они будут соединять баки с атмосферой в случае обмерзания и закупорки воздухозаборника.

3.9. Порядок выработки топлива из баков

Принятый порядок выработки топлива обеспечивает сохранение центровки самолета в полете в пределах допусков и достигается автоматически без вмешательства экипажа.

Проследим, как будет вырабатываться топливо из баков при выполнении следующих условий:

самолет заправлен полностью, и в баках находится 114 480 л;

расход топлива двигателями составляет 11520 кг/ч, один двигатель расходует 2880 кг/ч;

плотность топлива 0,8 кг/л;

межбаковая перекачка экипажем не производится.

Топливо из бака 5 вырабатывается со скоростью 12 000 л/ч (3000 л/ч в каждый основной бак) в течение 3,5 ч, пока бак 5 не опорожнится.

Одновременно в небольшом количестве расходуется топливо из основных баков. Этот расход покрывает разницу между часовым расходом двигателем топлива 2880 кг/ч и часовым приходом подаваемого из бака 5 топлива — 2400 кг/ч. Разница составляет 480 кг/ч.

После окончания перекачки топлива из бака 5 начнется выработка топлива из основной части баков 1, 2, 3, 4 со скоростью 2880 кг/ч в течение 3 ч 43 мин в баках 2 и 3 и 1 ч 54 мин в баках 1 и 4.

Когда из основной части баков все топливо будет выкачано, начнется выработка топлива из предрасходных секций баков 1, 2, 3, 4. Запаса топлива в предрасходных секциях баков 2 и 3 хватит на 1 ч 02 мин работы двигателя, а в баках 1 и 4 — на 1 ч работы.

Когда в предрасходных секциях баков 1 и 4 останется по 3500 л (это случится через 1,5 мин после начала выработки из них), откроются поплавковые клапаны струйных насосов СН-13 и начнется перекачка топлива из баков 1А и 4А в баки 1 и 4 со скоростью, обеспечивающей поддержание постоянного уровня топлива в предрасходных секциях, так как скорость откачки СН-13, равная 6300 л/ч, превышает скорость расхода топлива двигателем. Питание двигателя топливом, подаваемым из бака 1А (4А), будет происходить в течение 57 мин, пока бак 1А (4А) не опорожнится.

После полной выработки топлива из предрасходных секций начнется выработка топлива из расходных секций сначала в баках 1 и 4, а затем в баках 2 и 3. Топлива в этих секциях хватит лишь на 8—9 мин работы двигателей.

При неполной заправке самолёта топливом часть процессов может отпасть, например, перекачка топлива из бака 5. Остальные процессы будут проходить в том же порядке.

Возможные неисправности топливной системы

На долю топливной системы приходится 3,4 % всех неисправностей. Топливная система построена по гибкой схеме, допускающей применение различных вариантов парирования отказов. Поэтому при возникновении отказа какого-либо агрегата, чаще всего топливомера или крана, бортинженер всегда может найти выход из ситуации, сложившейся после отказа.

Легко парируются отказы в системах, где агрегаты дублированы: неисправный агрегат выключается, остается работать второй

агрегат. Дублиеры имеют насосы подкачки, насосы перекачки бака 5, главные аварийные краны.

Не имеет дублиеров, кроме главных кранов, нечасто используемая система аварийного слива. Поэтому при отказе либо насоса, либо внутрибакового крана аварийного слива, либо крана перелива из бака 1А (4А) в бак 1 (4) придется аварийный слив прекратить и вырабатывать топливо двигателями. Автономный слив допускается только для бака 5.

Даже при одновременном возникновении двух отказов будет создаваться далеко не безвыходная ситуация. Например, при отказе двух насосов подкачки в одном баке и одновременном неоткрытии крана перекачки соседнего бака, в который целесообразно было бы перекачивать топливо, можно периодически перекачивать топливо в баки другого полукрыла, и через краны кольцевания подавать топливо из трех баков к четырем двигателям.

4. Основные работы по техническому обслуживанию (ТО) топливной системы

4.1. Предполётная подготовка топливной системы

Предполетная подготовка топливной системы включает проверку количества заправленного топлива, проверку исходного состояния агрегатов топливной системы, проверку работоспособности кранов, насосов, топливомера.

Количество заправленного топлива определяется по указателям на щитке заправки, так как в стояночном положении самолета они дают более точные показания, чем указатели в кабине. Погрешности указателей на щитке заправки составляют:

указателей баков 1А и 4А.....±300 кг;
указателей баков 2 и 3.....±800 кг;
указателей баков 1 и 4.....±550 кг;
указателя бака 5.....±1700 кг.

Максимальная погрешность показаний указателей суммарного количества топлива составляет ±5500 кг.

На щитке заправки рекомендуется проверить, установлены ли техниками индексы заправки на максимальные отметки шкал и все ли переключатели установлены в положение «ВЫКЛЮЧЕНО». Не будет лишним убедиться, что все внутрибаковые краны заправки закрыты, для чего на несколько секунд надо включить питание

щитка и проверить, что все желтые лампы закрытого положения кранов загорелись.

В кабине проверяют, находятся ли в исходном положении согласно разд. 8.20 РЛЭ—86 органы управления топливной системой. Непосредственно перед полетом бортинженер проверяет работоспособность агрегатов топливной системы, для чего открывает и закрывает все краны аварийного слива, краны перелива, краны кольцевания, кратковременно включает насосы аварийного слива и насосы бака 5, а также проверяет измерительную часть топливомера, как изложено в разд. 8.20.2 РЛЭ—86.

Если в баках нет топлива, то топливные насосы включать нельзя, чтобы не вывезти их из строя.

4.2. Основные работы по ТО топливной системы

При техническом обслуживании топливной системы самолета необходимо особо соблюдать указания по технике безопасности. Работы по замене агрегатов, трубопроводов и другие работы, связанные с возможностью открытой течи топлива, необходимо выполнять при обесточенной электросети самолета. Не допускается попадание топлива в электропроводку и агрегаты электрооборудования самолета.

Работы в топливных кессон-баках надо проводить в спецодежде, в маске или противогазе в присутствии связного для наблюдения. Спецодежда должна быть из хлопчатобумажной ткани с застежками или молниями, не дающими искрения.

Для предотвращения пожара при заправке надо надежно заземлять самолет, заправочные шланги и топливозаправщик. Источником пожара могут быть разряды статического электричества, возникающего при прокачке большой массы топлива, а также искры, появляющейся в результате ударов металлических предметов друг о друга.

Основными работами по техническому обслуживанию топливной системы являются:

- проверка состояния трубопроводов и агрегатов системы;
- проверка работы насосов; проверка герметичности системы;
- определение работоспособности агрегатов системы подачи противообледенительной жидкости.

При наличии течи по соединениям заменяют в них уплотнительные кольца. Детали, имеющие на уплотнительных

поверхностях забоины, царапины и задиры, не подлежат установке на самолет.

При осмотре трубопроводов, агрегатов топливной системы необходимо убедиться в отсутствии течи, подтеков, трещин, забоин, ослаблений болгар крепления и нарушения контровки.

При проведении работ необходимо следить, чтобы в кессон-баки, трубопроводы и агрегаты не попадали посторонние предметы, вода, снег, грязь.

Заправка самолета топливом осуществляется в соответствии с заданием на полет. Основным топливом для двигателей самолета и двигателя ВСУ является керосин марок Т-І, ТС—І, РТ, ТС-6 и смеси указанных марок. В случае отсутствия жидкости или неисправности системы подачи жидкости "И" необходимо добавить эту жидкость в количестве, определяемом специальной инструкцией.

5. Вопросы для самостоятельной проработки

1. Назначение системы питания топливом основных двигателей и двигателя ВСУ.
2. Какие марки топлива применяются в топливных системах?
3. Назначение системы дренажа топливных баков.
4. Назначение системы перекачки топлива.
5. Способы заправки топливом.
6. Преимущества заправки топливом под давлением.
7. Способы слива топлива.
8. Работа топливной системы.
9. Назначение и работа системы подачи противообледенительной жидкости.
10. Характерные отказы и повреждения топливной системы.
11. Основные работы по техническому обслуживанию топливной система.

Литература

1. Смирнов Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: МГТУ ГА, 2003.
2. Яковлев Ю.А. Самолёт Ил-86. Конструкция и лётная эксплуатация. Учебное пособие. М.: Воздушный транспорт, 2004.
3. Смирнов Н.Н., Жорняк Г.Н., Уриновский Б.Д. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолётов и двигателей. Ч.2. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2005.

4. Машошин О.Ф. Особенности конструкции и технической эксплуатации шасси самолёта Ту-154. Методические указания по проведению практических работ по дисциплине «Введение в специальность». М.: МГТУ ГА, 2002.

5. Жорняк Г.Н. Гидравлическая система самолёта Ту-154. Методические указания по проведению практических работ по курсу «Введение в специальность». М.: МГТУ ГА, 2003.

Практическая занятия № 3 «Особенности конструкции и технической эксплуатации гидросистемы самолета»

Источник : www.storage.mstuca.ru/

1.Цель работы

Закрепление слушателем знаний по темам программы лекционного курса, посвященной изучению функциональных систем летательных аппаратов (ЛА).

2.Содержание занятия

- 2.1 Контроль готовности слушателей к занятию.
- 2.2 Назначение и общая характеристика систем.
- 2.3 Изучение конструкции основных агрегатов гидросистемы.
- 2.4 Изучение работы гидросистемы.
- 2.5 Характерные отказы и повреждение гидросистемы.
- 2.6 Основные работы по техническому обслуживанию системы.
- 2.7 Самостоятельная работа студентов со схемой гидросистемы.

3.Гидросистема самолета

В качестве объекта для ознакомления с гидросистемой самолета выберем гидравлическую систему самолета Ил-86, которая выполняет одну из важнейших функций: обеспечение энергией ряда агрегатов самолета.

3.1 Общие сведения и основные характеристики гидросистемы

Гидравлическая система состоит из четырех полностью независимых систем. В качестве рабочей жидкости применяется взрывопожаробезопасная жидкость НГЖ-4 - синтетическая жидкость на основе фосфорорганического эфира с загустителем – органическим полимером со специальной присадкой.

Жидкость агрессивна к резиновым прокладкам и шлангам, изготовленным из резины, стойкой к АМГ-10, и за несколько часов их разъедает. Поэтому в гидросистеме можно использовать только агрегаты с резиновыми деталями, стойкими к НГЖ-4 (они отмечены белой точкой). Эти агрегаты имеют специальную маркировку.

Жидкость ядовита и требует при эксплуатации принятия мер предосторожности. Ядовиты как ее пары, так и сама жидкость. При попадании

жидкости на кожу надо немедленно промыть это место теплой водой с мылом, при попадание в глаза – промыть их теплой водой и обратиться к окулисту. Пролитую жидкость надо засыпать опилками и убрать совком в специальную емкость. Жидкость, попавшую на поверхность самолета, надо удалить чистой ветошью и облитое место промыть теплой водой. Делать это надо быстро, так как НГЖ-4 очень энергично разъедает лакокрасочные покрытия.

Заменителем НГЖ-4 может служить жидкость «Скайдролл-500В». Эти жидкости можно смешивать.

Основные характеристики гидросистемы представлены в табл.1.

Таблица 1.

| Характеристика | Первая, вторая, третья, четвертая гидросистемы |
|---|--|
| Рабочее давление, МПа (кгс/см ²) | 20,6 (210). Допускаются забросы до 22,6 (230). Работоспособность агрегатов сохраняется при давлении в пределах 18,6...22,6 |
| Рабочая температура жидкости °С | (190...230). |
| Максимальное давление, ограничиваемое предохранительными клапанами, МПа(кгс/см ²) | До 80 23,5 (240) |
| Начальное давление азота в гидроаккумуляторах при 20 °С МПа (кгс/см ²) | 9,8 (100) |
| Рабочее давление наддува гидробаков, кПа (кгс/см ²) | 10,8...21,6 (1,1...2,2) |
| Количество НГЖ-4 полное, л | По 90 в каждой системе, всего 360 |
| Мин. уровень НГЖ-4 в гидробаке, л | 2+/-1 |
| Макс. уровень НГЖ-4 в гидробаке, л | 27+/-1 |
| Нормальный уровень НГЖ-4 в гидробаке, л | 14+/-1 |
| Производительность гидронасоса НП108 на номинальном режиме работы двигателя, л/мин | Не менее 92 |
| Производительность гидронасоса НП109 турбонасосной установки, л/мин | 4...70 |
| Производительность насосной станции третьей гидросистемы, л/мин | Не менее 8 |
| Расход воздуха на турбонасосную установку, кг/с | 0,4...0,5 |

3.2 Функциональное обеспечение источниками давления систем самолета

Каждая из четырех независимых систем гидравлического воздействия в системе управления призвана не только обеспечивать ту или иную функциональную систему самолета, но и является резервной системой гидропитания других систем в случае отказа в работе.

Летному составу необходимо помнить распределение потребителей по гидросистемам, чтобы в случае отказа какой-либо гидросистемы знать, какие агрегаты снизят свою скорость работы. Распределение потребителей по гидросистемам представлено в табл. 2.

Таблица 2

| Первая гидросистема | Вторая гидросистема | Третья гидросистема | Четвертая гидросистема |
|--|---|--|---|
| Выпуск и уборка закрылков и предкрылков Уборка и выпуск левой опоры Стабилизатор, левый нижний привод РВ, внешние левая и правая секции РА72 курса, крена Элерон левый РН, нижняя секция Гасители подъемной силы (ГПС), правая секция №3, левая секция №4 Тормозные щитки внутренние Вспомогательны | Тормоза передних колес левой и правой опор Стабилизатор, левый верхний привод РВ, внутренние левые и правые секции РА72 курса, крена Элерон левый, элерон правый РН, верхняя и нижняя секция ГПС, левая секция №2, правая секция №2 Вспомогательны й привод РП69 Поворот колес передней опоры | Тормоза всех колес средней опоры Выпуск и уборка закрылков и предкрылков Уборка и выпуск средней и передней опор Стабилизатор, левый верхний привод РВ, левая внешняя, правая внутренняя секции РА72 курса, крена Элерон левый, элерон правый РН, верхняя и нижняя секция ГПС, левая секция №1, правая секция №1 Вспомогательны | Тормоза задних колес левой и правой опор Уборка и выпуск правой опоры Стабилизатор, правый нижний привод РВ, левая внутренняя, правая внешняя секции РА72 курса, крена Элерон правый РН, верхняя секция ГПС, правая секция №4, левая секция №3 Тормозные щитки внешние Вспомогательны й привод РП69 Дожатие левой стойки на замок |

| | | | |
|--|----------------------------|--|--|
| й привод РП69 Дожатие правой стойки на замок выпущенного положения при аварийном выпуске шасси | Стеклоочистите ль левый | й привод РП69 Поворот колес передней опоры Стеклоочистите ль правый Открытие и закрытие входных и грузовых дверей, двери кухни ; торможение колес средней опоры (на линии нагнетания насосной станции) | выпущенного положения при аварийном выпуске шасси |
|--|----------------------------|--|--|

3.3 Агрегаты и источники давления гидросистемы

Сети источников давления первой, второй, четвертой гидросистем однотипны, в сети третьей гидросистемы дополнительно установлена насосная станция.

Источниками давления в каждой гидросистеме являются:

Два плунжерных насоса НП-108 переменной производительности. Оба насоса установлены на двигателе, причем верхний числится под №1. Производительность насоса изменяется в зависимости от давления в системе. До давления 190 кгс/см² (18,6 МПа) она максимальна. При большем давлении производительность начинает уменьшаться, и при давлении 20,6 МПа (210 кгс/см²) насос переходит на максимальную производительность, обеспечивающую только смазку и охлаждение насоса. Насос имеет электромагнитный клапан, который при включении подает жидкость в поршневую камеру наклонной шайбы. Производительность снижается до минимальной, то есть насос выключается из работы. Выключатели насосов располагаются на панели гидросистемы под колпачками. Выключать насосы надо при разгерметизации гидросистемы. В нормальном полете оба насоса должны быть включены постоянно.

Турбонасосная установка ТНУ-86, состоящая из плунжерного насоса НП-109 постоянной производительности, приводится во вращение воздушной турбиной. Турбина питается сжатым воздухом, поступающим из линии кольцевания системы кондиционирования и отбираемым или от ВСУ, или от

любого работающего двигателя. Турбонасосная установка установлена на двигателе и позволяет питать гидросистему в полете при отказе двигателя и проверять работу потребителей системы на земле при неработающих двигателях. В полете ТНУ включается при отказах двигателя, не связанных с пожаром в гондоле или с отказом системы кондиционирования перед заходом на посадку.

Насосная станция НС-55А-3, имеющаяся в третьей гидросистеме, с электроприводом, обеспечивает на земле работу гидроприводов, входных и грузовых дверей, дверей кухни и торможение колес средней опоры. Насосная станция установлена в пилоне третьего двигателя. В линии нагнетания насосной станции установлены фильтр, гидроаккумулятор с датчиком манометра, предохранительный клапан и обратный клапан. Через второй обратный клапан линия нагнетания третьей гидросистемы может подать жидкость в линию нагнетания насосной станции. Обратное движение жидкости исключается.

Включение насосной станции может осуществляться переключателем на пульте гидросистемы. На самолетах по бортовой № 86017 переключатель имеет три положения: «ВКЛ», «ОТКЛ», «УПР», а на самолетах с бортового № 86018 – два положения: «ВКЛ» и «ОТКЛ». В положение «ВКЛ» переключатель устанавливается нажатием. В положение «УПР» («ОТКЛ» на самолетах с бортового № 86018 и последующих) обеспечивается включение насосной станции переключателями управления дверями. При включении насосной станции любым из переключателей на пульте гидравлики загорается зеленое светосигнальное табло «НС ВКЛЮЧЕНА», а на щитках управления дверями – такие же желтые светосигнальные табло.

В системе подвода жидкости к гидронасосам и подачи жидкости под давлением в сеть потребителей установлены (рис. 6):

гидробак вместимостью 40 л. Гидробаки взаимозаменяемы. Крепятся в пилонах двигателей. Внутри нижней горловины гидробака помещается отсек отрицательных перегрузок. Сбоку на баке установлен датчик уровнемера ДПС1-7НГЖ из комплекта УГП-8. В нижней части бака имеется кран слива 607700Т-НГЖ;

сепаратор. Находится в линии слива и служит для отделения пены от возвращающейся из системы жидкости и направления этой жидкости к насосам, минуя гидробак. Сепараторы установлены в пилонах рядом с гидробаками;

фильтр в линии слива 8Д2.966.511-15 с тонкостью очистки 5 мкм. Предохраняет насосы и гидробак от загрязнений, образующихся в

гидроагрегатах при их работе вследствие износа трущихся пар. Фильтр имеет перепускной клапан на 0,88 МПа (9 кгс/см²), сигнализатор перепада давления на 0,49 МПа (5 кгс/см²), который подает сигнал на желтое светосигнальное табло «ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» на пульте гидросистемы и отсечной клапан. Фильтры первого и четвертого двигателей (третьей и второй гидросистем соответственно) – в залонжеронной части правой и левой консолей у нервюры № 14; фильтр в линии нагнетания 8Д2.966.505.-15 с тонкостью очистки 16 мкм. Так же имеет перепускной и отсечной клапаны и сигнализатор перепада. Установлен на двигателе слева в передней части.

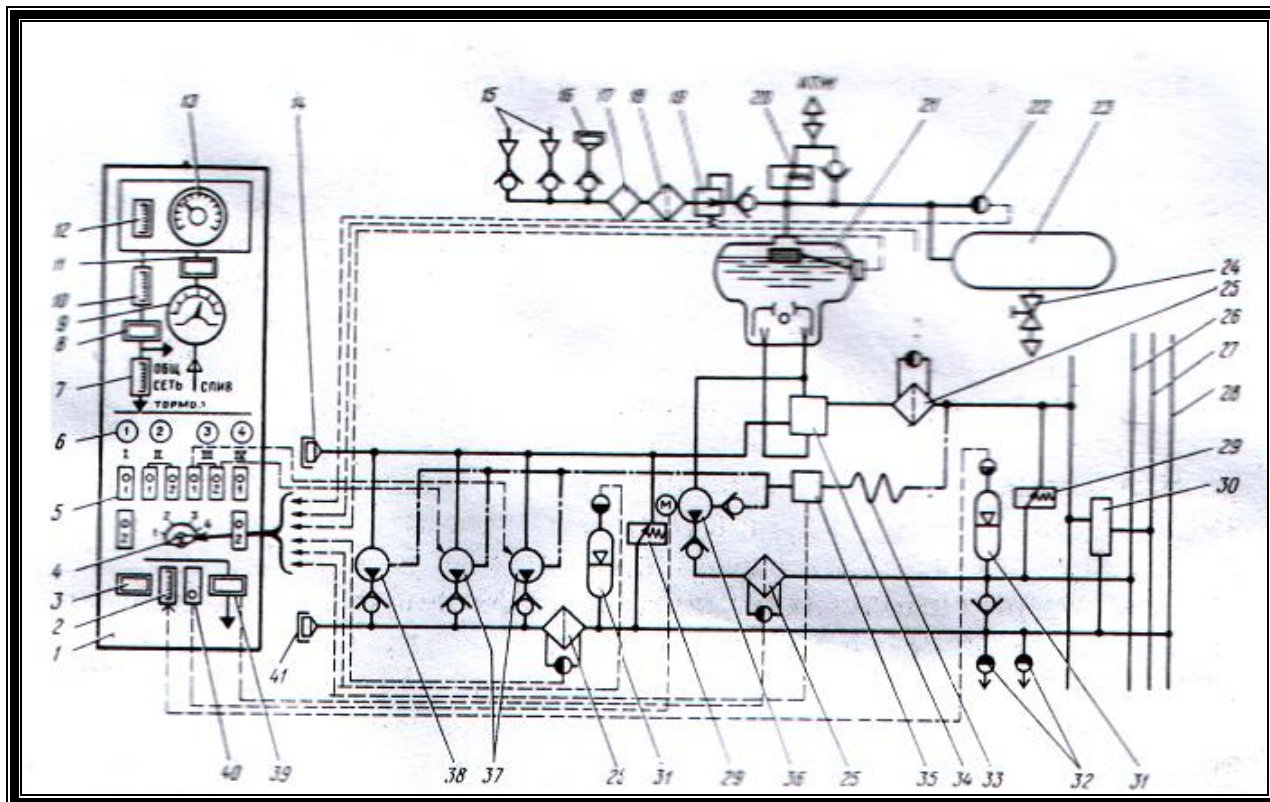


Рис 6. Схема сети источников давления и панель гидросистемы.

1-панель гидравлики; 2 – указатель манометра давления в гидроаккумуляторе НС; 3 – табло «указатель манометра давления в гидроаккумуляторе НС; 3 – табло «НС ВКЛ»; 4 – галетный переключатель; 5 – выключатели насосов; 6 – мнемосигнализатор отказа гидросистем; 7 – указатель манометра давления в гидроаккумуляторе тормозов; 8 – табло «ЗАСОРЕН» фильтра линии слива; 9 – указатель температуры жидкости; 10 – указатель манометра давления в гидроаккумуляторе сети; 11-табло «ЗАСОРЕН» фильтра линии слива; 12 – указатель манометра давления наддува; 13 – указатель уровнемера; 14 – бортовой клапан всасывания; 15 – штуцера наддува от СКВ; 16 – бортовой штуцер наддува; 17 – отстойник; 18 – воздушный фильтр; 19 – регулятор давления; 20 – предохранительный клапан; 21 – гидробак; 22 – сигнализатор давления; 23 – дренажный бак; 24 – клапан стравливания; 25 – фильтр с сигнализатором перепада; 26 – линия нагнетания насосной станции; 27 – общая линия нагнетания; 28 – линия нагнетания системы управления самолетом; 29 – предохранительный клапан; 30 – подпорный клапан; 31 – гидроаккумулятор с датчиком давления; 32 – МСТ-150; 33 – подпорный клапан; 34 – сепаратор; 35 – корпус с датчиком температуры; 36 – насосная станция; 37 – насосы НП-

108» 38 – насос НП-109 ТНУ; 39 – табло «ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» НС; 40 – переключатель управления насосной станцией; 41 – бортовой клапан нагнетания.

В каждой линии нагнетания установлено по одному гидроаккумулятору. Они поддерживают давление в системе, сглаживают пульсации и помогают насосам. Кроме того, во второй, третьей и четвертой гидросистемах установлено еще по одному гидроаккумулятору тормозов, отделенных от линий нагнетания обратными клапанами, а в третьей гидросистеме еще один гидроаккумулятор насосной станции. Все восемь гидроаккумуляторов одинаковы по конструкции и представляют цилиндр с помещенным внутри плавающим поршнем. Схема гидроаккумулятора представлена на рис. 7

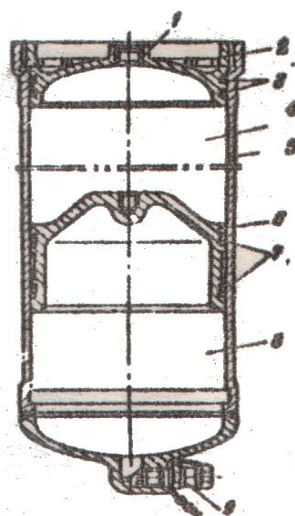


Рис.7. Гидроаккумулятор:

1 – крышка; 2 – гайка; 3,7 – уплотнение, 4 – гидравлическая полость; 5 – корпус; 6 – поршень; 8 – газовая полость; 9 – клапан

Максимальный объем газовой камеры 2,6 литра. Манометрический датчик соединяется с газовой полостью гидроаккумулятора. Величина давления в гидроаккумуляторе зависит от температуры. При 20 0С она должна составлять 9,8 МПа (100 кгс/см²).Изменение температуры на 10 0С приводит к изменению давления на 4 %.

Гидроаккумуляторы установлены:

линий нагнетания гидросистем – на двигателях впереди слева;

слева;

тормозов – в отсеках шасси;

насосной станции – в отсеке правой опоры;

предохранительный клапан ГА186М-4. При повышении давления до 23,5 МПа (240 кгс/см²) открывается и сообщает линию нагнетания с линией всасывания. Предохранительные клапаны установлены на двигателях, а для насосной станции – в отсеке правой опоры;

подпорный клапан РД20Д-3. В каждой гидросистеме, кроме второй, линия нагнетания системы управления самолетом отделена от общей линии нагнетания подпорным клапаном, который при снижении давления в общей линии нагнетания до 14,7 МПа (150кгс/см²) отключает от насосов общую линию нагнетания, чтобы обеспечить гидропитанием агрегаты системы управления;

малогабаритные теплостойкие сигнализаторы давления МСТ – 150 – по два каждой системе. Один сигнализатор предназначен для сигнализации падения давления в гидросистеме, второй – для включения насоса, если он был выключен переключателем на пульте гидросистемы, на 11 с в помощь второму насосу.

Подпорные клапаны и сигнализаторы установлены:

в первой гидросистеме – в отсеке левой опоры вместе с МТС-150 второй гидросистемы;

в третьей гидросистеме – в отсеке средней опоры;

в четвертой гидросистеме – в отсеке правой опоры.

Для подключения наземной установки в каждой гидросистеме установлены бортовые клапаны нагнетания и всасывания. Они располагаются с левой стороны на двигателе. Возле штуцера всасывания находится штуцер наддува гидробака.

Для каждого гидробака имеется своя система наддува, которая создает над жидкостью избыточное давление, обеспечивающее нормальную работу насосов. Наддув осуществляется воздухом, отбираемым от компрессора двигателя или, если двигатель не работает, а включена турбонасосная установка, - от линии подачи воздуха к турбонасосной установке. Через регулятор давления 3206А воздух поступает в гидробак. Давление наддува измеряется датчиком, указатель давления установлен на панели гидросистемы. В системе наддува имеются отстойник, фильтр, предохранительный клапан и дренажный бак ёмкостью 48 л (рис. 8).

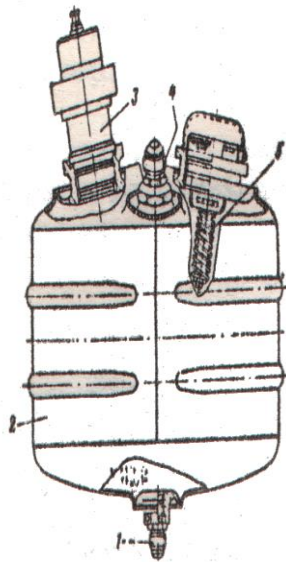


Рис 8. Дренажный бак:

1,4 – штуцера; 2 – бак; 3 – регулятор давления; 5 – предохранительный клапан.

Агрегаты наддува находятся в пилоне рядом с гидробаком, а дренажные баки – за задним лонжероном крыла в районе перелома задней кромки. На дренажном баке снизу имеется стравливающий клапан, открываемый вручную нажатием кнопки. Воздух стравливается вместе с парами и брызгами НГЖ-4, поэтому при стравливании надо соблюдать осторожность, беречь глаза и руку. На самолетах с бортового № 86030 конструкция клапана изменена: перед стравливанием на штуцер клапана надевается шланг, который выводится наружу.

4. Эксплуатация гидросистемы

4.1 Контроль параметров

В сети источников давления в каждой гидросистеме контролируется давление жидкости и давление наддува, температура жидкости в гидробаках и засорение фильтров.

Эти параметры – общие для всех четырех гидросистем и должны соответствовать пределам:

1. Уровень НГЖ-4 в гидробаке не менее 1-3 л.
2. Уровень НГЖ-4 в гидробаке не более 26-28 л.
3. Температура жидкости не выше 100 0С.
4. Давление жидкости не менее 150 кгс/см².

При выходе за пределы этих параметров загорается лампочка сигнализации. Лампочка так же загорается при засорении фильтра линии нагнетания и фильтра линии слива.

При одновременном отказе двух или трех гидросистем будет звучать речевая информация (РИ) «ОТКАЗ ДВУХ (ТРЕХ) ГИДРОСИСТЕМ» и работать вся остальная сигнализация.

Если загорелся только один из элементов светосигнализации, надо проверить давление в гидросистеме, уровень жидкости, температуру. Если все параметры в норме, то это отказ сигнализации.

Дозаправку надо выполнять, если количество жидкости в гидробаке менее 13 л. Промытый бензином Б-70 и заполненный чистотой НГЖ-4 шланг нагнетания УПГ подсоединяется к бортовому клапану нагнетания на двигателе слева возле гидроаккумулятора. Галетный переключатель на панели гидравлики устанавливается на номер данной гидросистемы. Включается УПГ на режим минимальной производительности. При небольшой заправке УПГ включается импульсами. Момент выключения УПГ выбирается с таким расчетом, чтобы после разрядки гидроаккумуляторов в гидробаке было 13...15 л. Излишняя жидкость сливается через штуцер всасывания закрытым способом. Затем, если давление наддува в гидробаке менее 108 кПа (1,1 кгс/см²), к бортовому штуцеру наддува подсоединяется аэродромный источник давления воздуха или азота, и давление доводится до нормы.

Уровень масла в картере турбонасосной установки должен доходить до верхней риски щупа. При необходимости старое масло сливается через пробку снизу сбоку корпуса, а через отверстие для щупа заливается свежее масло 36/1 КуА в количестве 375 мл. (резервные масла ИПМ-10 и ВНИИНП-50-1-4ф).

Все эти масла ядовиты.

4.2. Проверка внутренней герметичности гидросистемы

Время падения давления с 20,6 до 9,8 МПа (с 210 до 100 кгс/см²) в гидроаккумуляторах должно составлять не менее 10 с.

В гидроаккумуляторе насосной станции давление с 20,6 МПа (210 кгс/см²) должно снизиться не более чем на 4,9 МПа (50 кгс/см²) за 30 мин. На самолетах с бортового № 86016 и не более чем на 9,8 МПа (100 кгс/см²) на самолетах до бортового № 86016.

В гидроаккумуляторах тормозов при включенном стояночном тормозе за 2 ч давление должно снижаться не более чем на 0,98 МПа (10 кгс/см²), а при включенном стояночном тормозе за 1 ч – не более чем на 6,9 МПа (70 кгс/см²). В гидроаккумуляторах тормозов и в самих тормозах через 48 ч давление не должно быть менее 9,8 МПа (100 кгс/см²).

В системе наддува через 24 ч давление со 118 кПа (1,2 кгс/см²) должно снизиться не более чем до 98 кПа (1,2 кгс/см²).

4.3. Возможные отказы гидросистемы сети источников давления и агрегатов гидросистемы

Гидросистема самолета работает достаточно надежно. Неисправность гидросистемы и отказы агрегатов составляют 3,1 % общего числа отказов.

Наиболее вероятными отказами могут быть:

1. Загорание фильтра слива или нагнетания.
2. Выход одного из параметров гидросистемы за допустимые пределы.

Агрегаты и детали механической части гидросистемы в процессе эксплуатации воспринимают различные нагрузки: высокие внутренние давления и вибрации, что создает возможность возникновения резонансных колебаний, монтажные и температурные напряжения. В результате действия этих нагрузок на агрегаты и трубопроводы могут возникать местные раздутия и трещины, потертости.

Поперечные трещины трубопроводов, как правило, вызываются переменными нагрузками и наиболее часто появляются в следующих местах: по границе перехода цилиндрической части трубопровода в коническую развальцованную часть, на конической развальцованной части, в местах крепления трубопроводов отбортовочными колодками.

Продольные трещины трубопроводов, как правило, образуются на изгибах. Основными причинами их возникновения являются значительные пульсации давления, металлургические и производственные дефекты – закаты, волосовины.

Местные раздутия трубопроводов о последующим разрушением стенок происходит по причинам недостаточной прочности материала.

Потеря герметичности в ниппельных соединениях, как правило, является следствием дефектов в развальцованной части трубопроводов – (продольных трещин и рисок), ослабления затяжки отбортовочных колодок или разрушения демпфирующих прокладок в них.

Повреждения гидробаков проявляются, в основном, в виде трещин, которые происходят из-за пульсации жидкости при сливе ее из магистрали в бак.

5. Основные работы по техническому обслуживанию гидросистемы

При техническом обслуживании гидросистемы предусмотрено выполнение следующих основных работ:

1. Проверка чистоты масла НГЖ-4 по весовому или гранулометрическому методу и проверка вязкости масла.
2. Проверка герметичности системы наддува гидробака.
3. Слив отстоя из влагоотстойников гидросистемы.
4. Слив жидкости из дренажных баков гидросистем.

5. Осмотр и промывка фильтроэлементов фильтров и сеток дросселей постоянного расхода.

6. Проверка внутренней герметичности гидросистемы.

7. Проверка работы насосных станций II и III гидросистем и работы крана ГА-165 подключения II гидросистемы на 1.

8. Проверка действия сигнализаторов падения давления в гидросистемах.

9. Проверка сигнализаторов падения давления в гидросистемах.

10. Осмотр трубопроводов, агрегатов и их соединений в крыле, фюзеляже, хвостовом оперении и на панелях на предмет обнаружения подтеканий жидкости и потертостей.

6. Вопросы для самостоятельной работы

1. Какие требования предъявляются к рабочим жидкостям, применяемым в гидросистемах ЛА?

2. Какие рабочие жидкости применяются в гидросистемах гражданских ЛА?

3. Какие функции выполняют четыре гидросистемы на самолете Ил-86?

4. Для чего предназначен гидроаккумулятор? Каково его устройство и принцип действия?

5. Почему гидроаккумуляторы заряжаются именно азотом (а не воздухом)?

6. Как осуществляется контроль за давлением в системе?

7. Каким способом осуществляется контроль за количеством масла в баке?

8. Как контролируется зарядка гидроаккумулятора системы аварийного торможения?

9. Каково назначение насосных станций НС-46? Показать насосные станции 2 и 3 систем на схеме.

10. Какие операции можно выполнять через панели бортового обслуживания 1, 2 и 3 гидросистем? (Показать на схеме).

11. Для чего предназначены дроссели постоянного расхода?

12. Как работает гидросистема после запуска двигателей (начальное давление в системе), если потребители не включены?

13. Каково назначение системы наддува и дренажа баков? Как система устроена и действует? Показать на схеме.

14. Как действует система наддува при отказе двигателя?

15. Как контролируется зарядка воздушных баллонов? Как осуществляется зарядка баллонов? (Необходимо показать соответствующие манометры и штуцеры на панелях бортового обслуживания 2 и 3 гидросистем).

V. БАНК КЕЙСОВ

Вид кейса: научно-исследовательский кейс.

Тип кейса: исследовательский кейс.

Ситуация. Для осуществления автоматизации проектирования технологических процессов ремонта планера конструкции самолёта или авиационного двигателя (CAD/CAM) необходимо разработать (или адаптировать существующую систему) несколько компонентов его обеспечения (информационное, математическое и программное и т.д.).

Вопрос: На каких уровнях детализации и сколько блоков математических моделей необходимо разработать? На каком уровне требуется детализации необходимо решение задачи проектирования технологических процессов? Какой необходим уровень детализации или декомпозиции?

Задание 1: *Охарактеризуйте технологический процесс ремонта планера самолёта, осуществляемый на требуемом уровне детализации на основе декомпозиции решения задачи и обоснуйте исследование и классификацию компонентов и их свойств объекта производства, а также элементов технологической системы.*

Обоснуйте состав и содержание разработанных блоков математических моделей проектирования технологических процессов на различных уровнях детализации. Создайте презентацию, отразив в ней все стороны задания, представьте ее на занятии модуля.

Форма занятия – круглый стол. По итогам представленной презентации каждому слушателю или группе выставляется рейтинговая оценка в соответствии с критериями: самооценка, оценка каждой группы, оценка преподавателя.

Методические рекомендации к кейсу.

1. Проанализируйте предложенный преподавателем конспект лекций по данному модулю.

2. Изучите технологические процессы (на предприятии), отдавая приоритет рабочему технологическому процессу технического обслуживания.

3. Осуществите декомпозицию задачи и определите уровни детализации решения задачи проектирования технологических процессов ремонта объекта производства. Рассмотрите алгоритм решения задачи в процессе хода проектирования.

4. На основе системно-структурного аспекта системного анализа, осуществите исследования по выявлению и классификации состава элементов, их свойств моделируемых объектов, на тех же уровнях, на которые было осуществлена декомпозиция задачи.

5. Создайте презентацию, отразив в ней действующий технологический процесс ремонта и обоснуйте адекватность состава и содержание блоков математических моделей проектирования технологических процессов ремонта.

Задание 2: Разработать информационное и математическое обеспечение блоков математических моделей проектирования технологических процессов ремонта авиационного двигателя.

Уточнение задания

- Проанализировать задание и техпроцесс.
- Выбрать конкретный тип авиадвигателя.
- Выбрать конкретный состав и свойства элементов технологической системы ремонта авиадвигателя для подразделения.
- Разработать блоки математических моделей проектирования ТП ремонта на конкретном подразделении.

Задание 3: Разработать информационное и математическое обеспечение блоков математических моделей проектирования технологических процессов ремонта противообледенительной системы (ПОС) конструкции самолёта.

Уточнение задания

- Проанализировать задание и техпроцесс ремонта ПОС.

- Выбрать конкретный тип самолёта и ПОС.
- Выбрать конкретный состав и свойства элементов технологической системы ремонта.
- Разработать блоки математических моделей проектирования ТП ремонта в конкретном подразделении.

VI. ГЛОССАРИЙ

| Термин | Пояснение на русском | Term | Description in English |
|------------------------------------|---|---------------------------------|---|
| Авианока | радиоэлектронное оборудование воздушного судна. | Avionic | radio-electronic equipment of the aircraft |
| Система управления полетом | (FMS) является одним из основных компонентов авионики современной авиакомпании. | Management system flight | (FMS) is one of the main components of avionics of modern airline. |
| NDB | содержит всю информацию, необходимую для построения плана полета. | NDB | contains all information necessary for creation of flight plan. |
| Радионавигационные средства | включая дальномерное оборудование (DME), всенаправленный ОВЧ (VOR), ненаправленные маяки (NDBs) и системы посадки по приборам (ILSS). | Radio navigational means | including the ranging equipment (DME), omnidirectional OVCh (VOR), not directed beacons (NDBs) and systems of instrument landing (ILSS). |
| План полета | определяется на земле, перед вылетом либо пилотом для небольших самолетов или профессиональным диспетчером для авиалайнеров | Flight plan | is defined on the earth, before a departure or the pilot for small planes or the professional dispatcher for airliners |
| Пилот использует FMS | для изменения плана полета в течение полета по разным причинам. | The pilot uses FMS | for change of flight plan during flight for various reasons. |
| FMS | посылает информацию о плане полета для отображения на навигационном дисплее (ND) системы Electronic Flight Instrument (EFIS). | FMS | sends information on flight plan for display on the navigation display (ND) of the Electronic Flight Instrument (EFIS) system. |
| VNAV | Сложные самолеты, как правило, авиалайнеры, такие как Airbus A320 или Boeing 737 и больше, имеют полную производительность вертикальной навигации (VNAV). | VNAV | Difficult planes, as a rule, airliners, such as Airbus A320 or Boeing 737 more, have the full productivity of vertical navigation (VNAV). |
| Технологии | служат для интеграции | COTS | serve for integration of |

| | | | |
|---|---|---|--|
| COTS | авионики и авиационных систем. | technologies | avionics and aviation systems. |
| AFDX | резервированная сеть, переключаемых, чтобы обеспечивать систему передачи данных с высокой пропускной способностью через самолет. | AFDX | redundant network, switched to provide a data transmission system with high throughput via the airplane. |
| Волоконно-оптические методы | широко используются в области телекоммуникаций, промышленности и используются в кабельных сетях, обслуживающих внутренние приложения, могут как правило, работать на уровне около 50-100 МГц. | Fiber optical methods | the industries are widely used in the field of telecommunications, and used in the cable networks serving internal applications can as a rule, work at level about 50-100 MHz. |
| волоконно-оптической кольцевой топологии | каждое звено передает узконаправленные данные. | fiber optical ring topology | each link transfers narrowly targeted data. |
| Глобальная система спутниковой навигации | два основных спутниковых созвездий являются системы глобального позиционирования (GPS) в США и глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС) России / Индии. Третье созвездие будет система Европейского союза Galileo, когда она полностью функционировать. | Global system of satellite navigation | two main satellite constellations are systems of global positioning (GPS) in the USA and the global navigation satellite system (GLONASS) of Russia / India. The third constellation will be system of the European Union Galileo when she completely to function. |
| Различные методы системы управления | служат для исправления экваториальных аномалий. | Different methods of management system | serve for correction of the equatorial anomalies. |
| ИКАО | Международная организация гражданской авиации | IKAO | International Civil Aviation Organization |
| ACARS | представляет собой цифровую систему | ACARS | represents the digital DataLink system for transfer |

| | | | |
|--|---|--|---|
| | DataLink для передачи коротких сообщений между воздушными судами и наземными станциями через Airband радио или через спутник. | | of short messages between aircrafts and earth-based stations through Airband of radio or via the satellite. |
| Наземное оборудование | состоит из сети приемопередатчиков под управлением центрального узла компьютера под названием AFEPS (System Arinc Front End Processor), который обрабатывает и передает сообщения. | Terrestrial equipment | consists of network of transceivers under control of the central knot of the computer under the name AFEPS (System Arinc Front End Processor) which processes and transfers messages. |
| Управляющие сообщения | используются для коммуникатора между самолетом и его базой, с сообщениями либо стандартизованы согласно ARINC Standard 633, или определяемые пользователем в соответствии с ARINC Standard 618. | Control messages | are used for a communicator between plane and its base, with messages or are standardized according to ARINC Standard 633, or determined by the user according to ARINC Standard 618. |
| ACARS | используется для передачи информации от самолета к наземным станциям об условиях различных систем и датчиков воздушных судов в режиме реального времени | ACARS | it is used for information transfer from the plane to earth-based stations about conditions of various systems and sensors of aircrafts in real time |
| GNSS | приемники определяют положение пользователя, скорость и точное время (PVT) путем обработки сигналов, транслируемых с помощью спутников. | GNSS | receivers define position of the user, speed and the exact time (PVT) by processing of the signals broadcast by means of satellites. |
| Диагностическая система и многоступенчатый способ | позволяют оптимизировать предполётную подготовку самолета. | Diagnostic system and multistage method | allow to optimize preflight preparation of the plane. |

VII. СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

I. Основная литература:

1. ICAO Doc 4444 “Air Traffic Management”. ICAO, Montreal, 2007, 180 p.
2. ICAO Annex 2 “Rules of the Air”. ICAO, Montreal, 2005, 74 p.
3. ICAO Cir 326 “Assessment of ADS-B and Multilateration Surveillance to Support Air Traffic Services and Guidelines for Implementation”. ICAO, Montreal, 2012, 46 p.
4. ICAO Doc 9432 “Manual of Radiotelephony”. ICAO, Montreal, 2007, 102 p.
5. State of Global Aviation Safety. ICAO, Montreal, 2013, 54 p.
6. Авиационные Правила Республики Узбекистан “Правила полетов гражданской и экспериментальной авиации в воздушном пространстве Республики Узбекистан” (АП Руз-91). Госавианадзор, Ташкент, 2014, 207 с.
7. Руководство по организации воздушного движения. ЦУАН, Ташкент, 2012, 141 с. (с. 14-1 – 14-7)

II. Интернетные ресурсы:

1. www.allbest.ru
2. www.knowledge.allbest.ru
3. www.twirpx.com
4. www.e-lib.kemtipp.ru
5. www.newlibrary.ru
6. www.priapp.ru
7. www.amazon.com
8. www.knigafund.ru
9. www.ozon.ru
10. www.elibrary-book.ru
11. www.studfiles.ru
12. www.icao.int