

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА
ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙКАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____Ю.В. Грищенко
«__» _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Тема: Система запобігання займання палива на літаку Boeing
737»

Виконавець: студентка АВ-409Б, Коломієць Анна Олександрівна

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: старший викладач, Левківський Василь
Васильович

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Ю.В.Грищенко

«__»_____2024р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

1. Тема роботи: «Розробка заходів з удосконалення діяльності маркетингової служби підприємства» затверджена наказом ректора від «13» 03 2024 р. № 355/ст.

2. Термін виконання роботи: з 22 травня 2024 по 30 червня 2024.

3. Вихідні дані роботи:

4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики кваліфікаційної роботи.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Обґрунтування теми дипломної роботи	22.05.2024	
2.	Проведення огляду літератури	24.05.2024	
3.	Підготовка та написання 1 розділу	31.05.2024	
4.	Підготовка та написання 2 розділу	07.06.2024	

5.	Підготовка та написання 3 розділу	14.06.2024	
6.	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом	17.06.2024	
7.	Оформлення та друк пояснювальної записки	20.06.2024	
8.	Підготовка презентації та доповіді	22.06.2024	

7. Дата видачі завдання: _____

Керівник дипломної роботи _____ Левківський В.В. (підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Коломієць А.О. (підпис випускника) (П.І.Б.)

ЗМІСТ

ВСТУП

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ПАЛИВНУ СИСТЕМУ

- 1.1. Вимоги до паливної системи
- 1.2. Принципи побудови паливної системи
- 1.3. Порівняльна характеристика паливної системи повітряних суден
- 1.4. Ризики та недоліки експлуатації паливної системи

РОЗДІЛ 2. ПАЛИВНА СИСТЕМА ЛІТАКА БОІНГ 737-300 /400 /500

- 2.1. Загальні відомості
- 2.2. Подача палива до двигунів
- 2.3. Паливна система L-1011.
- 2.4. Заправка під тиском
- 2.5. Температура палива.
- 2.6. Подача палива допоміжної силової установки (ДСУ).
- 2.7. Кількість палива
- 2.8. Система відстою

РОЗДІЛ 3. МОДЕРНІЗАЦІЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА BOING 737-300 З МЕТОЮ ЗАПОБІГАННЯ САМОЗАПАЛЮВАННЯ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ

- 3.1. Мета модернізації
- 3.2. Виконання модернізації

ВИСНОВКИ

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

Перелік умовних позначень, скорочень, термінів

ПС – паливна система

ГТД – газотурбінний двигун

ЕЦН – електровідцентровий насос

СН – струменевий насос

ПСН – пально-струменеві насоси

ДВН – відцентровий насос двигуна

ЛА – літальний апарат

ДСУ – допоміжна силова установка

ЗК – зворотній клапан

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Система запобігання займання палива на літаку Boeing 737»: 74 с.

Об'єктом дослідження є система запобігання займання палива на пасажирських літаках, зокрема на літаку Boeing 737.

Предметом дослідження є принципи функціонування, конструктивні особливості та ефективність роботи системи запобігання займання палива на літаку Boeing 737.

Метою даної роботи є дослідження системи запобігання займання палива на літаку Boeing 737. У роботі будуть розглянуті принципи функціонування системи, її компоненти, а також методи та технології, що використовуються для мінімізації ризику виникнення пожежі. Окрему увагу буде приділено аналізу ефективності існуючих систем та можливим напрямкам їх удосконалення.

Методи дослідження: порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

СИСТЕМА ЗАПОБІГАННЯ ЗАЙМАННЯ, ЗАЙМАННЯ ПАЛИВА, АВІАЦІЙНА БЕЗПЕКА, BOEING 737, ПАЛИВНА СИСТЕМА ЛІТАКА, ТЕХНІКА БЕЗПЕКИ АВІАЦІЇ.

ABSTRACT

Explanatory note to the qualification work "Fuel ignition prevention system on the Boeing 737 aircraft": 74 **information source**.

Keywords: Ignition prevention system, fuel ignition, aviation safety, boeing 737, aircraft fuel system, aviation safety techniques.

The object of the research is the fuel ignition prevention system on passenger planes, in particular on the Boeing 737 plane.

The subject of the research is the principles of operation, design features and efficiency of the fuel ignition prevention system on the Boeing 737 aircraft.

The purpose of this work is to study the fuel ignition prevention system on the Boeing 737 aircraft. The work will consider the principles of the system, its components, as well as the methods and technologies used to minimize the risk of fire. Particular attention will be paid to the analysis of the effectiveness of existing systems and possible directions for their improvement.

Research methods: comparative analysis, processing of literary sources.

ВСТУП

Авіація є однією з найбільш критично важливих галузей транспорту, яка забезпечує швидкі та ефективні перевезення на великі відстані. Безпека польотів є пріоритетом номер один у даній галузі, і це стосується не лише надійності конструкції літаків, але й систем, що запобігають виникненню надзвичайних ситуацій, зокрема пожеж. Однією з таких систем є система запобігання займання палива.

Таким чином, ця робота спрямована на детальне вивчення та аналіз існуючих підходів до запобігання займання палива на прикладі літака Boeing 737, що дозволить сформулювати рекомендації щодо подальшого розвитку та вдосконалення даних систем. Необхідність транспорту у сучасному світі є незаперечною. Транспортні засоби відіграють значну позитивну роль в економіці України, сприяючи підвищенню зручності та комфорту для населення. Проте, розвиток авіаційної галузі, збільшення її ролі у повсякденному житті супроводжується не лише позитивними ефектами, але й негативними наслідками, такими як високий рівень аварійності транспортних засобів та авіаційних пригод.

Будь-який транспортний засіб являє собою джерело підвищеної небезпеки. Особи, що користуються транспортними послугами, знаходяться у зоні підвищеного ризику, зумовленого можливістю катастроф та аварій літаків, травмуванням під час посадки, виходу або пересування транспортним засобом.

За даними Dutch Flight Safety Foundation, кількість авіакатастроф у 2012 році була найнижчою за всю історію цивільної авіації з 1945 року. За цей рік сталося 23 аварії, які призвели до загибелі 475 осіб.

Аналіз авіаційних катастроф у глобальному масштабі свідчить, що загальний шанс на виживання в авіакатастрофах під час польотів на

великих реактивних авіалайнерах значно вищий порівняно з невеликими літаками. Однак, навіть на великих авіалайнерах, шанс на виживання залишається вкрай низьким.

Основні причини авіакатастроф

Основні причини загибелі літаків включають:

- Пожежі: посадка з порушеннями або вимушена посадка.
- Зіткнення: порушення норм експлуатації та правил безпеки.
- Тероризм: помилкові дії екіпажу та інші фактори.

З численних фактів, оприлюднених у пресі, можна виділити такі випадки авіакатастроф:

1. Трагедія над Червоним морем (20 січня 2004 року)

Літак "Боїнг-737" зазнав катастрофи над Червоним морем. За словами голови єгипетської слідчої комісії Шакіра Келади, розшифровка даних "чорних скриньок" показала, що причиною падіння літака не був теракт. Виступаючи на прес-конференції в Каїрі, він зазначив, що катастрофа сталася через "технічні проблеми і помилки пілотів". Літак чартерної авіакомпанії "Flash Airlines" впав у Червоне море через чотири хвилини після зльоту з аеропорту Шарм-ель-Шейха. Внаслідок катастрофи загинули 148 людей, зокрема 134 французьких туристи, серед яких було багато дітей та дві великі родини.

2. Катастрофа Су-27 у Львові (27 липня 2002 року)

Літак Су-27 зазнав аварії під час демонстраційного польоту у Львові, спричинивши масову загибель людей. Попередні дані розслідування свідчать, що катастрофа сталася через серйозні прорахунки в організації підготовки та виконання польотів у Військово-повітряних силах, а також при організації демонстраційних заходів. Літак зачепив верхівки дерев, зупинився на долю секунди, розвернувся і впав на злітну смугу, зачепив інший літак і вибухнув на очах 10-тисячного натовпу.

Вогненні частини літака потрапили в натовп, спричинивши смерть і поранення десятків людей, серед яких було багато дітей.

3. Зіткнення в небі над Німеччиною (липень 2002 року)

У небі над Німеччиною зіткнулися два літака - "Боїнг-737" і російський Ту-154. Усі пасажери та екіпаж загинули. Російський пілот виконав команду знизитися через 25 секунд після її отримання. Однак, на думку експертів, до цього часу на "Боїнгу" могла спрацювати система раннього попередження про зіткнення, внаслідок чого літак автоматично знизився і знову опинився на одному рівні з "Туполєвим". Російські телеканали повідомляли, що один із пілотів "Боїнга" нібито не раз висловлював бажання загинути в авіакатастрофі. Однак, безперечним фактом є те, що катастрофа сталася з вини диспетчерів.

Отже, такі причини авіа пригод як «зіткнення» це сфера діяльності авіадиспетчерів та пілотів, а «тероризм» служби авіаційної безпеки польотів. То нам, як експлуатантам, залишається «пожежі». В цьому дипломному проєкті буде запропонована одна з доопрацювань, яка дозволить мінімізувати пожежі та вибухи на літаках, а саме в паливних баках, під час експлуатації.

Літак Boeing 737 є одним із найпоширеніших пасажирських літаків у світі. Його популярність пояснюється не лише економічною ефективністю, але й високим рівнем безпеки. Однак, як і у всіх авіаційних транспортних засобах, запобігання пожежам є важливим аспектом експлуатації. Система запобігання займання палива на літаку відіграє ключову роль у забезпеченні безпеки як пасажирів, так і екіпажу.

Метою даної роботи є дослідження системи запобігання займання палива на літаку Boeing 737. У роботі будуть розглянуті принципи функціонування системи, її компоненти, а також методи та технології, що використовуються для мінімізації ризику виникнення пожежі. Окрему

увагу буде приділено аналізу ефективності існуючих систем та можливим напрямкам їх удосконалення.

Дослідження цієї теми є актуальним у зв'язку з постійно зростаючими вимогами до безпеки польотів та інноваційними технологіями, що впроваджуються в авіаційній промисловості. Розуміння принципів роботи та можливостей удосконалення системи запобігання займанню палива може сприяти підвищенню загального рівня безпеки авіаперевезень.

Об'єктом дослідження є система запобігання займанню палива на пасажирських літаках, зокрема на літаку Boeing 737. Ця система включає в себе сукупність технічних рішень, механізмів та технологій, які використовуються для запобігання виникненню пожеж у паливних баках та паливних системах літаків.

Предметом дослідження є принципи функціонування, конструктивні особливості та ефективність роботи системи запобігання займанню палива на літаку Boeing 737. Це включає в себе вивчення окремих компонентів системи, таких як датчики виявлення займанню, системи інертних газів, системи контролю температури та тиску, а також аналіз методів запобігання та гасіння пожеж, що застосовуються у даній системі.

Дослідження цих аспектів дозволить оцінити ефективність існуючих рішень, визначити їх сильні та слабкі сторони, а також розробити рекомендації щодо покращення системи запобігання займанню палива на літаках Boeing 737, що в кінцевому підсумку сприятиме підвищенню рівня авіаційної безпеки.

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ПАЛИВНУ СИСТЕМУ

1.1 Вимоги до паливної системи

Паливна система повинна бути сконструйована та виконана таким чином, щоб забезпечувалася подача палива з витратою і тиском, необхідними для нормальної роботи основних і допоміжних двигунів за всіх передбачуваних умов експлуатації, включаючи всі маневри, на які видано сертифікати, протягом яких дозволена робота основних і допоміжних двигунів.

Паливна система повинна бути виконана так, щоб повітря, яке потрапляє в систему, не могло призвести до:

- Втрати потужності більш ніж на 20 секунд для поршневих двигунів.
- Зриву горіння в газотурбінному двигуні.

Паливна система літака з газотурбінними двигунами повинна бути здатна тривало працювати у всьому діапазоні витрат і тисків палива, що містить максимально можливу кількість розчиненої та вільної води за передбачуваних умов експлуатації, а також охолодженого до найкритичнішої з точки зору обмерзання температури, яка може зустрітись під час експлуатації.

Паливна система літака з газотурбінним двигуном повинна відповідати застосовним вимогам Частини 34 Авіаційних правил щодо викидів палива з дренажних систем.

Нормальна робота паливної системи в усіх передбачуваних умовах експлуатації повинна бути підтверджена шляхом аналізу та таких випробувань, які будуть визнані компетентним органом. Випробування, якщо необхідні, повинні проводитися на паливній системі літака або на випробувальному стенді, що відтворює робочі характеристики випробуваної ділянки паливної системи.

Відмова будь-якого теплообмінника, що використовує паливо як одну з робочих рідин, не повинна призводити до небезпечних наслідків.

Незалежність подачі палива в двигуни

Кожна паливна система повинна відповідати вимогам, забезпечуючи:

- Подачу палива до кожного двигуна через систему, незалежну від будь-якої ділянки системи, що забезпечує подачу палива до іншого двигуна.
- Інші прийнятні методи.

Крім того, паливна система повинна містити достатню кількість палива для демонстрації відповідності цим вимогам.

Кожен основний паливний насос повинен забезпечувати подачу палива для кожного режиму і просторового положення літака, для яких демонструється відповідність вимогам. Відповідний аварійний насос повинен бути здатний замінити основний насос у разі його відмови.

При наявності витратоміра паливо повинне вільно проходити через витратомір або через канали перепуску в разі його блокування.

Подача палива з різних баків

Якщо двигун може працювати з паливом більш ніж з одного бака, паливна система повинна забезпечувати:

- Для кожного поршневого двигуна відновлення повного тиску палива не більше ніж через 20 секунд після перемикання на інший паливний бак, що містить використовуване паливо, якщо порушення роботи двигуна викликано недостатньою кількістю палива в попередньому баку.

- Для кожного газотурбінного двигуна додатково до ручного перемикання повинно бути передбачено автоматичний пристрій, що запобігає перебоям у подачі палива без участі екіпажу у разі вироблення палива в поточному баку, якщо в іншому баці є достатній запас палива.

Подача палива повинна бути продемонстрована при найгірших умовах, включаючи висоту польоту, просторове положення літака та інші фактори, зокрема:

- При непрацюючих бакових насосах підкачки.

- Подача палива в два двигуни з одного бака з відкритим краном кільцювання.

Міжбакове перекачування палива

Якщо в польоті передбачена можливість перекачування палива з одного бака в інший, система дренажу баків та система перекачування повинні запобігати пошкодженню конструкції баків у разі їх переповнення.

Залишок палива в баках

Для кожного паливного бака з відповідними компонентами паливної системи залишок палива повинен бути визначений на рівні, при якому спостерігаються перші ознаки порушення роботи двигуна за найбільш несприятливих умов подачі палива у всіх передбачуваних експлуатаційних режимах і польотних маневрах. При цьому відмови компонентів паливної системи не повинні братися до уваги.

Робота паливної системи при високій температурі

Паливна система літака повинна функціонувати надійно в умовах жаркого клімату. Це передбачає демонстрацію того, що в паливній системі, від бака до кожного двигуна, підтримується такий рівень тиску, який запобігає пароутворенню за всіх даних умов роботи. Це має бути підтверджено під час набору висоти з рівня аеродрому, обраного заявником, до максимальної висоти, встановленої експлуатаційними обмеженнями.

Паливні баки: загальні положення

1. Міцність і герметичність

- Кожен паливний бак повинен витримувати без пошкоджень і втрати герметичності вібрації, інерційні сили, масу палива та навантаження від конструкції, яким він може піддаватися в процесі експлуатації літака.

2. Матеріали і конструкція

- Оболонки м'яких паливних баків повинні бути схваленого типу або підтвержені випробуваннями на відповідність призначенню.

- Паливні баки-відсіки (баки-кесони) повинні мати засоби для внутрішнього огляду і ремонту.

3. Розташування і захист

- Паливні баки, розміщені у фюзеляжі, повинні витримувати інерційні сили, зазначені у 25.561 для випадку аварійної посадки, без руйнування і втрати герметичності. Крім того, вони повинні бути захищені від тертя об землю.

4. Кришки люків

- Кришки люків паливних баків повинні відповідати наступним критеріям, щоб уникнути витoku небезпечних кількостей палива:

- Аналіз або випробування повинні показати, що всі кришки, розташовані в зонах, де можливий удар, мінімально схильні до пробивання або деформації уламками шин, двигунів або іншими подібними об'єктами.

- Усі кришки люків повинні бути вогнестійкими.

5. Наддув паливних баків

- Для паливних баків з наддувом повинні бути забезпечені безпечні засоби, що запобігають утворенню надмірного перепаду тиску між внутрішнім і зовнішнім середовищем бака.

1.2 Принципи побудови паливної системи

Характеристики паливної системи авіаційних двигунів. Робочим тілом (паливом) для авіаційних двигунів, яке забезпечує створення тяги та політ повітряного судна (ПС), є керосин, що зберігається в паливних баках літака.

Залежно від місця розташування, паливні баки класифікуються на лівий, правий, центральний, крильові та фюзеляжні, а також додатковий паливний бак, що стаціонарно встановлюється на літаку для збільшення запасу пального при виконанні польотів з дальністю, що перевищує розрахункову.

Паливна система повітряного судна призначена для розміщення пального на борту літака, подачі його до двигунів і допоміжної силової

установки (ДСУ) в усіх можливих умовах експлуатації.

Склад паливної системи

Паливна система включає:

- Паливні баки
- Систему дренажу паливних баків
- Систему централізованого заправлення
- Систему подачі пального до двигунів (систему витрат пального)
- Пристрої керування та контролю паливними системами
- Систему керування та вимірювання кількості пального

Розміщення пального

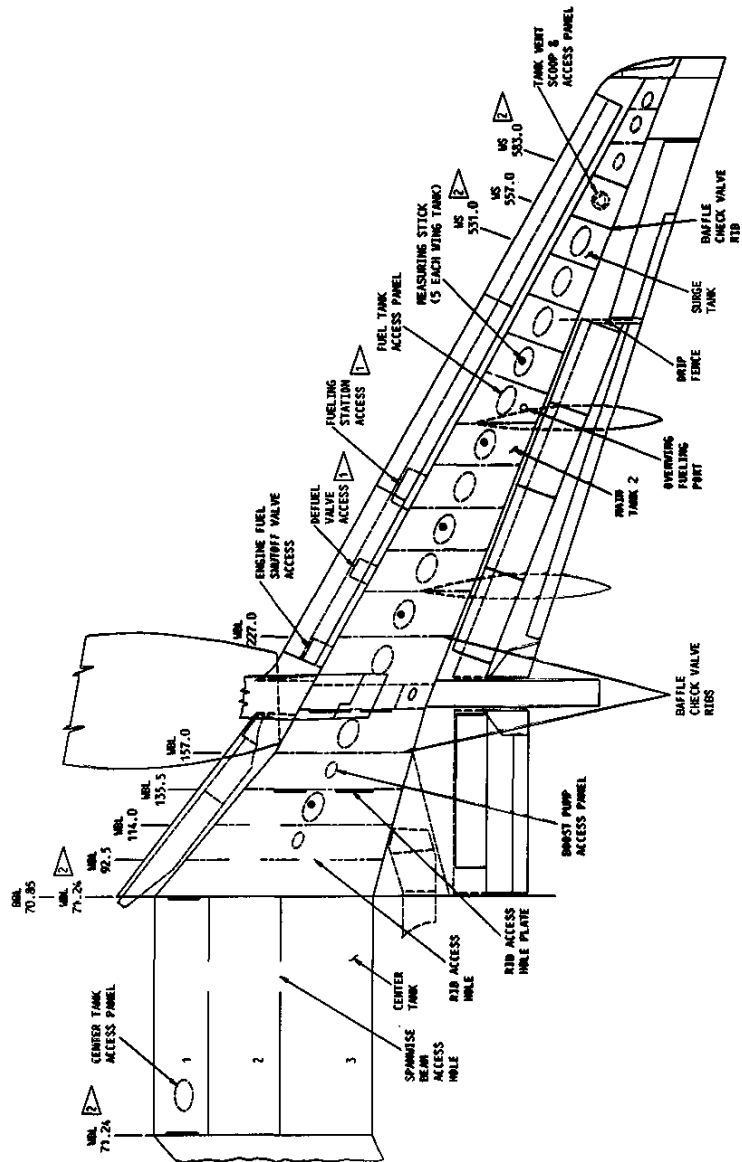
Пальне на повітряному судні розміщується у центропланному баку-кесоні, баках-кесонах крила та, на деяких типах літаків, у паливних баках, розташованих у фюзеляжі. Крильові баки знаходяться в консольній частині крила.

Подача пального до двигунів

Системи подачі пального до двигунів роздільні:

- Ліва система забезпечує паливом двигун(и), розміщений(ні) на лівій консольній частині крила.
- Права система для групи двигунів правої консольної частини крила.
- Центропланний бак є загальним для обох двигунів пального з нього використовується в першу чергу.

Ця конструкція забезпечує ефективну та безпечну подачу пального до всіх двигунів повітряного судна в різних умовах



експлуатації.

Рис .1.1.Розташування паливних люків.

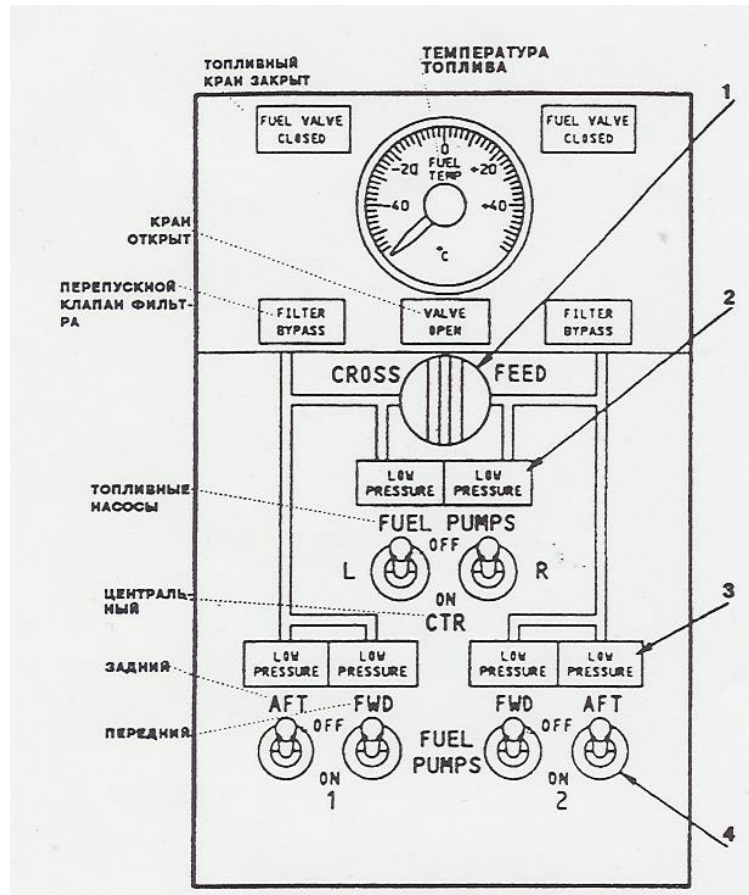
Для забезпечення подачі пального до двигуна (групи двигунів), паливна система яких вийшла з ладу, та перерозподілу пального між лівими та правими баками, конструкція паливної системи повітряного судна передбачає наявність магістралі кільцювання.

Магістраль кільцювання забезпечує можливість:

- Подачі пального до двигуна(ів) одного напівкрила з бака іншого напівкрила.
- Живлення всіх двигунів з одного бака.

- Живлення одного двигуна з двох баків при відкритому крані кільцювання.

Ця система дозволяє гнучко керувати розподілом пального, забезпечуючи надійну роботу двигунів у разі відмови окремих компонентів



паливної системи.

Рис.1.2 Пульта керування

1. Перемикач крана кільцювання;
2. Сигналізатор низького тиску в колі паливного насоса центрального бака;
3. Сигналізатор низького тиску паливного насоса основних баків;
4. Вимикач паливних баків.

Система подачі пального до двигунів (система витрат пального) призначена для безперебійного постачання пального до двигунів та допоміжної силової установки (ДСУ) в усіх можливих умовах експлуатації

літака.

До складу системи подачі пального до двигунів входять:

- Відцентрові насоси з електричним приводом
- Сигналізатори тиску
- Перекачувальні струминні насоси
- Електропривідні перекривні крани
- Зворотні клапани, встановлені в паливних трубопроводах та міжвідсікових стінках (нерв'юрах)
- Трубопроводи
- Штуцери для консервації двигунів і ДСУ
- Пристрої керування та контролю

Подача пального до двигуна здійснюється з витратного відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами.

Система подачі пального кожного двигуна є автономною і забезпечує витрату пального з власного крильового бака. Крильовий бак поділений на три відсіки: кореневий, передвитратний та витратний. Бак центроплана є загальним для всіх двигунів.

Процес витрат пального за допомогою працюючих насосів з електричним приводом відбувається в такому порядку: спочатку витрачається пальне з центропланного бака, далі з крильових баків, а в крильових баках послідовно з кореневого, передвитратного та витратного відсіків. З витратного відсіку пальне подається безпосередньо до двигуна.

Перекачування пального з бака центроплана до корневих відсіків крильових баків здійснюється струминними насосами через трубопроводи, прокладені через гермонерв'юри. На трубопроводах за струминними насосами встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню пального з крильових баків до центропланного бака.

Для забезпечення наповнення передвитратного та витратного відсіків паливом при непрацюючих електричних насосах встановлені зворотні

клапани. Подача пального до двигунів

Подача пального до кожного двигуна здійснюється за допомогою відцентрових насосів з електроприводом змінного струму. У паливних трубопроводах встановлюються сигналізатори мінімального тиску пального.

Трубопроводи, що живлять двигуни паливом, з'єднані між собою трубопроводом, в якому встановлений кран кільцювання з електричним приводом. У разі відмови одного двигуна та закритому положенні крана кільцювання, для використання всього запасу пального можливе перекачування пального з одного крильового бака в інший через кран зливання і відповідний крильовий кран заправлення. В цьому випадку кран зливання та крани заправлення виконують функцію кранів перекачування.

Подача пального до ДСУ здійснюється насосом постійного струму з електричним приводом, який встановлений в правому крильовому баці. При працюючих основних електроприводних насосах подача пального здійснюється з лівого крильового бака. При відкритому крані кільцювання подача пального до ДСУ може здійснюватися також з правого крильового бака.

Ця система забезпечує надійну подачу пального до двигунів і ДСУ в усіх можливих умовах експлуатації літака.

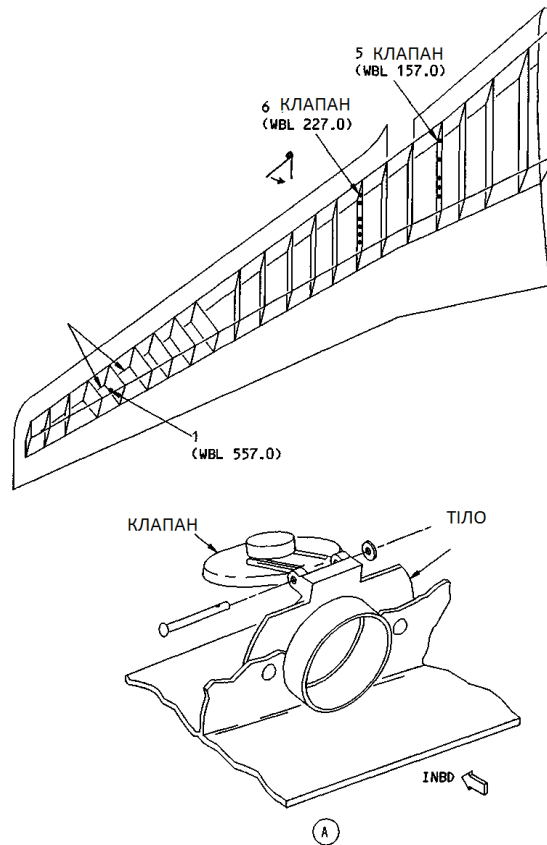


Рис.1.3.Розташування клапанів в крильових баках.

Система централізованого заправлення (СЦЗ) призначена для заправлення повітряного судна (ПС) паливом від наземних заправних засобів. Вона також дозволяє відкачати паливо з магістрального трубопроводу після завершення заправлення.

СЦЗ включає:

- Штуцер централізованого заправлення: для приєднання шланга заправлення та прийому пального під тиском (він оснащений клапаном, що запобігає витокі пального після від'єднання шланга).
- Трубопроводи заправлення.
- Перекривний кран зливання з електричним дистанційним керуванням: для з'єднання магістралі централізованого заправлення з системою витрат пального.
- Перекривні крани заправлення з електричним дистанційним

керуванням: для перекриття заправних трубопроводів, що підводять пальне до баків.

- Клапани з гідравлічним керуванням: для перекриття заправних трубопроводів у разі відмови електричних кранів заправлення.

- Поплавкові клапани: для керування клапанами з гідравлічним керуванням.

- Вакуумні клапани: для підведення повітря до магістрального трубопроводу заправки при відкачуванні пального після завершення заправлення.

- Сигналізатори тиску: для закриття всіх кранів заправлення та включення звукової та світлової сигналізації при підвищенні тиску в паливних баках і магістральному трубопроводі заправлення.

- Пульти контролю та керування заправленням (ПККЗ): що входить до складу системи керування та вимірювання пального (СКВП).

Заправлення баків паливом здійснюється централізовано через бортовий штуцер заправки, розташований у правому обтічнику шасі. Пальне подається під тиском через магістральний трубопровід до перекривних кранів заправлення з електричним керуванням, а далі по трубопроводах до баків літака. Необхідний рівень заправлення баків забезпечується автоматичним (за сигналами СКВП) або ручним закриттям перекривних кранів заправлення.

Система централізованого заправлення має світлову та звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в баках і трубопроводі заправлення.

При необхідності заправлення ПС паливом може здійснюватися за допомогою заправного пістолета через заливні горловини, розташовані у верхніх панелях крила кожного бака.

Керування паливною системою сучасного ПС здійснюється

дистанційно з щитків, встановлених у кабіні екіпажу, та з пульта керування централізованим заправленням, розташованого, як правило, у районі штуцера заправлення. З цього ж пульта здійснюється керування краном централізованого зливання пального та контроль наявності вільної води.

Керування та контроль подачі пального до допоміжної силової установки (ДСУ) здійснюється з пульта керування ДСУ.

Система керування та вимірювання пального (СКВП) взаємодіє з наступними системами:

- Системою керування загальнолітаковим обладнанням (СКЗЛО)
- Бортовою системою технічного обслуговування (БСТО)
- Бортовим пристроєм реєстрації (БПР)
- Літаковим відповідачем керування повітряним рухом
- Бортовою системою контролю двигунів (БСКД)
- Блоком керування контролю ДСУ
- Системою безплатформної курсової вертикалі

На основі інформації, отриманої від системи керування та індикації паливної системи, та закладених програм функціонування, система забезпечує:

- Видачу інформації для формування мнемонічного кадру про стан та параметри паливної системи для БФІ (бортового функціонального індикатора)

- Приймання інформації про відмови паливної системи
- Контроль мережі збору інформації та ланцюгів зв'язку з СКЗЛО
- Зв'язок паливної системи з обчислювальною системою літаководіння
- Виведення повідомлень попередження на БФІ
- Виведення рекомендацій щодо парирування відмов паливної системи на БФІ.

- Виведення звукового супроводження повідомлень в апаратуру внутрішнього зв'язку

На основі інформації, отриманої від системи керування та індикації паливної системи, та закладених програм функціонування, БСТО забезпечує:

- Запам'ятовування інформації про відмови у поточному та попередньому польотах
- Видачу інформації про відмови до апаратури організації зв'язку у польоті для передачі на землю
- Формування повідомлень про поточні та запам'ятовані відмови для виведення на екрани пультів обчислювальної системи літаководіння

БПР реєструє інформацію про:

- Сумарну кількість пального на борту
- Резервний залишок пального
- Іншу інформацію (в залежності від типу повітряного судна)

Літаковий відповідач забезпечує передачу на землю диспетчерам керування повітряним рухом інформації про залишок пального на борту у відсотках від максимальної кількості заправленого пального.

Електроживлення паливної системи здійснюється від бортових (наземних) джерел електричного живлення змінного струму напругою 115/200 В частотою 400 Гц та постійного струму напругою 27 В.

1.3. Порівняльна характеристика паливної системи повітряних суден

Паливо зберігається у трьох баках, розташованих у крилі та центроплані (рис.1.4). Бак 1 та бак 2 інтегровані зі структурою крила, тоді як центральний бак знаходиться між корневими секціями крил у фюзеляжі.

Кожен бак оснащений електричними підкачуючими насосами, що подають паливо до відповідного двигуна через перекиривний клапан. Механічні насоси з приводом від двигуна також можуть всмоктувати

на відповідний перемикач або при переміщенні ручки керування двигуном у положення «CUTOFF».

Паливні колектори взаємозв'язані за допомогою клапана кільцювання, що також працює від постійного струму. Цей клапан забезпечує подачу палива до обох двигунів з будь-якого баку.

Зворотні клапани в паливній системі забезпечують правильний напрямок потоку палива та запобігають перетіканню палива між баками. Зворотні клапани центрального бака відкриваються при низькій різниці тиску, за якими слідує клапани баків 1 та 2, що забезпечує використання палива спочатку з центрального бака, а потім з основних баків.

Система вентиляції паливних баків призначена для запобігання пошкодженню крила та уникнення голодування двигунів через надлишковий позитивний або негативний тиск у баках, а також для підтримання нормального тиску в баках. Паливні баки вентилуються через середні резервуари, які, у свою чергу, вентилуються через отвори на кінцівках крил. Датчик у баку 1 дозволяє контролювати температуру палива в системі.

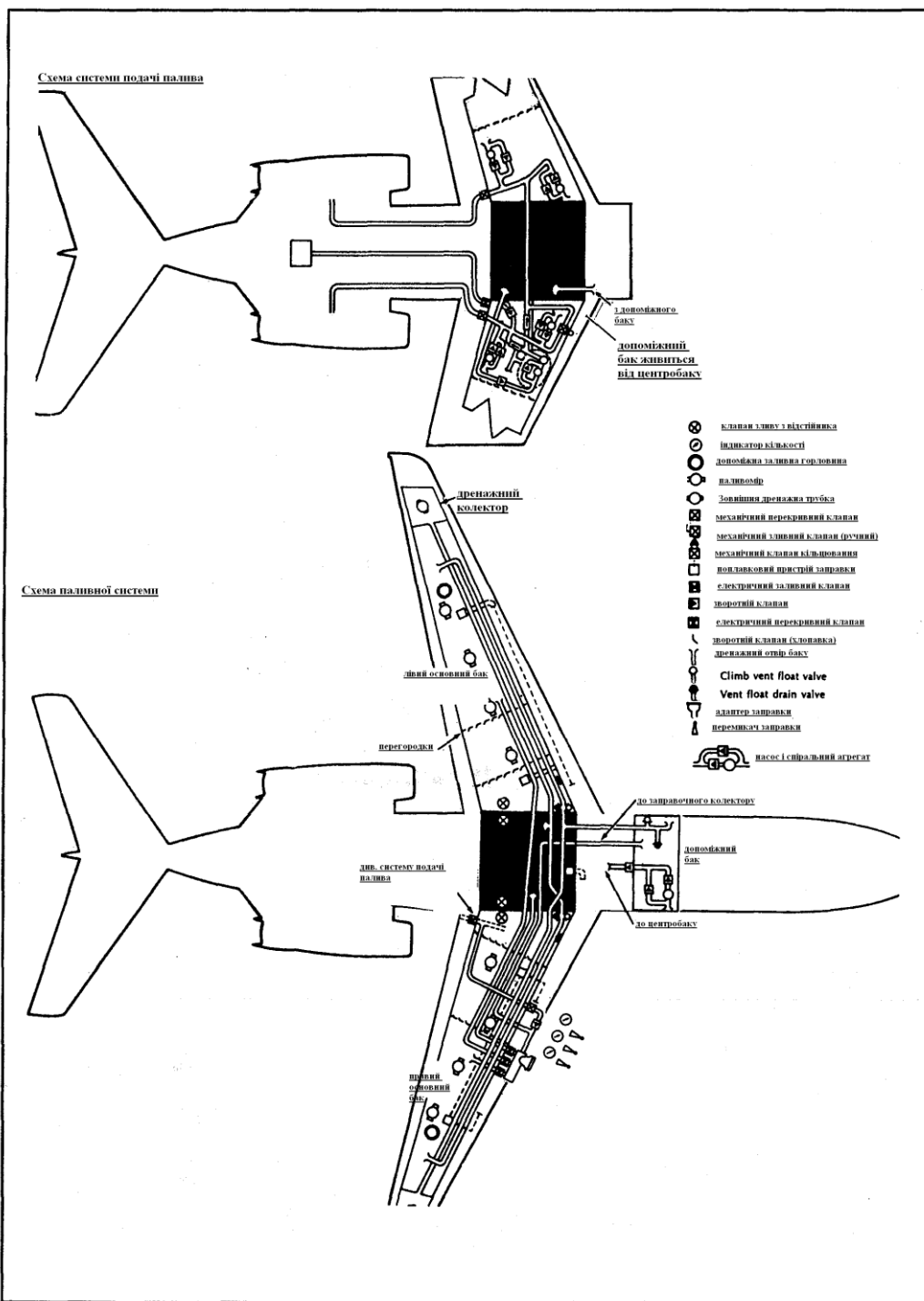
Розподіл палива здійснюється за допомогою двох підкачуючих насосів у кожному баці. Паливо підкачується з баку до витратного баку через протипожежний клапан, а потім через паливопровід через фюзеляж до двигуна. Клапан кільцювання дозволяє постачати пальне до двигунів з витратного баку. Паливопровід ДСУ з'єднаний з правим витратним колектором всередині правого витратного баку.

Особливістю паливної системи DC-9 є централізована заправка (рис.1.6). Адаптер централізованої заправки разом з регулятором розташований на передній кромці правого крила, приблизно посередині. Контрольна панель заправки розташована поряд з адаптером, що усуває необхідність присутності працівників у кабіні під час заправки. В основних баках автоматичне перекидання виконується двома поплавковими

перемикачами в кожному баці. Заправні горловини на крилі також присутні для кожного бака.

Кожен заправний клапан може приводитися в дію як з панелі заправки, так і вручну, що дозволяє заповнення до будь-якого рівня, навіть у випадку відмови автоматичної системи. Злив палива здійснюється через заправочний адаптер за допомогою механічного зливного клапана та працюючого підкачуючого клапана в баці. Ця система також дозволяє перекачувати

паливо з одного баку в інший під час стоянки літака на



землі.

Рис .1.6. Паливна система літака DC-9

Паливні баки (рис. 1.7) використовуються для зберігання палива в провітрюваних відсіках крила, центроплані та горизонтальному стабілізаторі.

Паливні баки поділяються на:

- Два запасних баки
- Чотири основних баки
- Один центральний бак
- Баки в горизонтальному стабілізаторі

Ці відсіки є цілісними та мають ущільнену структуру для зберігання палива і вентиляції.

На кінці кожного крила розташовані відстійні баки, які не використовуються для зберігання палива, а призначені для утримання витікшого палива. У горизонтальному стабілізаторі також є відстійний бак, розташований у правій секції. Ці баки виконують функцію дренажних колекторів, аналогічно до системи на літаку L-1011.

Центральна ділянка крила виконує функцію як конструктивного елементу літака, так і паливного бака. Поперечні елементи крила розділяють його на п'ять відсіків. Ці відсіки не ущільнені та не відокремлені один від одного. Верхні відсіки кесонного бака мають покриття, яке утворює бар'єр для палива.

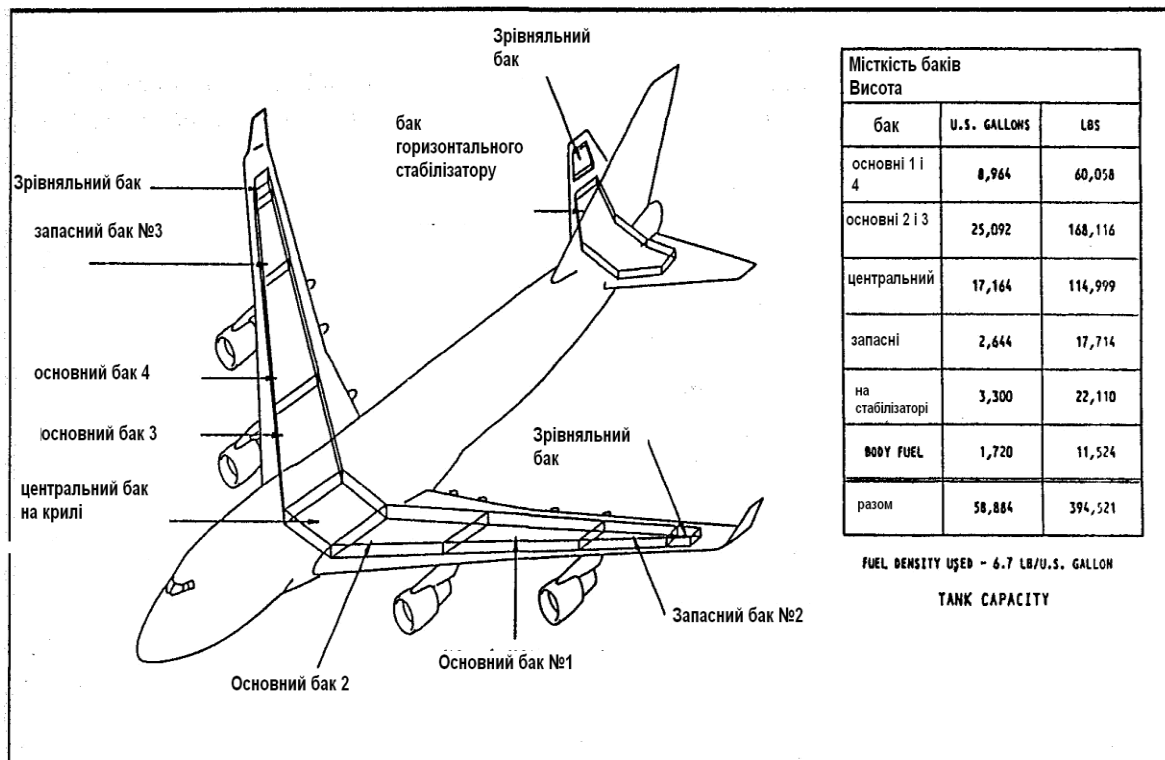


Рис .1.7. Схема паливної системи 747-400

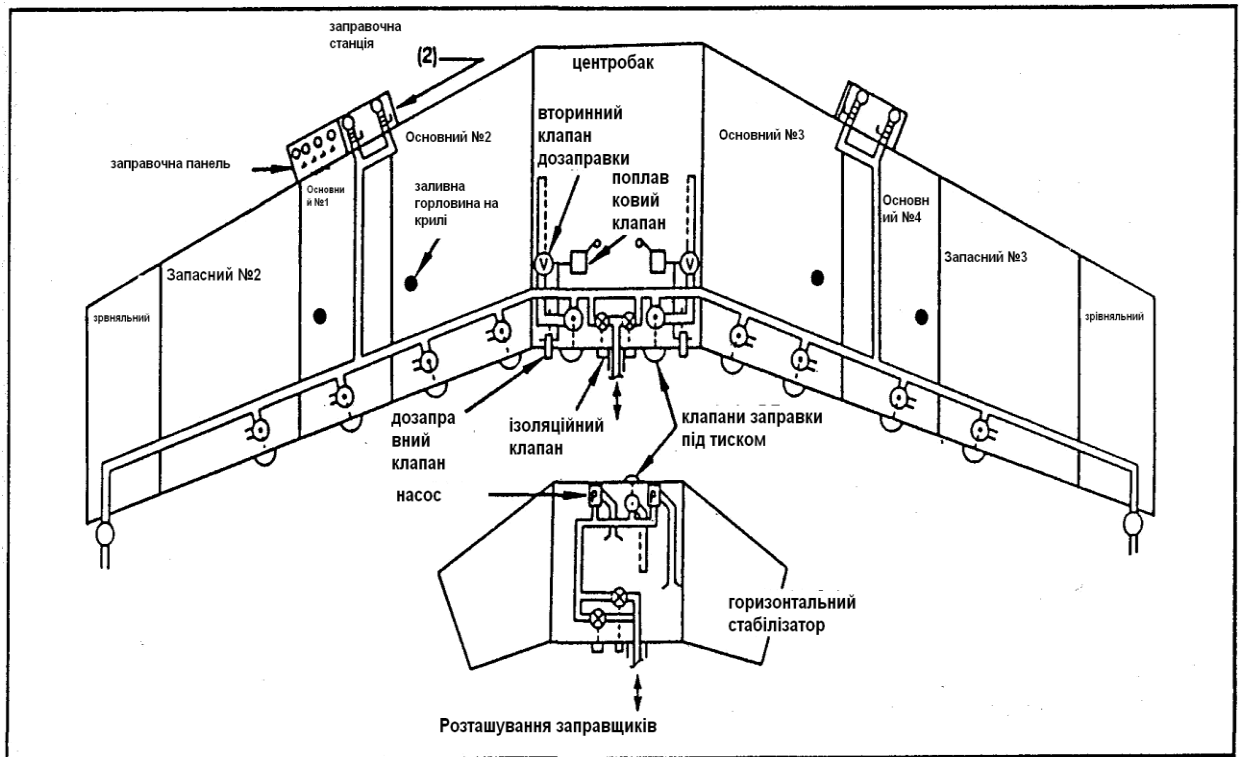


Рис .1.8. Паливна система літака Boeing 747-400

1.4 Ризики та недоліки експлуатації паливної системи

Незважаючи на численні зусилля щодо зниження ризику вибухів у паливних баках за допомогою різних засобів, фундаментальний підхід до безпеки залишається зосередженим на запобіганні виникненню джерел запалювання.

З 1960-х років відбулося п'ять ключових авіакатастроф, пов'язаних із вибухами в паливних баках, які поставили під сумнів основну стратегію безпеки паливних систем великих комерційних літаків:

1. 707 Елктон, Меріленд (8 грудня 1963 р.)

Літак, який перебував на висоті 5000 футів, був уражений блискавкою в ліве крило, що спричинило вибух крила в польоті. Літак зазнав аварії, загинули 81 людина. Літак був заправлений сумішшю Jet A і JP-4.

2. 747 Мадрид (9 травня 1976 р.)

Блискавка вдарила в літак на висоті 5000 футів, що призвело до загибелі 17 осіб. Літак був заправлений JP-4.

3. 737 Маніла (11 травня 1990 р.)

Порожній центральний паливний бак вибухнув під час руху літака по перону аеропорту. Літак був знищений пожежею, загинули 8 осіб. Літак був заправлений паливом типу Jet A.

4. 747 Нью-Йорк (17 липня 1996 р.)

Під час набору висоти до 13000 футів порожній центральний паливний бак вибухнув, розірвавши літак навпіл. Загинули 230 осіб. Літак був заправлений паливом типу Jet A.

5. 737 Бангкок (3 березня 2001 р.)

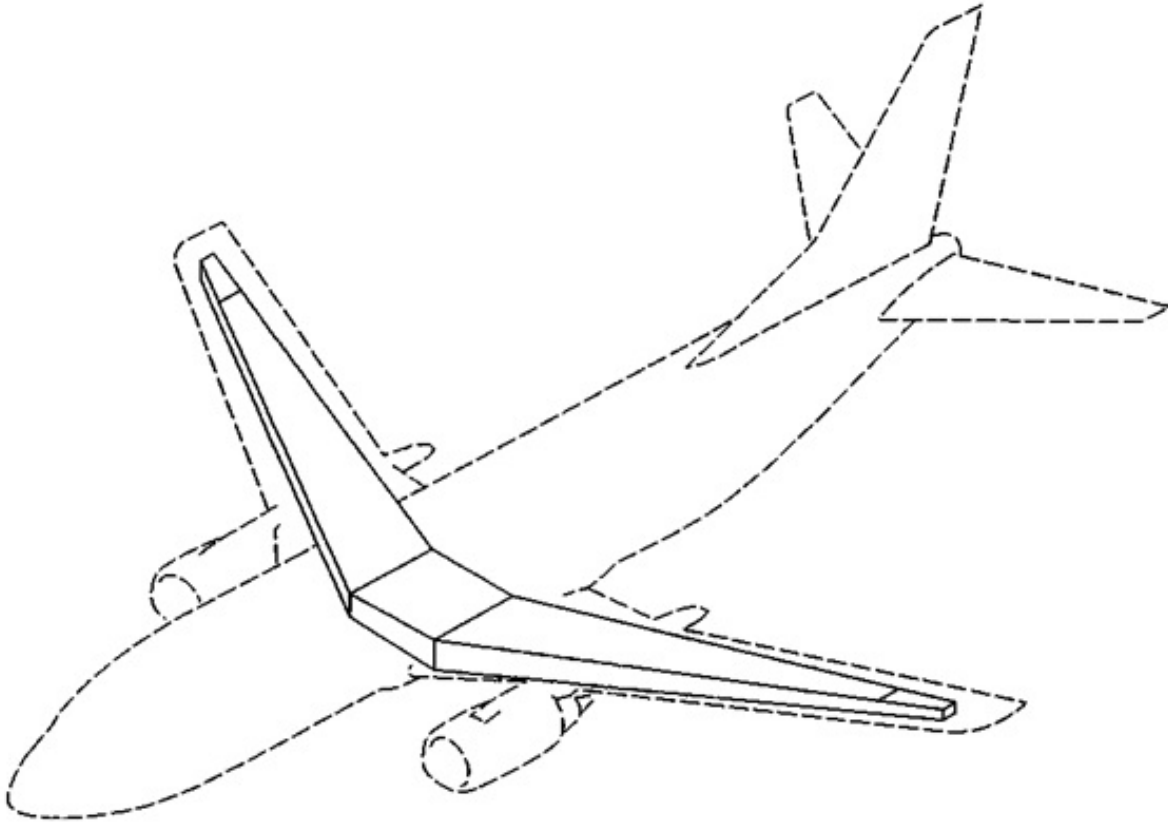
Порожній центральний паливний бак вибухнув під час стоянки літака біля воріт. Літак був знищений пожежею, загинула одна стюардеса. Літак був заправлений паливом типу Jet A.

Ці інциденти підкреслюють необхідність вдосконалення стратегій безпеки для запобігання вибухам у паливних системах великих комерційних літаків.

РОЗДІЛ 2. ПАЛИВНА СИСТЕМА ЛІТАКА БОІНГ 737-300 /400

/500

2.1 Загальні відомості



Паливо зберігається у трьох баках, розташованих у лівій, правій та центральній частині конструкції крила. Основні паливні баки №1 і №2 інтегровані в конструкцію крила. Центральний бак знаходиться в кореневій області крила в зоні фюзеляжу.

Кожен бак оснащений електричним підкачуючим насосом, який подає паливо безпосередньо до відповідного двигуна через відсічний паливний кран або до одного, або до обох двигунів через кран кільцювання живлення і відсічний паливний кран двигуна. Механічний паливний насос, приводжений в дію від двигуна, також подає паливо з двох основних баків. Паливо для роботи допоміжної силової установки зазвичай подається з лівої сторони основного привода.

баці. Індивідуальні датчики тиску контролюють вихідний тиск кожного насоса.

Паливні насоси з приводом від двигуна забезпечують подачу палива у разі, якщо нормальна робота електричних паливних насосів не забезпечується. Насоси з приводом від двигунів подають паливо через перепускні клапани, розташовані в основних паливних баках №1 і №2. У центральному паливному баку перепускні клапани відсутні. Перепускні клапани основних баків також можуть бути використані для відкачування палива.

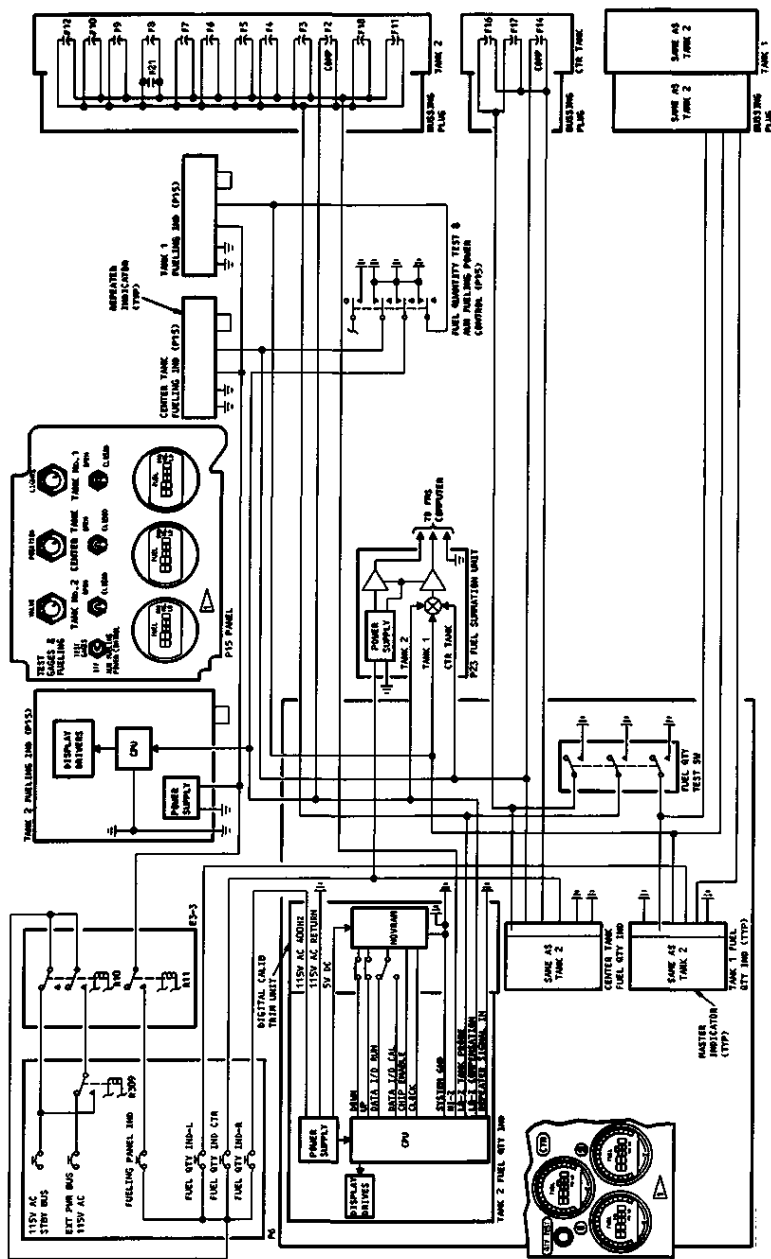


Рис .2.3. Електрична схема паливної системи.

2.2. Подача палива до двигунів

При нормальній подачі палива кожен бак живить відповідний двигун. Підкачуючі насоси зазвичай подають паливо під тиском до двигунів через клапан баку та протипожежний клапан. У разі відмови підкачуючих насосів паливо може подаватися насосами з приводом від двигуна.

Вирівнювач потоку забезпечує рівномірну подачу пального до баків 2L і 2R для запобігання поперечної нестабільності. На деяких літаках це здійснюється вручну шляхом постійного контролю кількості пального в баках. ДСУ постачається паливом з баку 2 через протипожежні клапани.

У разі пожежі двигунів 1 і 3 відповідний клапан можна закрити натисканням на ручку. У разі пожежі двигуна 2 натискання на ручку 2 перекриває аварійні клапани, але залишає відкритими клапани баку 2, забезпечуючи подачу палива до ДСУ. Ручка перекриття ДСУ закриває протипожежні клапани ДСУ. Всі три клапани баку можуть керуватися з кабіни пілота. Три клапани кільцювання забезпечують можливість подачі палива до двигуна/двигунів з будь-якого баку або з кількох баків. Система подачі палива однакова для обох напівкрилах.

Кожен основний бак має відстійник, куди потрапляє паливо з баку. Відстійник запобігає витіканню пального з підкачуючих насосів. Кожен відстійник має один вузол підкачуючого насосу, який складається з двох однакових та взаємозамінних підкачуючих насосів. Насоси можуть працювати окремо один від одного або разом, подаючи пальне до двигуна та до пов'язаних з ним агрегатів кільцювання.

Відсічні паливні крани розташовані в кожному місці кріплення двигуна на крилі. Вони приводяться в дію двигунами постійного струму, які живляться від акумуляторної шини, що працює в "гарячому" режимі. Крани закриваються при витягуванні відповідного вимикача попередження про пожежу двигуна або встановленні важеля запуску двигуна в положення

"CUTOFF".

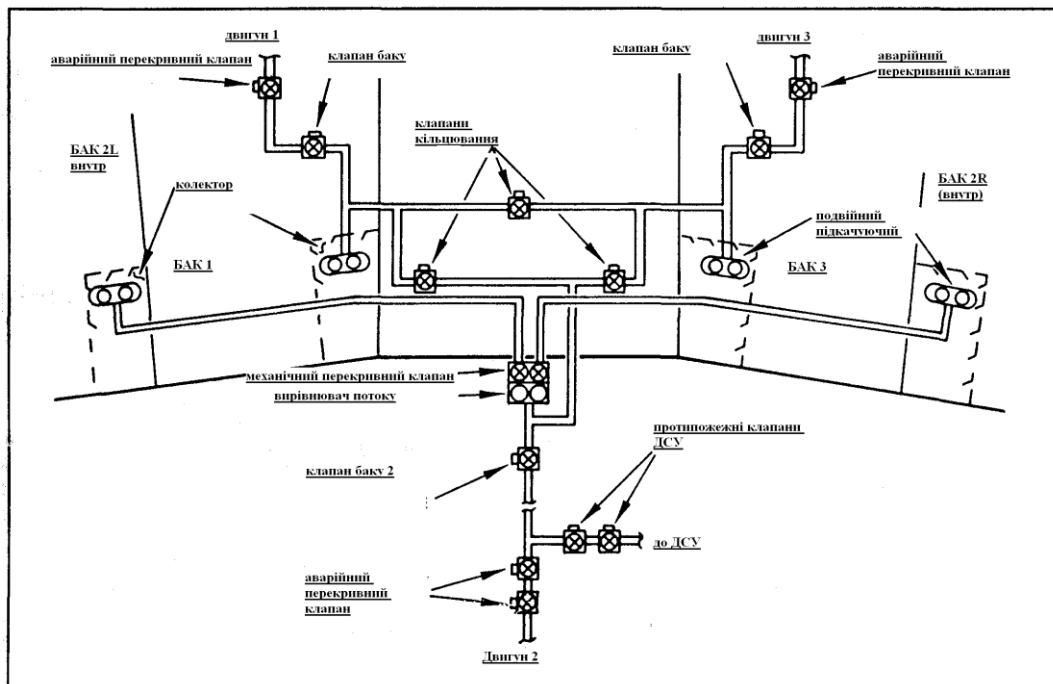


Рис .2.4. Система подачі палива до двигуна

Головні паливопроводи двигунів з'єднані між собою за допомогою крана кільцювання. Цей кран приводиться в дію двигуном постійного струму, живленим від акумуляторної шини, і забезпечує подачу палива до обох двигунів з будь-якого бака.

Зворотні клапани, розташовані по всій паливній системі, гарантують правильний напрямок потоку палива і запобігають перетоку палива між баками. Зворотні клапани центрального бака відкриваються при нижчій різниці тисків, ніж зворотні клапани основних баків №1 і №2. Це забезпечує використання палива з центрального бака перед паливом з основних баків, навіть за умови роботи всіх паливних насосів.

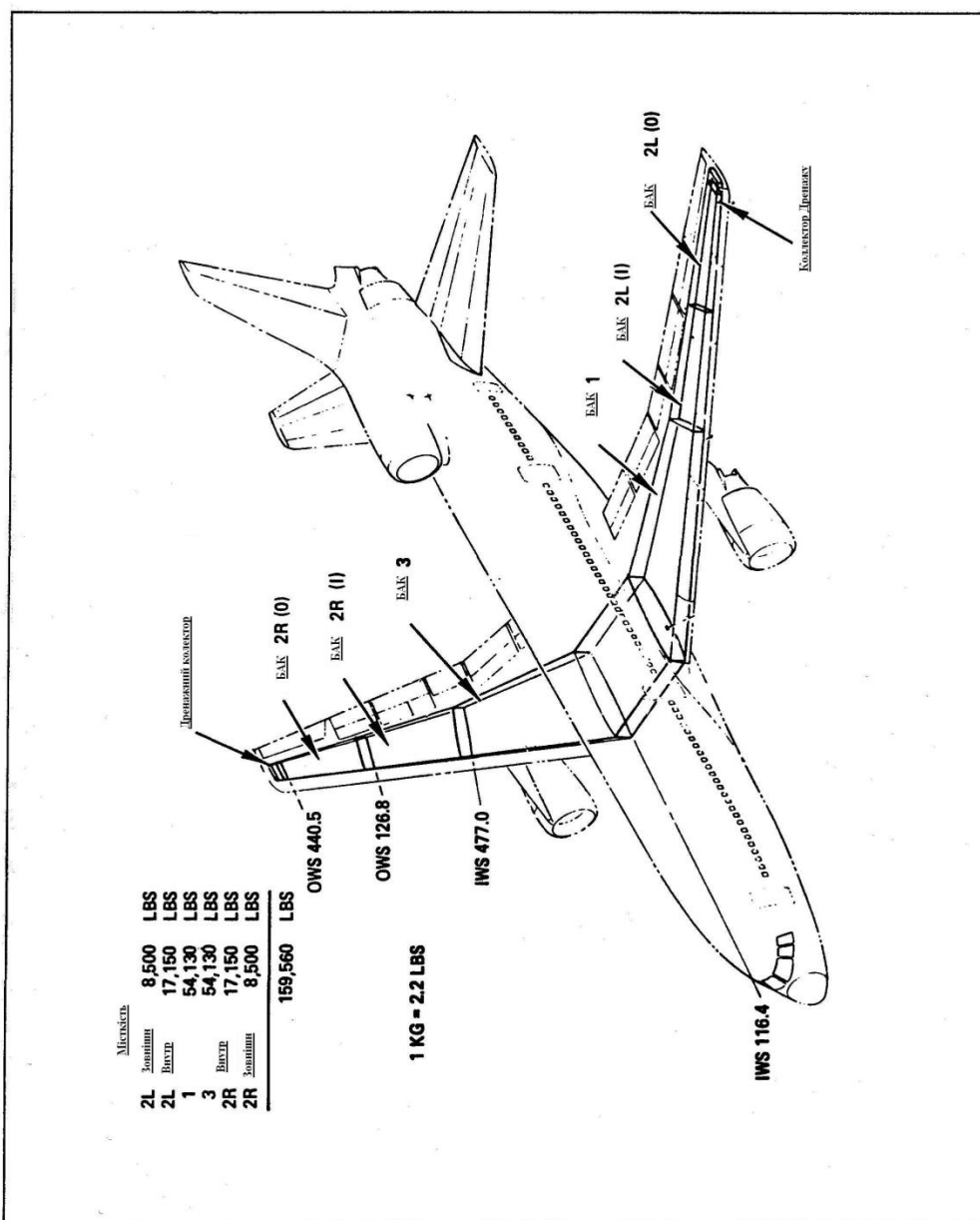
2.3. Паливна система L-1011

Паливні баки літака L-1011 (рис. 2.5) є цілісного типу і розташовані в крилі літака. Розміри паливного бака визначаються переднім та заднім лонжеронами і нервюрами крила. Баки пронумеровані зліва направо: #2L зовнішні та внутрішні, №1, №3 та №2R внутрішні та зовнішні.

Шість окремих відсіків функціонують як три баки. Внутрішні та зовнішні відділення баків 2L та 2R зазвичай постачають паливо до другого двигуна та ДСУ. Баки 1 та 3 живлять двигуни 1 і 3 відповідно. Проте, паливо з будь-якого бака або кількох баків може постачатися до будь-якого двигуна або двигунів за допомогою системи кільцювання. Лівий і правий баки №2 поділені на зовнішнє та внутрішнє відділення герметичною нервюрою. Аналогічно розділені баки 1 та 3, а також баки 2L та 2R.

Дренажний відсік в кожній кінцівці крила забезпечує вирівнювання тиску під час польоту, заправки та дозаправки, а також зупиняє паливо, що потрапляє до вентиляційної системи.

Кожен бак оснащений системою відстою, яка безперервно зливає воду та/або паливо з різних низьких точок баків і постачає його до підкачуючих насосів. Система відстою також видаляє паливо, що потрапило



баків.

Рис .2.5. Розташування баків на L-1011

2.4. Заправка під тиском

Система паливних баків однакова для обох напівкрил. На рис. 2.6 зображене ліве напівкрило. Система складається з перекривних клапанів, форсункових адаптерів та паливного колектора (на рис. 2.6 затемнені лінії). Кожен перекривний клапан оснащений перемикачами високого рівня, встановленими зверху кожного бака, які автоматично закривають клапани, коли баки повні.

Кожен перекиривний клапан заправки має три окремі способи керування:

1. Перемикач високого рівня.
2. Перемикач "відкрито-закрито" на панелі заправки.
3. Перемикач попереднього вибору на панелі заправки.

Ізоляційний клапан колектора дозволяє перехресну заправку за допомогою засобів, приєднаних до обох напівкрил. Цей клапан повинен бути закритий при одночасній заправці з обох сторін.

Якщо заправка під тиском неможлива, L-1011 можна заправити через наповнювачі на крилі. Наповнювачі розташовані в баках №2: один зовні відсіку, один - всередині. У цьому випадку потрібно буде перекачати паливо до баків 1 і

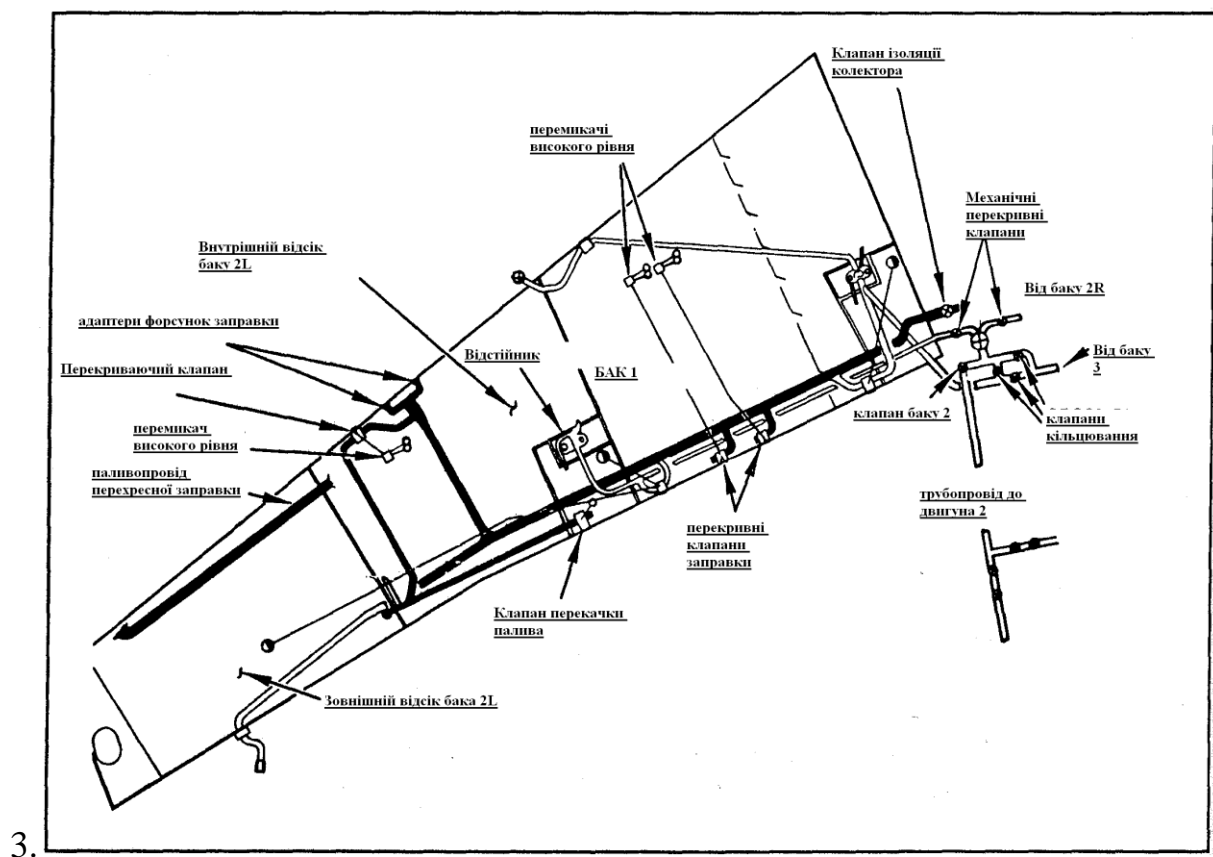


Рис .2.6. Система заправки під тиском, ліве крило L-1011

На рис. 2.7 зображена панель заправки та дозаправки. Два комплекти трикутників представляють два набори адаптерів форсунок на кожному крилі. Чотири індикатори кількості показують рівень палива в паливних баках. Товсті трубопроводи представляють заправочний та дозаправочний колектор. Індикатори закритого клапана показують стан перекривних клапанів кожного бака. Колінчаті перемикачі використовуються для керування перекривними клапанами.

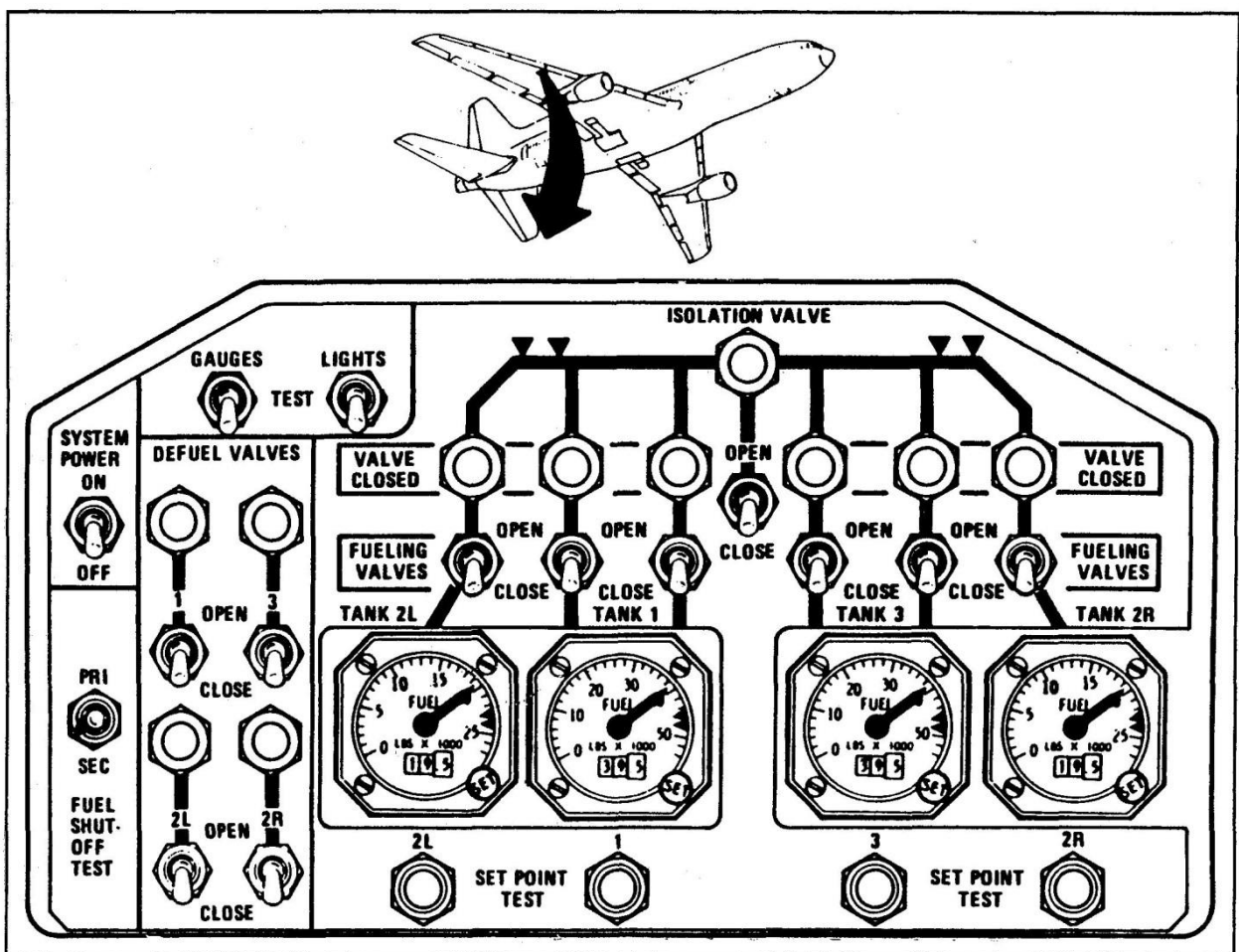


Рис .2.7. Панель заправки/дозаправки L-1011

Індикатор ізоляційного клапана відображає стан клапана ізоляції колектора. Електромагнітний соленоїд, розташований під індикатором, контролює цей клапан. Уявіть, що перемикачі заправки та індикатор закритого клапана замінені відповідними дозаправочними індикаторами та

електромагнітним перемикачем. У такому випадку панель схематично зображує процес дозаправки. Під час одночасної заправки двох напівкрил ізоляційний клапан колектора повинен бути закритим, щоб запобігти перетіканню палива.

Система живлення панелі оснащена електромагнітним перемикачем (соленоїдом), який забезпечує енергією всю панель. Ручки, розташовані в нижньому правому куті кожного індикатора, використовуються для попереднього вибору необхідної кількості палива в кожному баку. Ручка управління повертається до тих пір, поки стрілка індикатора не встановиться на необхідній позиції, яка відповідає необхідній кількості палива. Коли потрібна кількість пального досягнута, відповідний індикатор на панелі гасне, і відповідний клапан закривається, про що свідчить загоряння індикатора закритого клапана.

Два адаптери заправочного шланга (рис. 2.8) розташовані на лівій і правій частинах крила. Кожен адаптер складається з кожуха у формі ліктя, зворотного клапана з пружиною, захисної кришки та штикового фланця, який підтримує шланг під час заправки. Штиковий фланець розроблений таким чином, щоб запобігти пошкодженню вузла адаптера у разі виникнення надлишкової сили під час заправки. Штиковий фланець легко знімається без необхідності демонтажу адаптера.

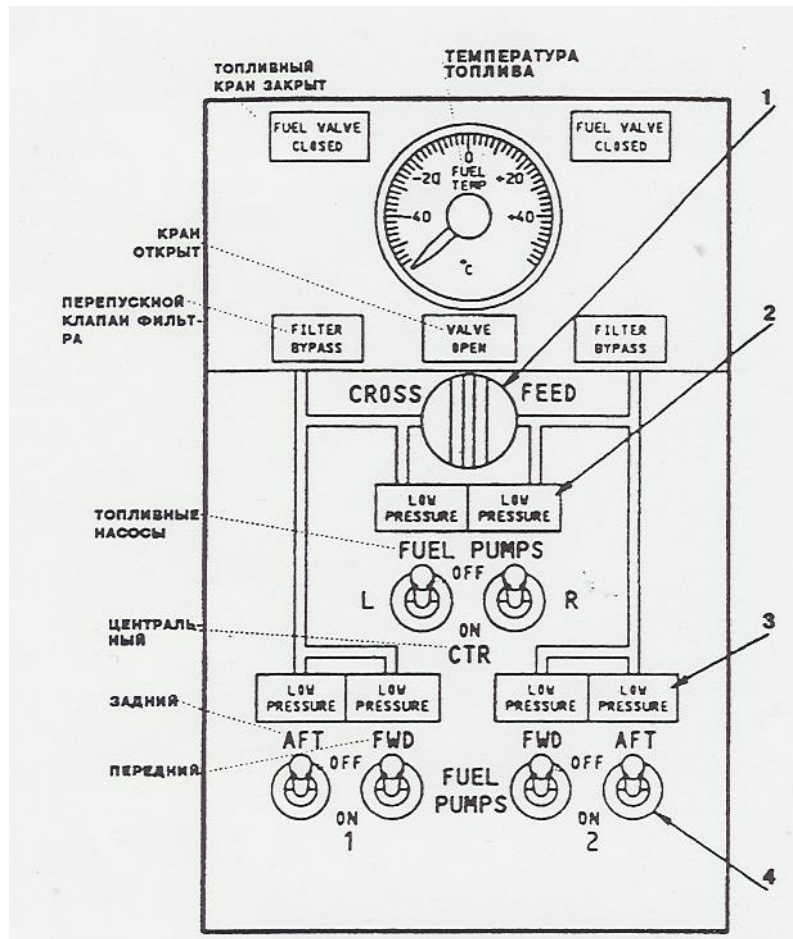
Тарілчастий клапан запобігає витоку палива з колектора. Якщо просочування все ж таки відбувається, навантажений пружиною ущільнювач на кришці запобігає витіканню палива до передньої кромки крила. Заправка під тиском виконується шляхом перекачування пального в баки літака під максимальним тиском 50 PSI.

Рис .2.8. Адаптери для шлангів

2.5. Відкачуючі струменеві насоси центрального бака.

Коли обидва вимикачі паливних насосів центрального бака знаходяться в положенні "OFF", відсічний клапан для відкачування палива

відкривається. Це дозволяє тиску палива від переднього насоса основного бака №1 керувати струминним насосом центрального бака, який перекачує залишкове паливо з центрального бака до основного бака №1. Через 20 хвилин відсічний клапан для відкачування палива автоматично

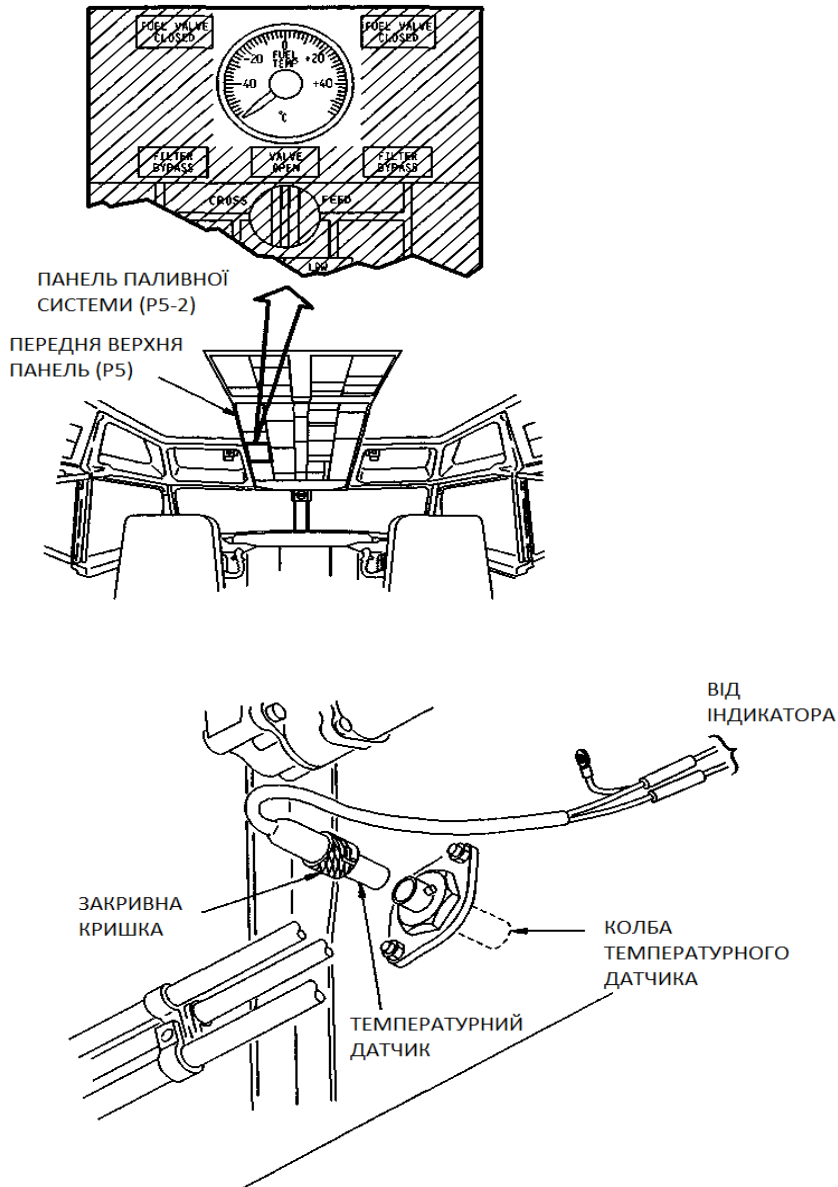


закривається.

Рис .2.9. Верхня панель переднього пульта

1. Перемикач крана кільцювання;
2. Сигналізатор низького тиску в колі паливного насоса центрального бака;
3. Сигналізатор низького тиску паливного насоса основних баків;
4. Вимикач паливних баків.

Призначення дренажної системи паливних баків полягає в запобіганні руйнуванню крила через створення надмірного позитивного або



негативного тиску всередині паливних баків, а також у підтримці стабільного тиску повітря в баках. Дренаж паливних баків здійснюється в зрівняльні баки, які відводять дренаж через окремі отвори на кінцівках крила.

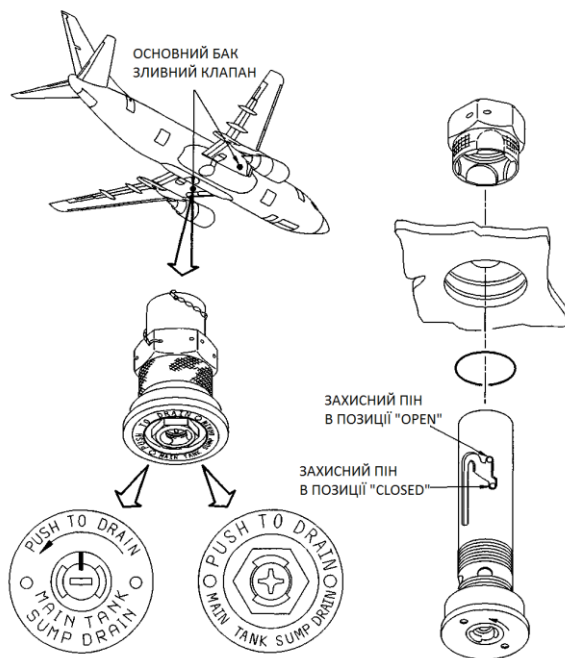
2.5. Температура палива

Датчик, розташований в основному баку №1, дозволяє контролювати температуру паливної системи. Система індикації температури отримує живлення від джерела змінного струму.

Рис .2.10. Датчик паливної системи.

2.6. Подача палива допоміжної силової установки (ДСУ)

Коли паливні насоси, які працюють від змінного струму, активні, паливо для допоміжної силової установки подається через паливопровід,



розташований з лівого боку. Якщо ці насоси не працюють, паливо всмоктується з основного бака №1. Швидка заправка і злив палива здійснюються за допомогою системи централізованої заправки під тиском через

горловину, розташовану в правому крилі. Станція заправки також використовується для наземного перекачування палива між баками. У разі відсутності обладнання для централізованої заправки під тиском через нижню частину крила, заповнення центрального бака може бути виконано лише за допомогою паливозаправника звичайним способом. Ручний кран зливу, розташований зовні двигуна №2, з'єднує систему живлення двигуна з системою заправки палива. Він відкривається для зливу і перекачування палива з бака в бак.

Рис .2.11.Ручний кран зливу.

Система відключення використовується під час заправки паливом, автоматично закриваючи кран заправки паливом в кожному паливному баку, коли бак повний.

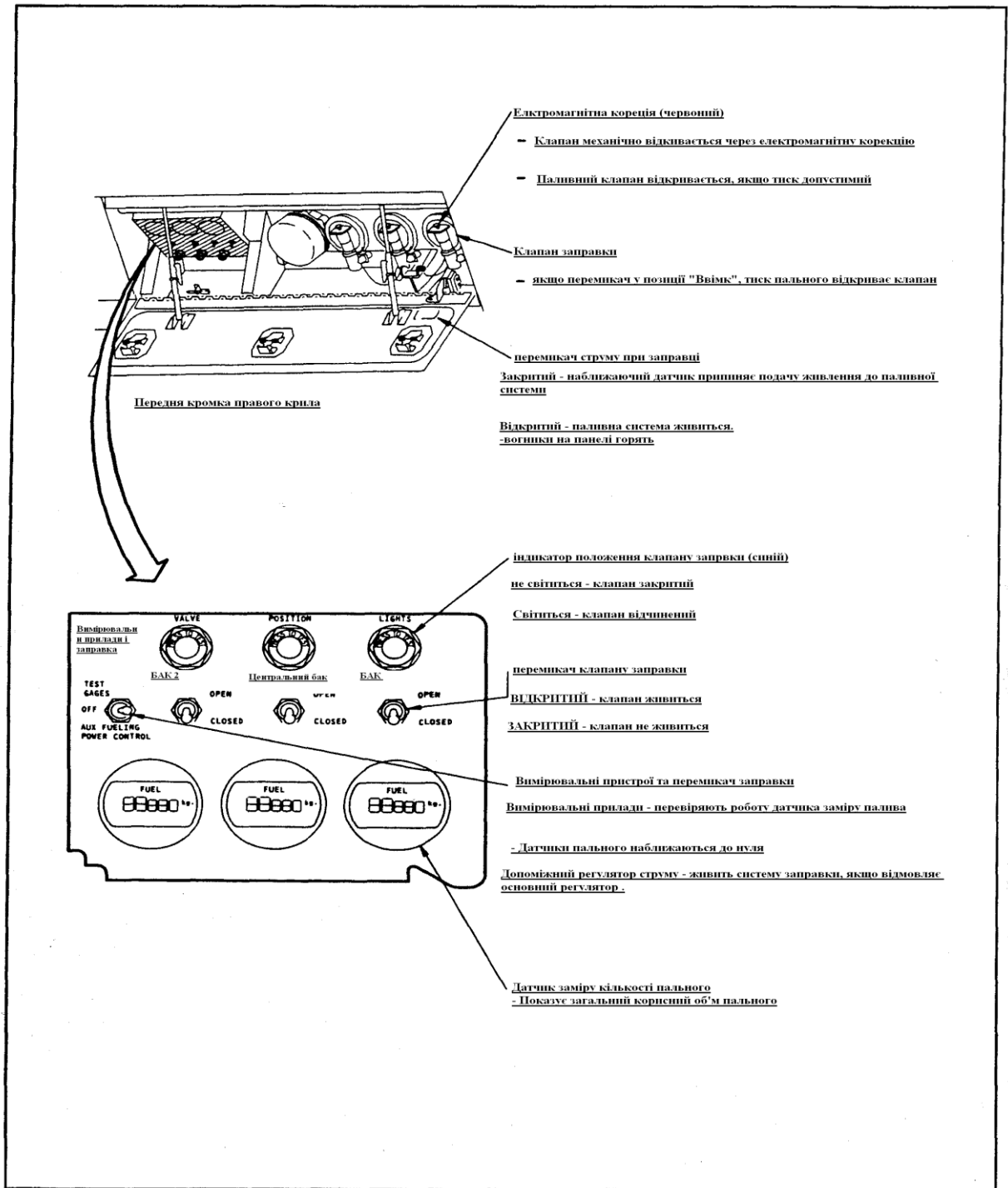


Рис .2.12. Зовнішній пульт керування системою заправки паливом

2.7. Кількість палива

Система вимірювання кількості палива виконує дві основні функції: перша — забезпечення показників кількості палива, друга — подача сигналів мінімального рівня при аварійному зливі або витіканні.

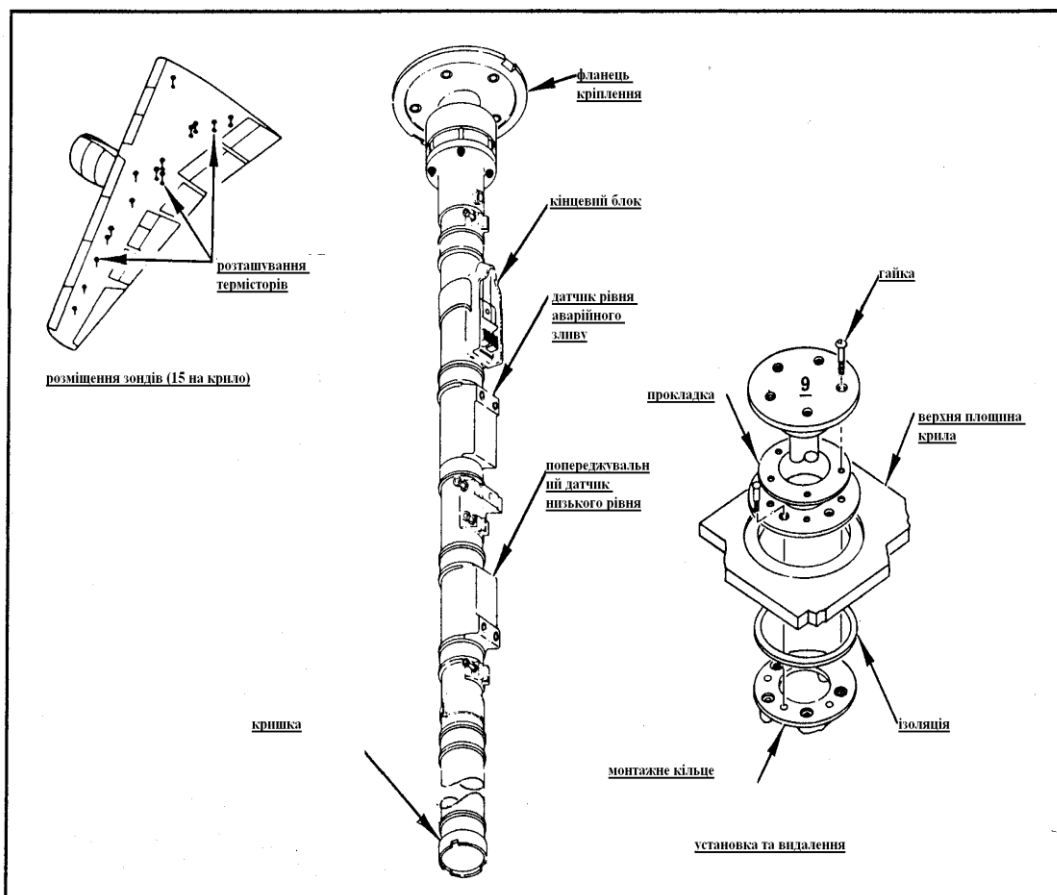
Функція вимірювання кількості палива здійснюється за допомогою датчиків ємнісного типу. Система складається з:

- 30 компенсуючих зондів високої щільності (по 15 у кожному напівкрилі)

- одного змінного конденсатора
- чотирьох сигнальних кондиціонерів
- восьми індикаторів кількості палива
- одного загального індикатора кількості палива

Зонди паливних баків є пристроями ємнісного типу, що складаються з двох металевих трубок, знімного фланця, кришки та кінцевого блоку. Типовий зонд зображений на рис. 2.12. Дві металеві трубки встановлені одна в іншій, а їх концентричність контролюється тефлоновою розпіркою.

Після встановлення в бак зонд функціонує як конденсатор з паливом у якості діелектрика. Металеві трубки виконують роль двох стінок конденсатора, а ємність залежить від рівня палива в баці. Ємність кожного зонда заміряється сигналом кондиціонера, потім перетворюється на постійний струм і приводить у дію індикатори.



Сигнал
ємності палива
("Q", рис. 2.13)
подається з
зонду в баці на
різні тримери
конденсатора,
де він

перетворюється на зрозумілий датчиком. Перетворений сигнал ("QA") передається з тримера конденсатора на кондиціонер, де він перетворюється на постійний струм. Цей сигнал ("QDC") подається на відповідний індикатор, що приводить у дію стрілку датчика.

Рис .2.13. Паливомір

Ця паливна лінійка дозволяє порівняти кількість або вагу палива, визначену за показниками поплавкового паливоміра, з вагою палива, що відображається на індикаторах паливоміра. Зчитування показників поплавкового паливоміра здійснюється шляхом витягування гнучкої шкали поплавкового паливоміра з бака до тих пір, поки шкала не зупиниться або не застрягне.

Показання поплавкового паливоміра зчитуються зі шкали на рівні нижньої обшивки крила та коригуються з урахуванням кутового положення літака згідно з таблицею перетворення/корекції. На кожному основному баці встановлено по 5 мірних паливних

лінійок.

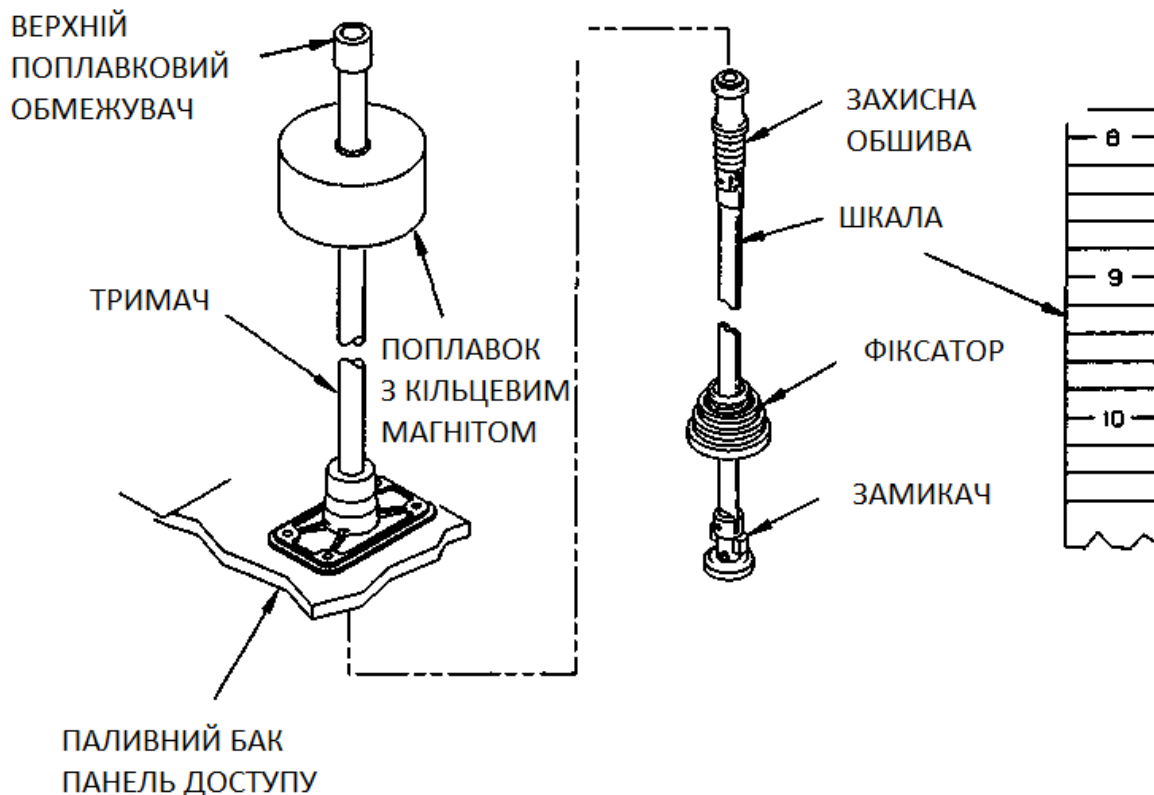


Рис .2.14. Конструкція поплавкового паливоміра

2.8. Система відстою

Система відстою призначена для запобігання потраплянню води в паливо та запобігання розмноженню мікроорганізмів у баках. Система постійно переганяє паливо та/або воду всередині баків.

У цій системі використовуються два основні типи насосів: одинарні, ежекторні та сполучені. Ежекторні насоси (обох типів) застосовуються для відкачування палива з певних ділянок бака. Поперечний переріз типового одинарного відкачувального насоса показаний на рис. 2.15. Сполучений ежекторний насос виглядає як п'ять одинарних насосів, з'єднаних на вхідних та вихідних

отворах.

Рис .2.15.Компоненти відстійника

Пальне проходить через насос на великій швидкості. Це створює негативний тиск на вході. Паливо та/або вода піднімаються з нижніх ділянок баку за допомогою сили всмоктування і відкачується назад у відстійник через вихідні пристрої ежекторного насоса.

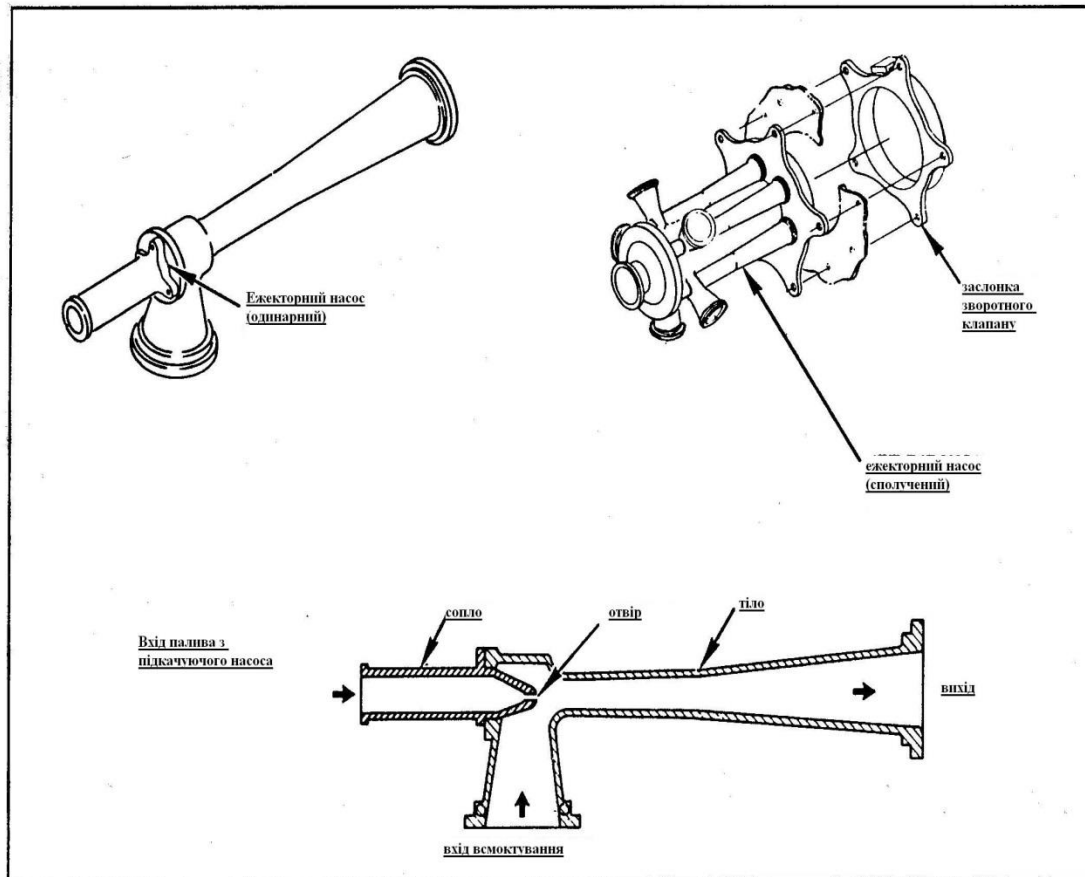


Рис .2.16. Одинарний та сполучений ежекторні насоси

Інша функція системи вимірювання кількості палива полягає в подачі сигналів про мінімальний рівень під час аварійного зливу. Для цього використовуються термістори низького рівня, розташовані на всіх зондах. Термістор — це резистор з негативним температурним коефіцієнтом, який дуже чутливий до охолодження палива. Коли термістор занурений у паливо, він охолоджується, і його опір залишається високим. Коли термістор витягується з палива, його опір знижується.

Два рівні опору, які встановлюються термістором, використовуються для подачі відповідного сигналу на кондиціонер, що передає сигнал "вимк"

або "ввімк" на датчик низького рівня палива. Ці сигнали (позначені як "L") надходять безпосередньо до кондиціонера, вихідний сигнал з якого активує попередження "LOW" та/або закриває один чи кілька клапанів скидання під час процедури аварійного зливу палива. Ця функція запобігає надлишковому зливу пального під час аварійної операції.

РОЗДІЛ 3. МОДЕРНІЗАЦІЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА BOING 737-300 З МЕТОЮ ЗАПОБІГАННЯ САМОЗАПАЛЮВАННЯ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ

3.1 Мета модернізації

На основі аналізу безпеки, проведеного компанією Boeing відповідно до вимог SFAR88, було встановлено, що "Вимоги оцінки допустимих відхилень дефекту системи паливного резервуару" мають критичне значення. Початкові результати аналізу безпеки паливної системи показали, що підкачуючі паливні насоси, які працюють у режимі холостого ходу, можуть перегріватися, що може призвести до вибуху. Також цей стан може

спричинити небажане загоряння паливних випаровувань у паливних баках, що може призвести до пожежі або вибуху.

Підкачуючі паливні насоси часто працюють у режимі холостого ходу протягом тривалого часу через помилки пілотів, які забувають вимкнути їх після закінчення палива в баках.

У цьому дипломному проєкті запропоновано інструкції та необхідні інструменти для встановлення автоматичної системи відключення підкачуючих насосів. Ці насоси встановлені в крильових баках, а також у допоміжному та центральному баках, якщо це передбачено конструкцією. Реле затримки часу встановлене в новому блоці J2802 автоматично відключає підкачуючі насоси, якщо вони працюють у режимі низького тиску протягом 15 секунд. Це реле запобігає тривалій роботі підкачуючих насосів у режимі холостого ходу.

Контроль за цією системою залишається за пілотами, проте передбачено резервний автоматичний вимикач підкачуючих насосів у разі спрацювання індикації "LOW PRESSURE".

Зважаючи на різні типи та модифікації повітряних суден, інструкції були розроблені на прикладі літака Boeing 737-300, який має як крильові паливні баки, так і центральний та допоміжний паливний бак.

3.2 Виконання модернізації

Дана модифікація вимагає заміни джгутів проводів, що йдуть від кабіни пілотів через відсік авіоніки до паливних баків. Потрібно також встановити додатковий блок керування J2802, який пов'язаний з чотирма реле. Кожне реле підключено до відповідного підкачуючого насоса.

Для заміни проводів необхідно забезпечити доступ до всієї проводки панелі Р6 в кабіні пілотів.

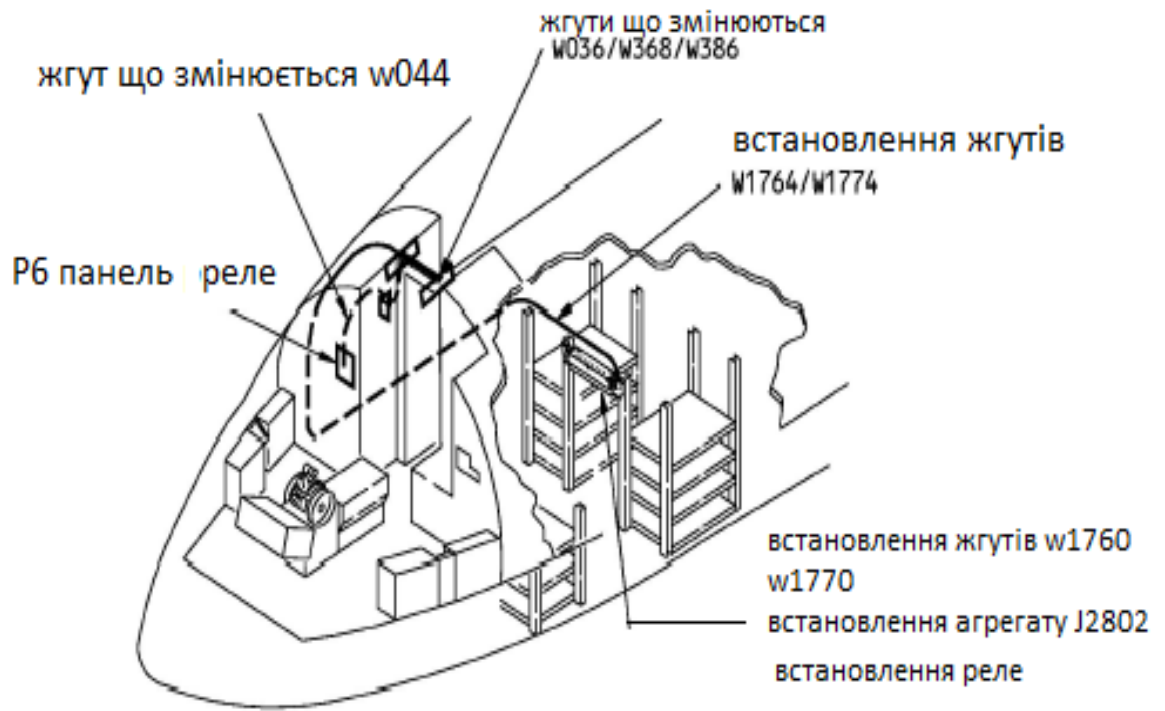


Рис .3.1Заміна джгутів панелі Р6

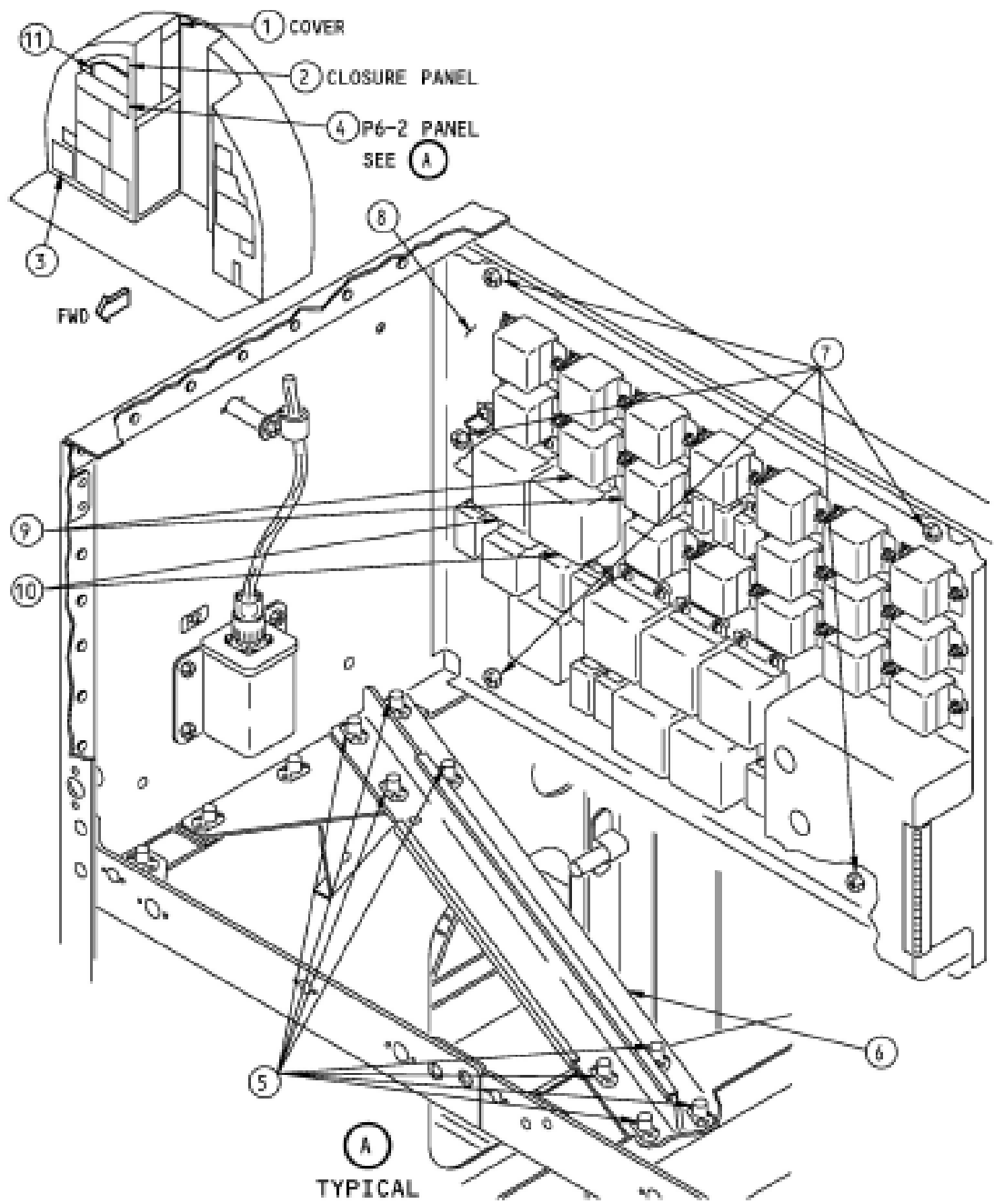


Рис .3.2.Зняття реле з панелі P6-2

Таблиця 1

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Remove / Keep	Cover	65-49815-()	1	
2	Remove / Keep	Closure Panel	69-41661-()	1	
3	Remove / Keep	Cover Panel	69-41661-()	1	The panel has the captive screws.
4	Open	P6-2 Panel	65C25704-()	1	
5	Remove / Keep	Bolt	NAS514P1032-()	8	
6	Remove / Keep	Channel	65-49815-()	1	
7	Remove / Keep	Screw	NAS1801-3-8	5	
		Washer	AN960PD10L	5	
8	Move	Relay Panel	69-73627-()	1	As necessary to get access to the wires and connectors.
9	Remove / Keep	Relay	KCD4N	2	From the relay locations that are identified as R54 and R55 on the relay panel.
10	Remove / Keep	Relay	10-60450-6	2	From the relay locations that are identified as R146 and R147 on the relay panel.
11	Open	P6-1 Panel	65C25704-()	1	

В таблиці 1 вказано необхідні деталі для зняття реле.

Далі переходимо до головного відсіку авіоніки, де і буде встановлений блок J2802. Цей блок керування має захисний короб, який кріпиться на підтримуючих рейках.

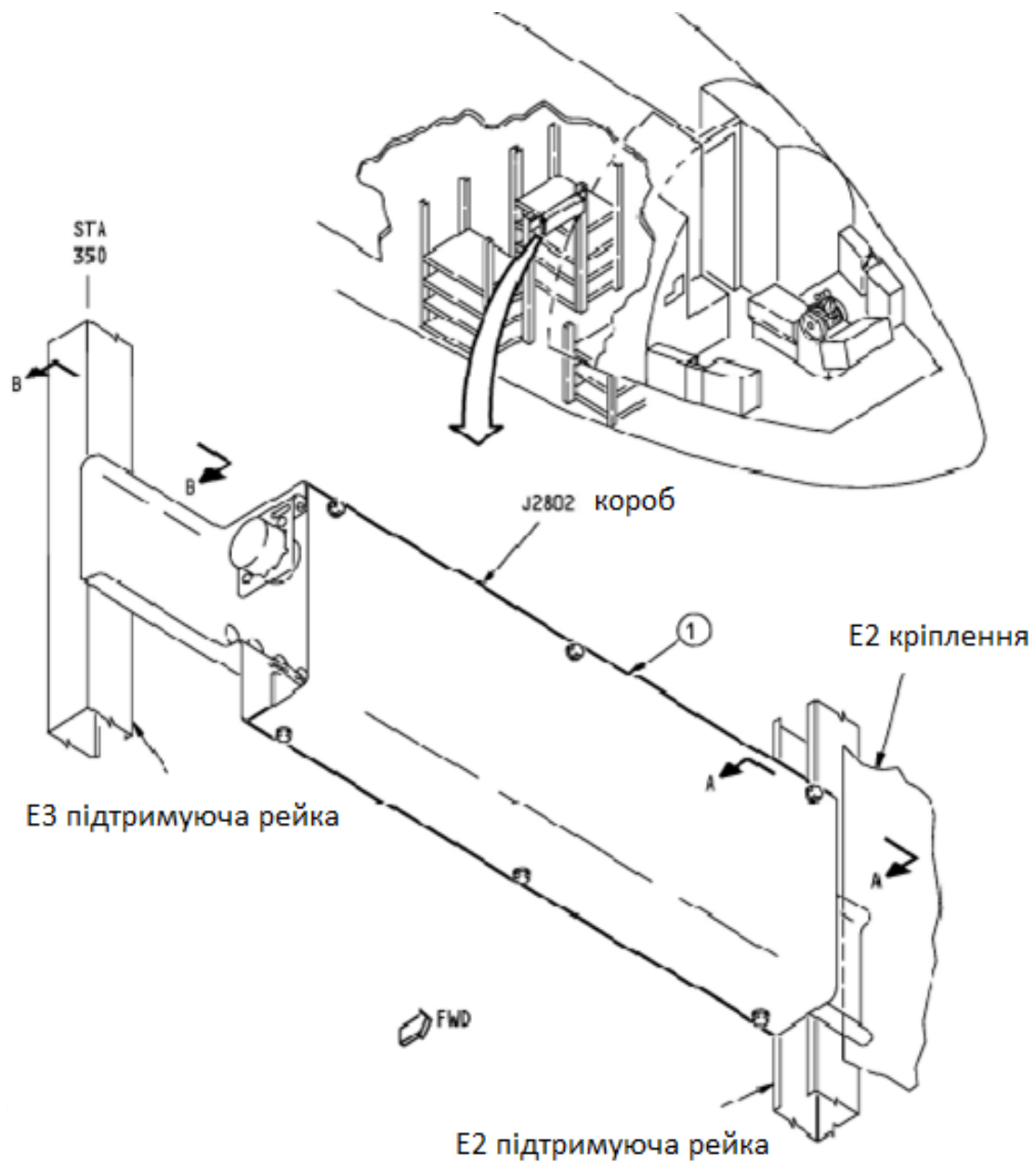


Рис .3.3.Розташування блока J2802 у відсіку авіоніки

Сам блок J2802 з'єднується зі джгутами за допомогою власних роз'ємів та конекторів проводів.

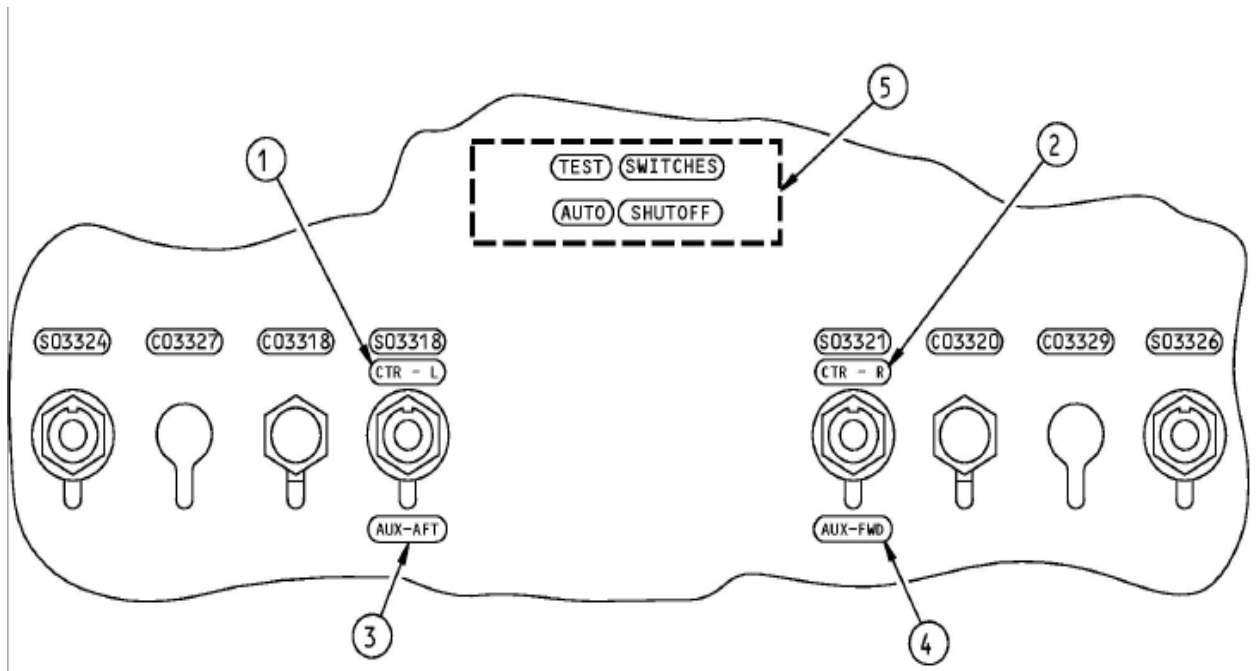


Рис .3.4. Роз'єми блоку J2802

В таблиці 2 вказані необхідні матеріали для позначень роз'ємів.

Таблиця 2

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY
1	Install (New)	Label-CTR-L	65C38484-31	1
	Apply	Top Coat	BAC5710, TYPE 41	-
2	Install (New)	Label-CTR-R	65C38484-32	1
	Apply	Top Coat	BAC5710, TYPE 41	-
3	Install (New)	Label-AUX-AFT	65C38484-33	1
	Apply	Top Coat	BAC5710, TYPE 41	-
4	Install (New)	Label-AUX-FWD	65C38484-33	1
	Apply	Top Coat	BAC5710, TYPE 41	-
5	Install (New)	Label-TEST SWITCHES	65C38484-36	1
		Label-AUTO SHUTOFF	65C38484-37	1
	Apply	Top Coat	BAC5710, TYPE 41	-
6	Install	Wires	W1760, W1770	-

Під'єднання джгутів W1760/W1770 до блоку J2802.

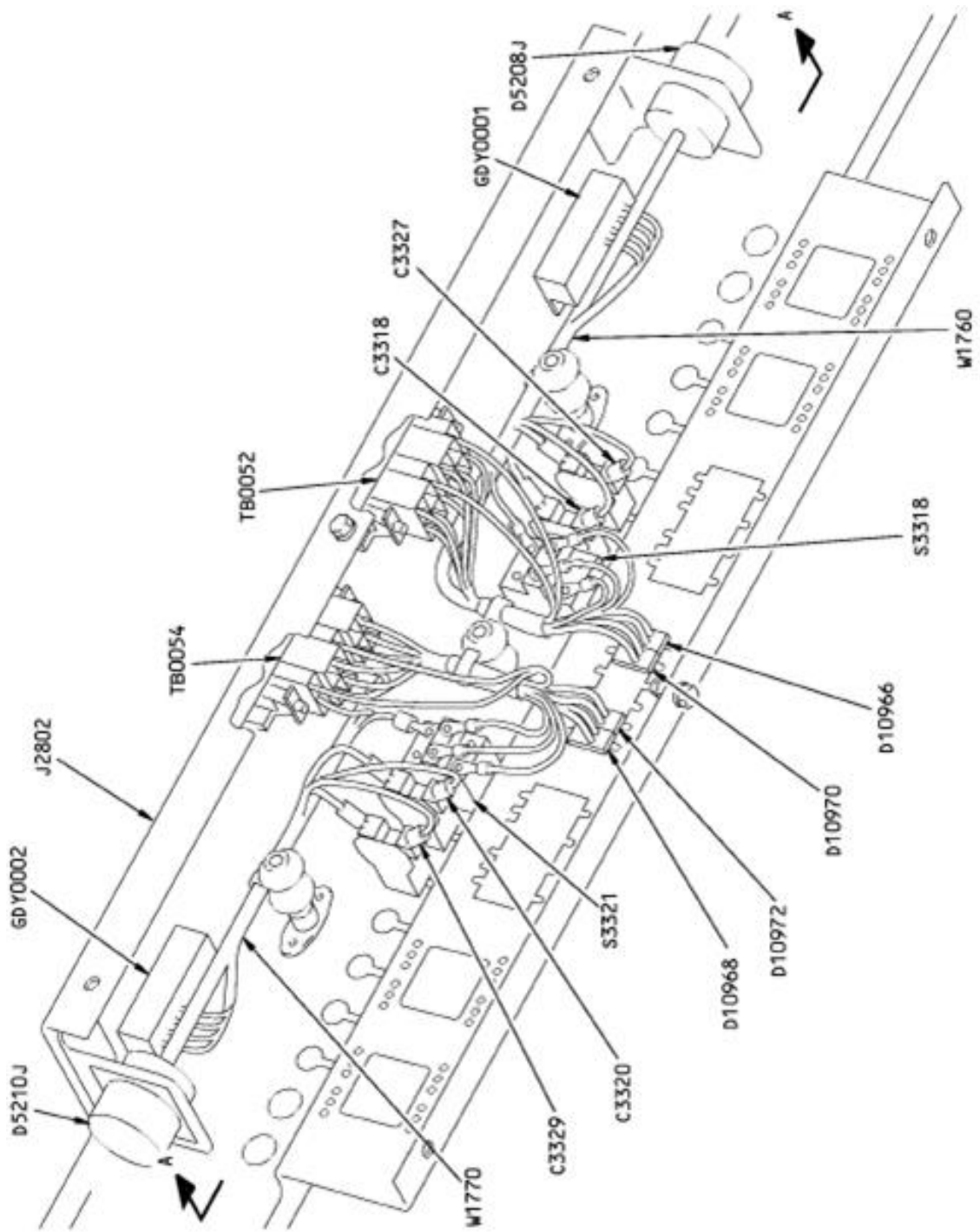


Рис .3.5. Блок управління J2802

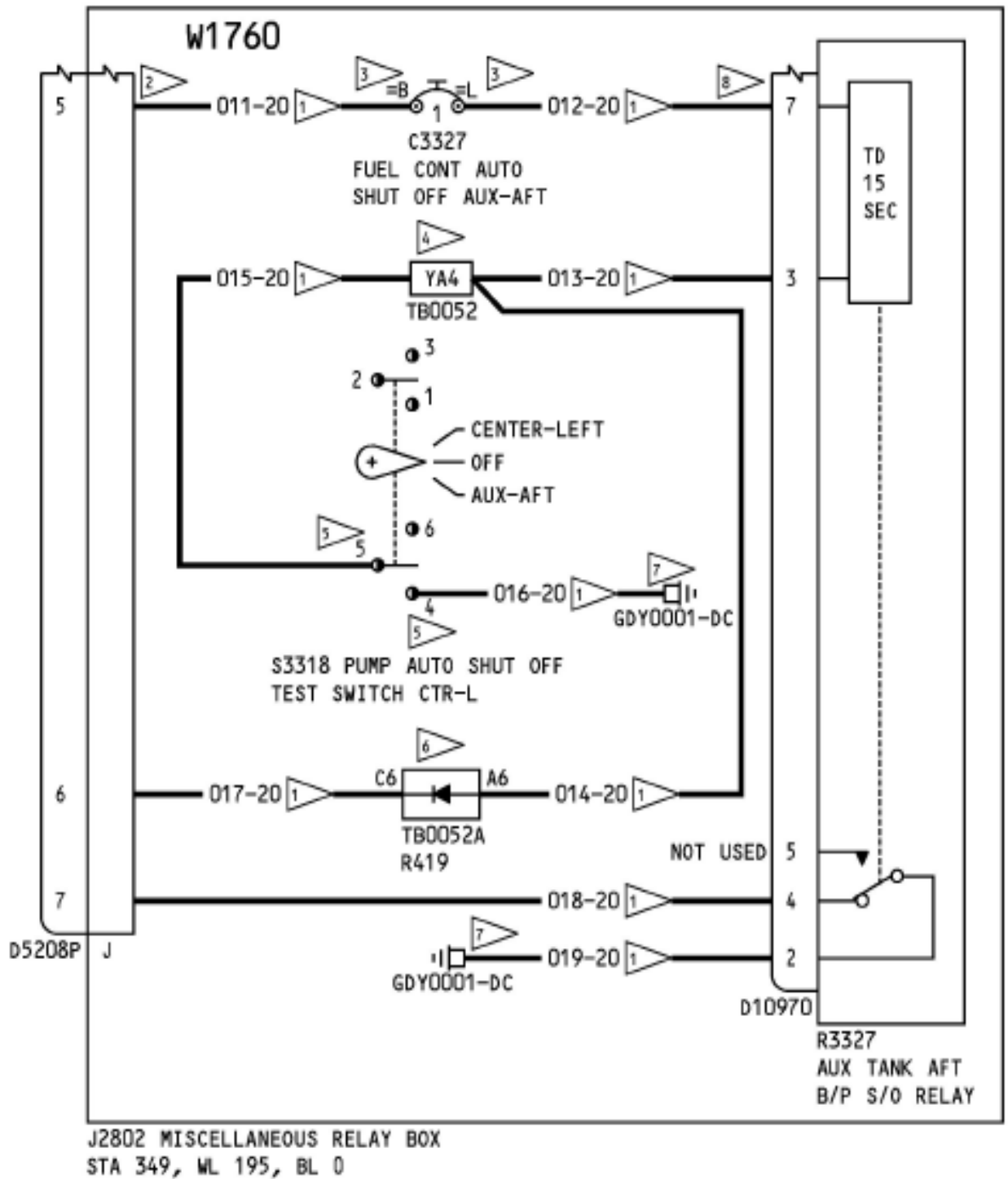


Рис .3.6. Схема підключення джгута W1760

В таблиці 3 вказані замінені деталі електричного кола.

Таблиця 3

FLAG NOTE	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Wire	BMS13-58 Type 1, Class 1, AWG 20	9	Refer to SWPM 20-10-11 and SWPM 20-10-12 as accepted procedures.
	Lacing Tape	61-74478-2001, BMS13-54, Class 1, Grade D, Type III, Finish C, White	-	Use white color tie material. Refer to SWPM 20-10-11 as an accepted procedure.
2	Contact, Pin	BACC47CN1S	3	Refer to SWPM 20-81-11 as an accepted procedure.
3	Terminal Lug	BACT12AR203	2	Refer to SWPM 20-30-00 and SWPM 20-30-11 as accepted procedures.
4	Contact, Pin	M39029/11-145 or M39029-11-145	3	Refer to SWPM 20-90-11 as an accepted procedure.
5	Terminal Lug	BACT12AR202	2	Refer to SWPM 20-30-00 and SWPM 20-30-11 as accepted procedures.
6	Contact	BACC47DE1A	2	Refer to SWPM 20-90-11 as an accepted procedure.
	Sleeve	61-74478-2005 (Supplier Part Number: M23053/5-104-4)	-	Use a minimum 0.5 inch long on each wire end. Refer to SWPM 20-10-14 and SWPM 20-90-11 as accepted procedures.
7	Contact	BACC47DE1A	2	Refer to SWPM 20-20-11 as an accepted procedure.
8	Contact, Socket	BACC47ER1	4	Refer to SWPM 20-81-19 as an accepted procedure.
	Seal Plug	MS27488-20-1	4	Use one in each empty contact hole of the connector. Refer to SWPM 20-60-08 and SWPM 20-81-19 as accepted procedures.
	ID Tape	61-74478-10601	1	Install at less than 6 inches from the connector to identify the connector.

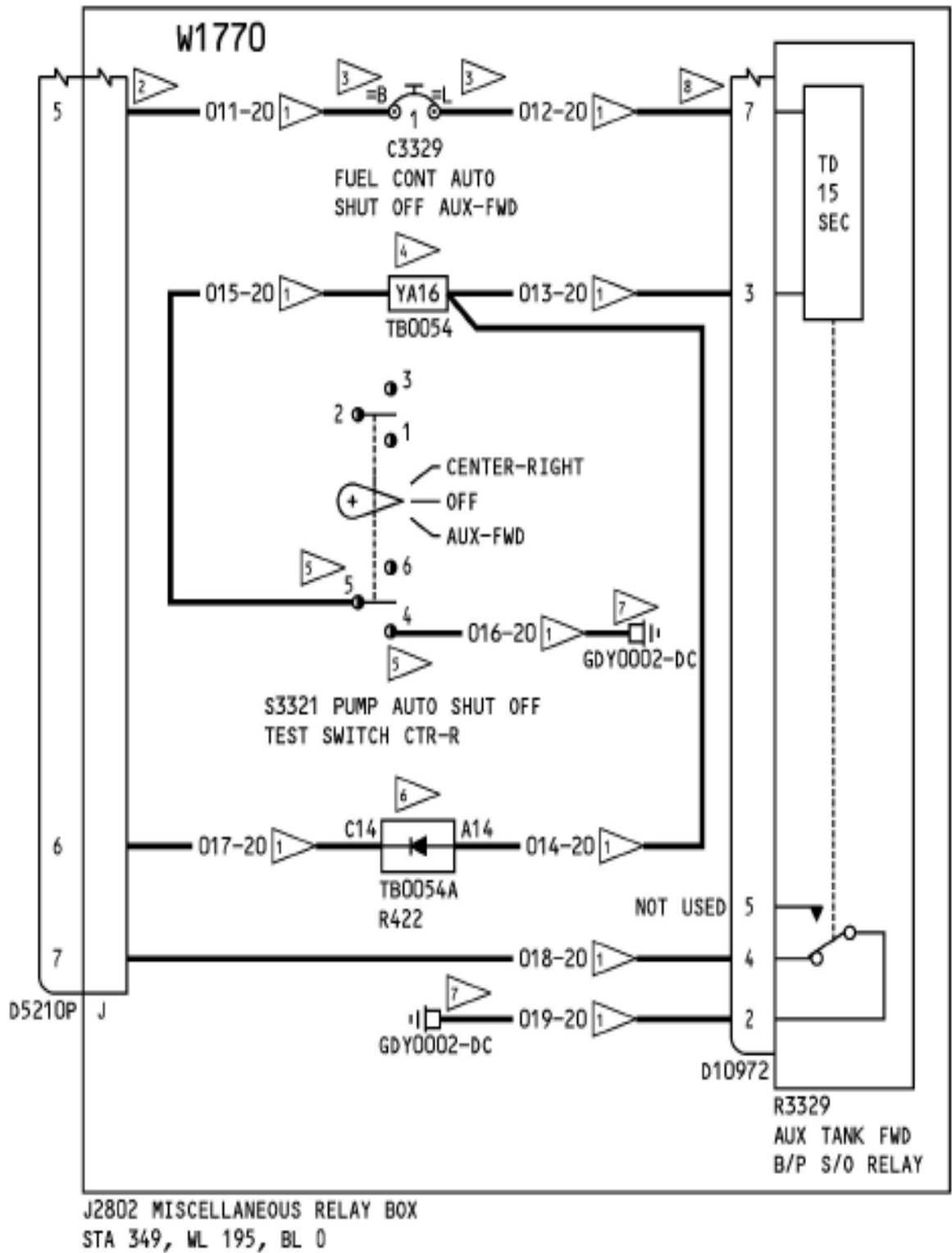


Рис 3.7.Схема підключення джугта W1770

В таблиці 4 вказані замінені деталі електричного кола.

Таблиця 4

FLAG NOTE	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Wire	BMS13-58 Type 1, Class 1, AWG 20	9	Refer to SWPM 20-10-11 and SWPM 20-10-12 as accepted procedures.
	Lacing Tape	61-74478-2001, BMS13-54, Class 1, Grade D, Type III, Finish C, White	-	Use white color tie material. Refer to SWPM 20-10-11 as an accepted procedure.
2	Contact, Pin	BACC47CN1S	3	Refer to SWPM 20-81-11 as an accepted procedure.
3	Terminal Lug	BACT12AR203	2	Refer to SWPM 20-30-00 and SWPM 20-30-11 as accepted procedures.
4	Contact, Pin	M39029/11-145 or M39029-11-145	3	Refer to SWPM 20-90-11 as an accepted procedure.
5	Terminal Lug	BACT12AR202	2	Refer to SWPM 20-30-00 and SWPM 20-30-11 as accepted procedures.
6	Contact	BACC47DE1A	2	Refer to SWPM 20-90-11 as an accepted procedure.
	Sleeve	61-74478-2005 (Supplier Part Number: M23053/5-104-4)	-	Use a minimum 0.5 inch long on each wire end. Refer to SWPM 20-10-14 and SWPM 20-90-11 as accepted procedures.
7	Contact	BACC47DE1A	2	Refer to SWPM 20-20-11 as an accepted procedure.
8	Contact, Socket	BACC47ER1	4	Refer to SWPM 20-81-19 as an accepted procedure.
	Seal Plug	MS27488-20-1	4	Use one in each empty contact hole of the connector. Refer to SWPM 20-60-08 and SWPM 20-81-19 as accepted procedures.
	ID Tape	61-74478-10801	1	Install at less than 8 inches from the connector to identify the connector.

Далі вказані інструкції по встановленню короба блоку J2802.

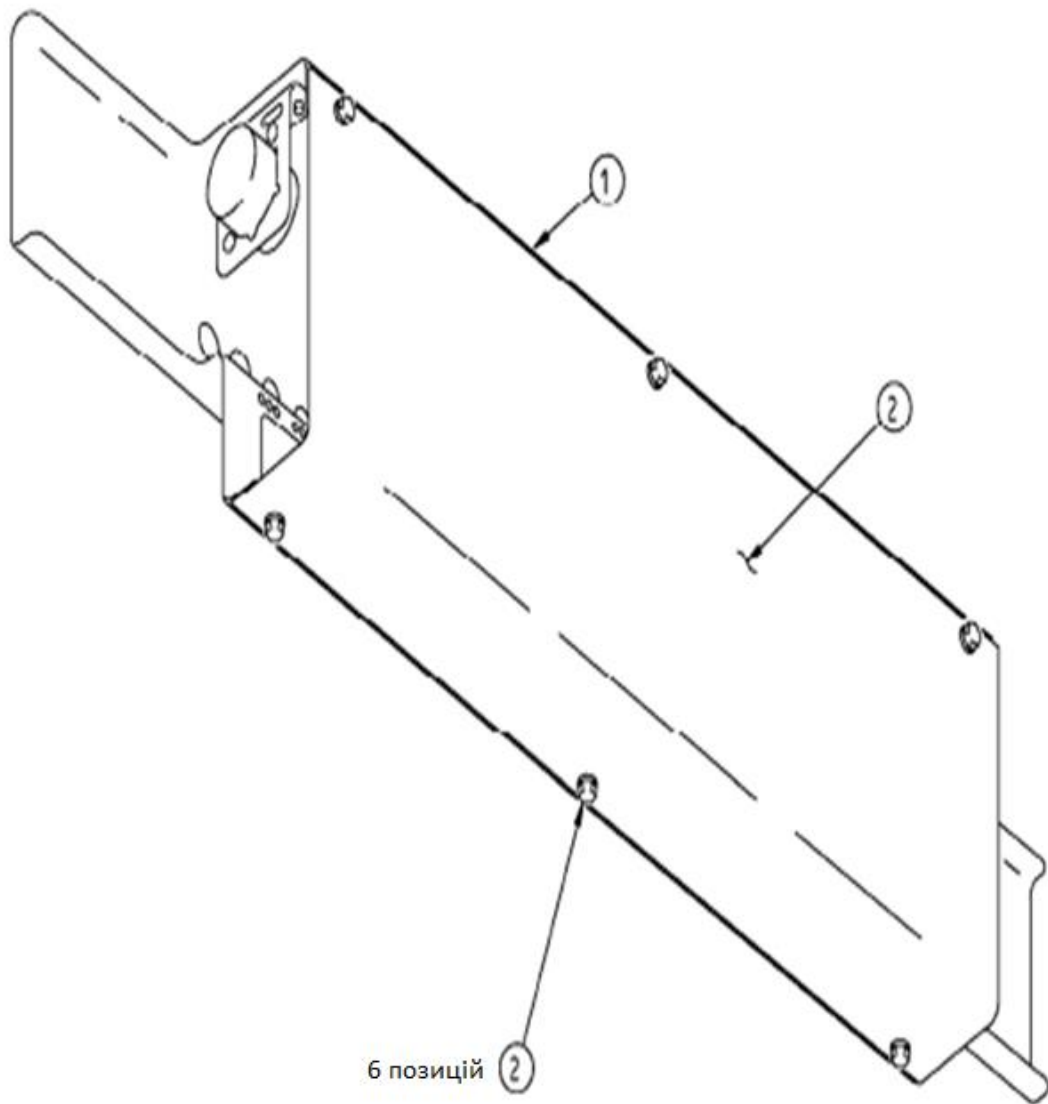


Рис .3.8. Установка захисного короба блоку J2802

В таблиці 5 вказані необхідні деталі для закріплення короба блоку J2802.

Таблиця 5

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Clean	J-BOX.ASSEMBLY	65C38484-()	1	Refer to SWPM 20-10-04 as an acceptable procedure.
2	Put	COVER	65C38484-6	1	On the box assembly.
	Install (Kept)	BOLT	BACS12HN3-8	6	
	Install (Kept)	WASHER	NAS1149F0363P	6	

Для встановлення блоку J2802 у відсік авіоніки необхідно висверлити нові отвори для закріплення. Нижче надані потрібні креслення.

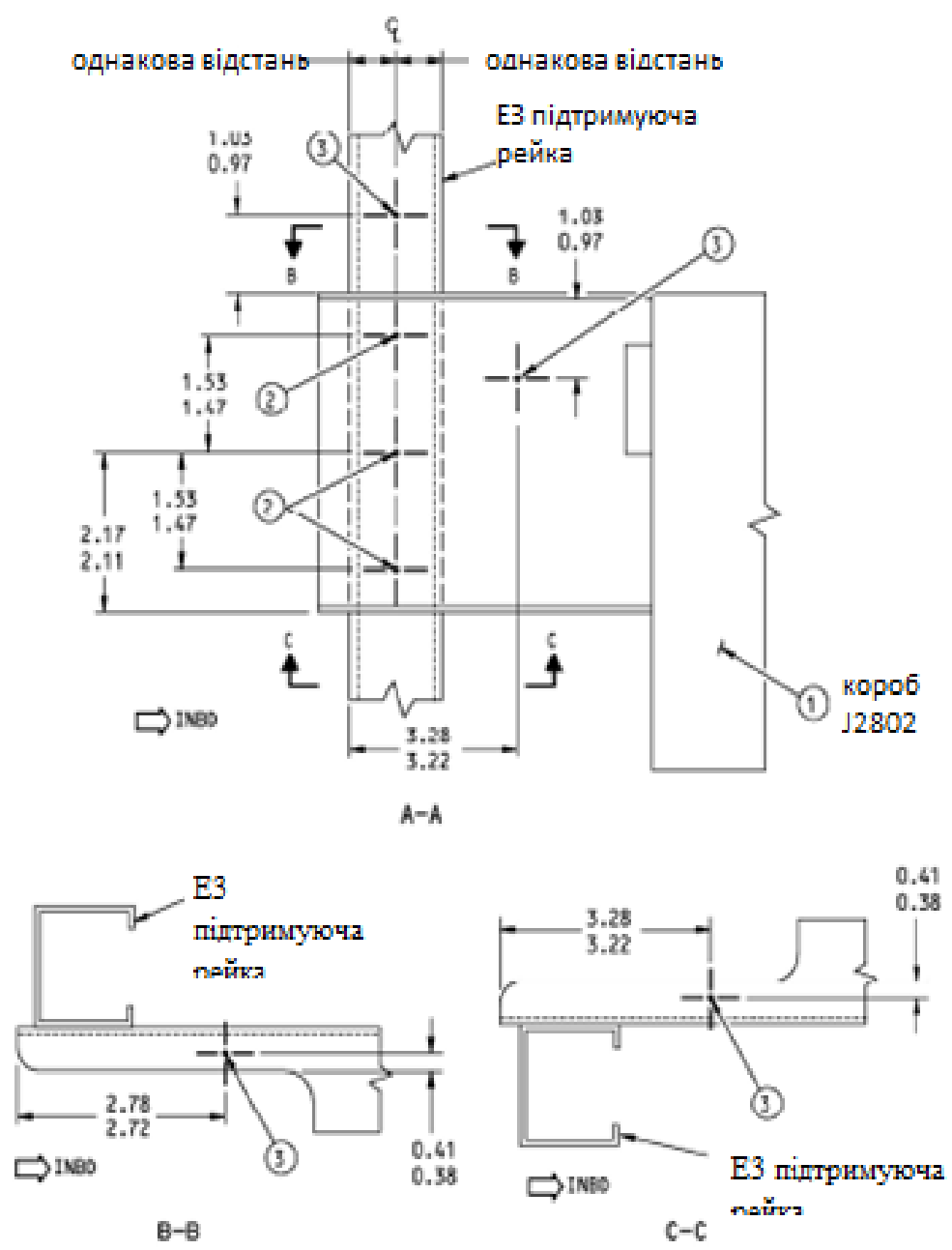


Рис .3.9. Сверління отворів

Таблиця 6

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Attach	KIT ASSY - J2802 JBOX	65C38484-11	1	With clamps when the J-box is level on the E2 and E3 support posts.
2	Drill	HOLE	-	3	With 0.161-0.164 inch diameter.
3	Drill	HOLE	-	2	With 0.218-0.229 inch diameter.

В таблиці 6 вказані необхідні інструменти для сверління.

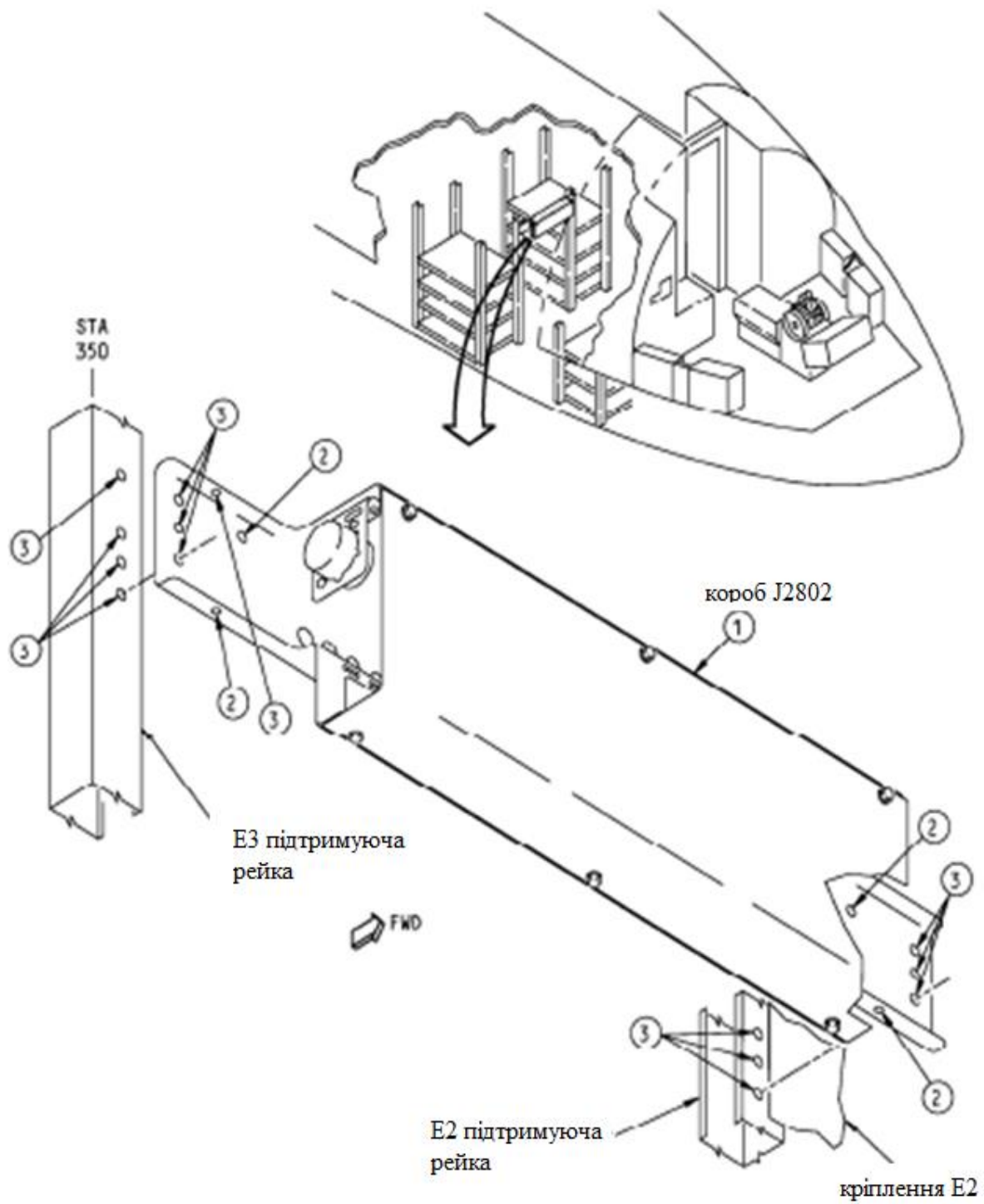


Рис .3.10.Підготовка до установки

Після цього закріплюємо на панелі відсіку авіоніки блок J2802

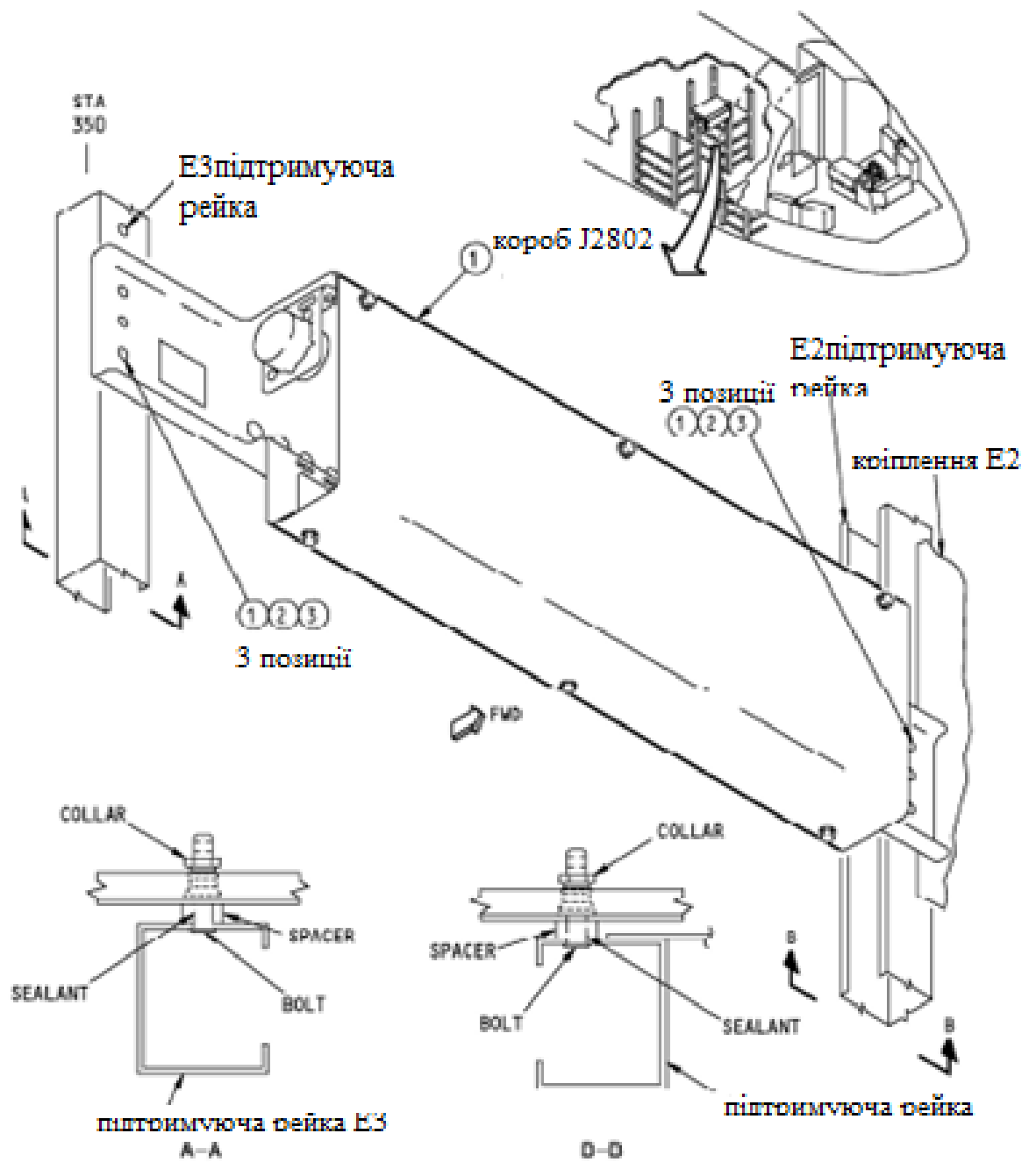
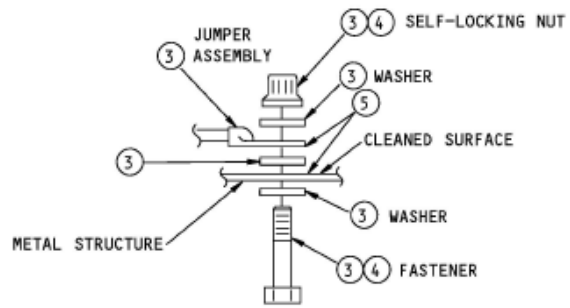
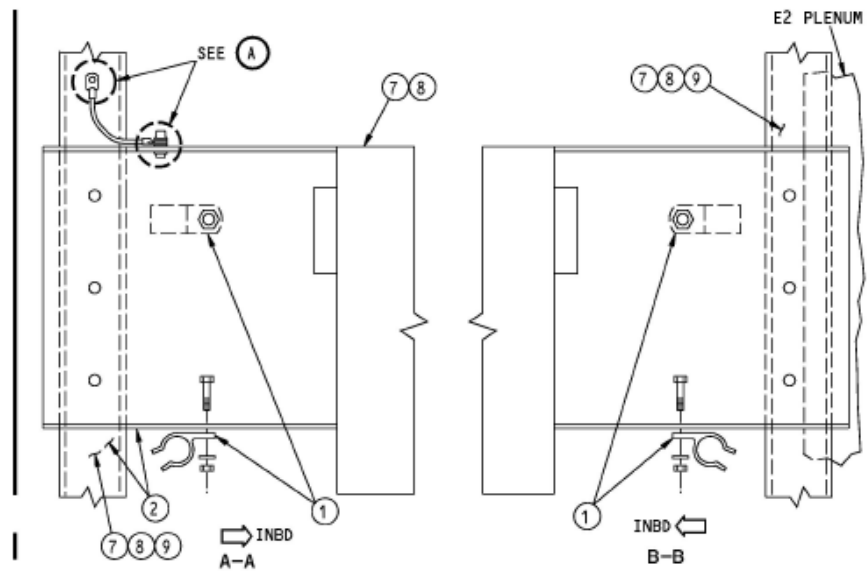


Рис .3.11. Установка J2802 на підтримуючі рейки Е2 та Е3



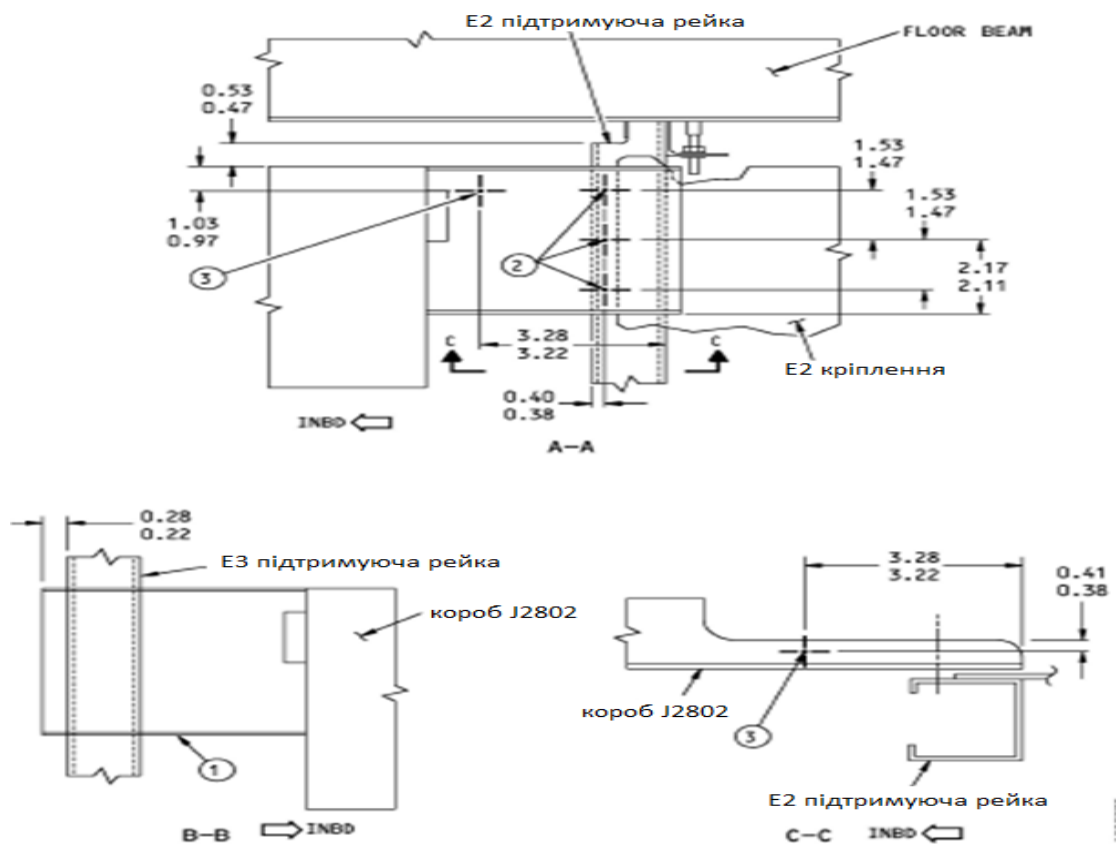


Рис .3.12. Закріплення блока J2802 у відсіку авіоніки

Таблиця 7

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Install (New)	CLAMP OLYMPIC	287T0011-1	4	
	Install (New)	BOLT	BACS12HN3-8	4	
	Install (New)	WASHER	NAS1149D0316H	4	
	Install (New)	NUT	BACN10YR3CD	4	
2	Measure	J-BOX ASSEMBLY	85C38484-()	1	Maximum resistance is 0.5 milliohms between J-box and support post faying surfaces. (a) (c)
3	Install (New)	BONDING JUMPER	BACJ40AB20-6	1	(b)
	Install (New)	BOLT	BACS12HN3-7	2	
	Install (New)	WASHER	NAS1149D0316H	6	
	Install (New)	NUT	BACN10YR3CD	2	
4	Torque	BOLT	BACS12HN3-7	2	35 to 45 inch pound. (b)
	Torque	NUT	BACN10YR3CD	2	
5	Measure	ELECTRICAL BONDING RESISTANCE	BACJ40AB20-6	1	Maximum resistance is 0.001 Ohms (1.0 milliohms) between jumper faying surfaces. (a) (c)
6	Measure	ELECTRICAL BONDING RESISTANCE	-	1	Maximum resistance is 3.5 milliohms between J2802 Box and Stanchion. (a) (c)
7	Apply	CONVERSION COATING	ALODINE, TYPE 2, CLASS A OR TYPE 5, CLASS F	-	On any bare metal surface at the J-box and support posts. Refer to SOPM 20-43-03 as an accepted procedure.
8	Apply	PRIMER FINISH	BMS10-11, TYPE 1	-	Refer to SOPM 20-41-02 as an accepted procedure.
9	Apply	ENAMEL FINISH	BMS10-11, TYPE 2, COLOR WHITE	-	On the support posts. Refer to SOPM 20-41-02 as an accepted procedure.

В таблиці 7 надані деталі та умови для закріплення блоку.

Останній крок в модернізації ПС це встановлення реле затримки автоматичного відключення підкачуючих насосів.

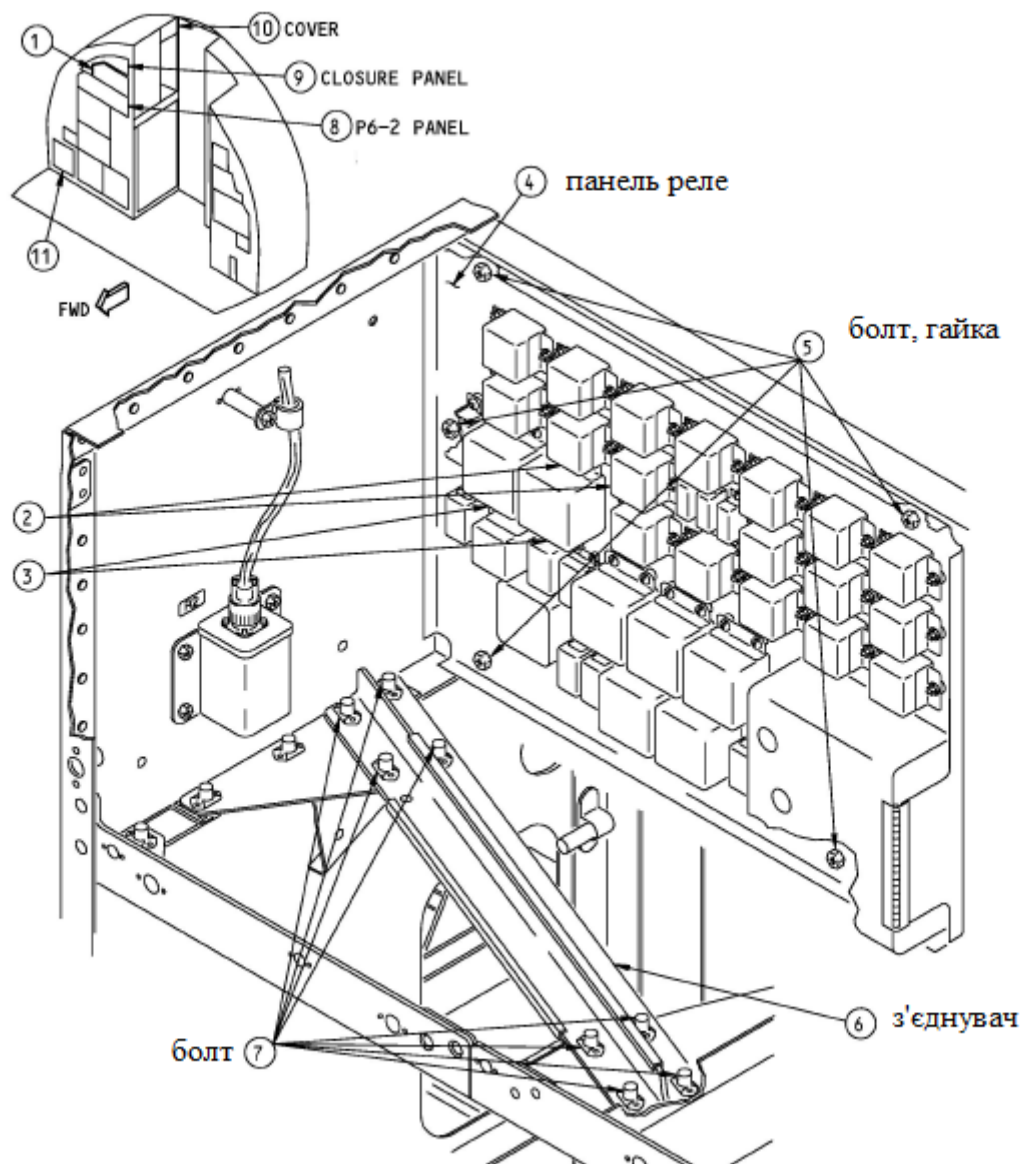


Рис .3.13. Установка реле в панели P6

В таблиці 8 вказано необхідні деталі та інструменти для встановлення реле.

Таблиця 8

STEP	TASK	NAME	IDENTIFICATION	QTY	MORE DATA
1	Close	P6-1 Panel	65C25704-()	1	
		P6-3 Panel	65C25704-()	1	
2	Install (Kept)	Relay	KCD4N	2	At the initial R54 and R55 relay locations.
3	Install (Kept)	Relay	10-60450-6	2	At the initial R146 and R147 relay locations.
4	Move	Relay Panel	69-73627-()	1	To the initial location.
5	Install (Kept)	Screw	NAS1801-3-8	5	
		Washer	AN960PD10L	5	
6	Install (Kept)	Channel	65-49815-()	1	At the initial location if removed.
7	Install (Kept)	Bolt	NAS514P1032-()	8	Through the channel if removed.
8	Close	P6-2 Panel	65C25704-()	1	
9	Install (Kept)	Closure Panel	69-41661-()	1	
10	Install (Kept)	Cover	65-49815-()	1	
11	Install (Kept)	Cover Panel	69-41661-()	1	The panel has the captive screws.

ВИСНОВКИ

Високий рівень безпеки літаків Boeing 737 забезпечується завдяки комплексному підходу до запобігання займання палива. Система включає в себе декілька рівнів захисту, які працюють у синергії для мінімізації ризику виникнення пожежі.

Основні компоненти системи запобігання займання палива включають датчики виявлення займання, системи інертних газів, системи контролю температури та тиску. Кожен з цих компонентів виконує важливу роль у забезпеченні безпеки, оперативно виявляючи можливі загрози та нейтралізуючи їх до того, як вони можуть призвести до серйозних наслідків.

Ефективність роботи системи запобігання займання палива на літаку Boeing 737 підтверджується статистичними даними, які показують низький рівень інцидентів, пов'язаних з займанням палива. Це свідчить про надійність та дієвість впроваджених технічних рішень і заходів безпеки.

Інноваційні технології, що використовуються у системі запобігання займання палива, дозволяють постійно підвищувати рівень безпеки. Використання інертних газів для заповнення паливних баків, інтеграція сучасних датчиків та систем моніторингу забезпечують оперативне реагування на потенційні загрози.

Попри високий рівень безпеки, існує потенціал для подальшого удосконалення системи запобігання займання палива. Це включає впровадження нових технологій, покращення існуючих механізмів та методів діагностики, що дозволить ще більше знизити ризику займання палива та підвищити загальний рівень безпеки польотів.

Рекомендації щодо покращення системи включають розробку більш чутливих та надійних датчиків, впровадження нових матеріалів для ізоляції паливних баків та систем, а також інтеграцію передових систем аналізу даних для прогнозування та запобігання можливих загроз. Використання

цих рекомендацій може суттєво підвищити ефективність роботи системи запобігання займанню палива на літаках Boeing 737.

Загалом, дослідження підтвердило, що система запобігання займанню палива на літаку Boeing 737 є високоефективною та надійною. Проте, як і в будь-якій галузі технологій, існує потенціал для її подальшого удосконалення, що сприятиме підвищенню безпеки польотів та захисту пасажирів і екіпажу.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. А. Я. Карвацький МЕТОД СКІНЧЕННИХ ЕЛЕМЕНТІВ У ЗАДАЧАХ МЕХАНІКИ СУЦІЛЬНИХ СЕРЕДОВИЩ.
2. Баженов В.А., Іванченко Г.М, Шишов О.В., Пискунов С.О. Будівельна механіка. Розрахункові вправи. Задачі. Комп'ютерне тестування Навч. посібник Київ, 2019 р. 540 с.
3. Барановський Д. М. Наука та прогрес транспорту. 2018. No 6 (60). С. 110117. doi: 10.15802/stp2015/57034.
4. Безпека авіації В.П.Бабак, В.П.Марченко, В.О.Максимов та ін.; за ред. В.П.Бабака. К.: Техніка, 2017. 584 с.
5. Мурадян, Л. А. Відмови та безвідмовність вагонів як складові експлуатаційної надійності [Текст] Л. А. Мурадян Вісник НТУ «ХП». Серія: Механіко- технологічні системи та комплекси. Харків: НТУ «ХП», 2021. No 52 (1161). С.127-130.
6. Мямлін, С. В. Проблема визначення терміну «надійність». Методологія побудови та вивчення надійності вантажних вагонів [Текст] С. В. Мямлін, Л. А.Мурадян, Д. М. Барановський Наука та прогрес транспорту. 2015. No 6 (60). С. 110117. doi: 10.15802/stp2015/57034.
7. Положення про систему управління безпекою польотів на авіаційному транспорті. Наказ Міністерства транспорту України. від 19.08.03 No 650.
8. Про затвердження Правил інженерно-авіаційного забезпечення державної авіації України.
9. Про затвердження Правил схвалення організації з технічного обслуговування (Part-145).
10. Alan Hobbs, An Overview of Human Factors in Aviation Maintenance. Australian Transport Safety Bureau, p. 47.2019.

11. Experimental Investigations on Operational Reliability of Diesel Locomotives Engines [Text]L.P. Lingaitis, S. Mjamlin, D. Baranovsky, V. Jastremskas Eksploatacja i Niezawodnosc - Maintenance and Reliability. 2012. No 1. P. 5
12. Prediction methodology of durability of locomotives diesel enginesL.P. Lingaitis, S. Mjamlin, D. Baranovsky, V. Jastremskas Eksploatacja i Niezawodnosc - Maintenance and Reliability. 2021. Vol. 14, No 2. P. 154-159.
13. Rankin, W. L. Maintenance Error Decision Aid: Progress report. In Meeting Proceedings Eleventh Federal Aviation Administration Meeting on Human Factors Issues in Aircraft Maintenance and Inspection: Human error in aviation maintenance (pp. 13-18). Washington, DC: Federal Aviation Administration/Office of Aviation Medicine. 2020.
14. Reason J.: Managing the Risks of Organizational Accidents, p 262, Routledge. 2022.