



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

i

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCIÓN AVIONES**

**TEMA: “INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING
737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONÁUTICO
ALA TRASPORTES N° 11”**

AUTOR:

JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA

DIRECTOR:

TLGO: EDISON MAURICIO GRANDA GUALPA

LATACUNGA – ECUADOR

2018



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING 737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONÁUTICO ALA TRASPORTES N° 11**” realizado por la señorita **JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar a la señorita **JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 24 de octubre del 2018

Tlgo. Edison Granda

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **CÁCERES TOAPANTA JOSELYN BELÉN**, con cedula de identidad N° 1723110936, declaro que este trabajo de titulación “**INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING 737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONÁUTICO ALA TRASPORTES N° 11**” ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, 24 de Octubre del 2018

CÁCERES TOAPANTA JOSELYN BELÉN

C.I.: 1723110936



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **CÁCERES TOAPANTA JOSELYN BELÉN** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación, “**INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING 737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONÁUTICO ALA TRASPORTES N° 11**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 24 de octubre del 2018

JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA

C.I.: 1723110936

DEDICATORIA

El presente trabajo de titulación como primera instancia se lo dedico a Dios que me ha bendecido en mi vida y quien me ha acompañado siempre sin dejar que vaya sola en el camino brindándome lecciones de aprendizaje. De la misma forma va dedicado a toda mi familia y en especial a mis padres que siempre han estado junto a mí, acompañándome por el camino de la vida y poder alcanzar cada una las metas que me he propuesto en mi vida. Sin olvidar nombrar a quienes ahora también considero mis grandes amigos, a mis maestros que hicieron lo posible que este proyecto sea una realidad.

Por último, quiero decir que todas las personas a las que dedico este proyecto de graduación han sido, son y serán, mi fuerza e inspiración para todo propósito en mi vida.

CÁCERES TOAPANTA JOSELYN BELÉN

AGRADECIMIENTOS

Doy gracias a DIOS porque siempre ha estado conmigo y me dio la oportunidad de existir y tener una excelente vida rodeada de personas maravillosas, con las que he compartido vivencias únicas. Doy gracias a mi madre Verónica Toapanta, que con su apoyo he podido seguir y abuelos Rafael Toapanta y Rosa Ulcuango, que siempre creyeron en mí, a mis maestros, tutor de tesis Edison Granda y al profesor Juan Buñay, por compartir sus conocimientos y sabios consejos que han guiado mi formación académica y humana. Gracias a mis compañeros y amigos por brindarme su amistad, les doy las gracias, porque sin su apoyo, ejemplo de superación incasable, por su comprensión y confianza, por su amor y amistad incondicional, no hubiera sido posible la realización de este proyecto.

Gracias a toda mi familia, abuelos, tíos, primos, amigos y al personal que conforma el área de mantenimiento del avión Boeing del centro de mantenimiento Ala de Transportes N° 11 quienes me apoyaron para alcanzar esta meta y me dieron la oportunidad de ser mejor cada día y que este proyecto sea una realidad.

CÁCERES TOAPANTA JOSELYN BELÉN

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	ii
AUTORIA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTOS	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE IMÁGENES	xi
ÍNDICE DE TABLAS	xiii
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xv
CAPÍTULO I	1
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	1
1.1 ANTECEDENTES	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	2
1.3 JUSTIFICACIÓN	3
1.4 IMPORTANCIA	4
1.5 ALCANCE	5
1.6 OBJETIVOS	5
1.6.1 OBJETIVO GENERAL	5
1.6.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	5
CAPÍTULO II	6
2. MARCO TEÓRICO	6
2.1 HISTORIA DEL AVIÓN BOEING 737	6

2.1.1	Boeing 737-200	6
2.2	DESARROLLO DEL AVIÓN BOEING 737-200	7
2.3	ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL AVIÓN BOEING 737-200 ADVANCED.....	8
2.4	UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR (APU).....	10
2.4.1	General	10
2.4.2	Descripción y operación	11
2.5	CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL APU.....	13
2.6	OPERACIONES DEL APU.....	13
2.7	TIPOS DE APU.....	17
2.8	SISTEMAS DE INTERCONEXION DE CABLEADO ELECTRICO	20
2.8.2	Factores para la degradación del EWIS.....	22
2.8.3	Características del envejecimiento EWIS.....	22
2.8.4	Causas de la degradación de EWIS	23
2.8.5	Función e instalación EWIS.....	27
2.8.6	Sistemas y funciones EWIS.....	28
2.8.7	Separación del sistema EWIS.....	29
2.8.8	Seguridad del sistema EWIS.....	32
2.5.6	Identificación de los componentes EWIS	32
2.9	NIVELES DE INSPECCIÓN APLICABLES A EWIS.....	33
2.9.1	Inspección detallada (DET).....	33
2.9.2	Inspección visual general (GVI).....	34
2.9.3	Inspección zonal.....	36
2.9.4	Orientación para Inspecciones Zonal.....	37
2.10	ÁREAS DE PRECAUCIÓN	39

2.11	SELECCIÓN DE CABLE	39
2.12	REEMPLAZO DE CABLES EN REPARACIONES Y MANTENIMIENTO	41
2.13	ENRUTAMIENTO DE LOS COMPONENTES EWIS	42
2.13.1	Ejemplos de mal enrutamiento de cables	42
2.14	GUÍAS DE PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO EWIS POR LA FAA	45
2.15	PRÁCTICAS ESTÁNDAR	47
2.16	DIAGRAMA DE FLUJO DE PRÁCTICAS ESTÁNDAR	47
2.17	PROCEDIMIENTO PARA ATAR UN ARNÉS	48
2.18	EQUIPO DE PROTECCIÓN PERSONAL	50
	CAPÍTULO III	52
3.	DESARROLLO DEL TEMA	52
3.1	Preliminares	52
3.2	RECOPIRAR INFORMACIÓN TÉCNICA DEL APU DE LA AERONAVE B7373-200	53
3.3	MANUALES TÉCNICOS A UTILIZAR	54
3.4	IMPLEMENTACIÓN DE LA HERRAMIENTA HOISTING CRADLE ASSEMBLY	55
3.5	DESMONTAJE DEL APU	56
3.5.2	PASOS PARA REMOVER LA UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR ..	60
3.6	INSPECCIÓN VISUAL GENERAL DE LAS PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO EWIS (EZAP)	63
3.7	PROCEDIMIENTOS GENERALES DE LIMPIEZA	67
3.8	REPARACIÓN DE TODOS LOS COMPONENTES ENCONTRADAS EN EL EWIS	70
3.9	PASOS PARA INSTALAR LA UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR	73

3.10	RESTAURACIÓN DEL AVIÓN A CONFIGURACIÓN NORMAL.....	78
3.11	CHEQUEO OPERACIONAL DEL APU.....	80
3.12	DIAGRAMA DE FLUJO DE ANÁLISIS DEL TEMA	83
3.13	ANÁLISIS ECONÓMICO.....	85
	CAPÍTULO IV	88
4.1	CONCLUSIONES	88
4.2	RECOMENDACIONES.....	89
	GLOSARIO.....	90
	ABREVIATURAS	94
	BIBLIOGRAFÍA	95
	ANEXOS.....	97

ÍNDICE DE IMÁGENES

Figura 1 Avión B737-200 Advanced	8
Figura 2 Dimensiones y áreas del avión	10
Figura 3 Ubicación del APU	12
Figura 4 APU de la aeronave.....	14
Figura 5 Ubicación del APU	16
Figura 6 Grupos de arranque de transmisión mecánica	18
Figura 7 APU con compresor de prioridad	19
Figura 8 APU con compresor de carga	20
Figura 9 Cableado de la aeronave	22
Figura 10 Vibración generada por las aeronaves	23
Figura 11 Daños de cables por mantenimiento.....	24
Figura 12 Daños de EWIS por polvo y pelusa	25
Figura 13 Daños por agentes químicos	25
Figura 14 Daños de EWIS por calor	26
Figura 15 Instalación incorrecta de EWIS.....	27
Figura 16 Instalación de EWIS	28
Figura 17 Instalación de EWIS	32
Figura 18 Inspección visual detallada.....	34
Figura 19 Inspección general.....	36
Figura 20 Inspección zonal	36
Figura 21 Mantenimiento de EWIS	41
Figura 22 Mal enrutamiento de cables	42
Figura 23 Enrutamiento de cables correcto	43
Figura 24 Mala guía de cables	43
Figura 25 Cables guiados correctamente	44
Figura 26 Cabeles guiados de manera incorrecta	44
Figura 27 Manera correcta de guiar un cable	45
Figura 28 Cordones de alambre	48
Figura 29 Nudos para un arnés de cales	49

Figura 30 Nudos para haces de cables	49
Figura 31 Ataduras para haces de cables	50
Figura 32 Equipo de protección personal	50
Figura 33 Hangar del Centro de Mantenimiento N°11	53
Figura 34 Herramienta Hoisting Cradle Assembly	56
Figura 35 Panel P6 Boeing	56
Figura 36 Panel P6 Boeing	57
Figura 37 Panel P6 Boeing	57
Figura 38 Panel P6 Boeing	57
Figura 39 Panel P6 Boeing	58
Figura 40 Panel P6 Boeing	58
Figura 41 Compartimiento eléctrico del avión	59
Figura 42 Panel 5 de la aeronave	59
Figura 43 Instalación del Hoist	61
Figura 44 Base instalada	61
Figura 45 APU listo para ser removido	62
Figura 46 Remoción del APU	62
Figura 47 Planta removida	63
Figura 48 Identificación de EWIS	63
Figura 49 Verificación de existencia de polvo	65
Figura 50 Malas prácticas de mantenimiento	65
Figura 51 Deterioro de la protección de EWIS	66
Figura 52 Deterioro de la protección de los cables	66
Figura 53 Deterioro de los amarres del arnés	67
Figura 54 Deterioro de la protección de EWIS	67
Figura 55 Reparación del arnés de cables de señales	71
Figura 56 Reparación de los daños en los cables	71
Figura 57 Amarres en los terminales de los cables	72
Figura 58 Amarres requeridos en los cables	72
Figura 59 Instalación de la herramienta Hoisting Cradle Assembly	73
Figura 60 Enganche de las herramientas	73

Figura 61 Levantamiento de la planta de energía	74
Figura 62 Levantamiento de la planta de energía	75
Figura 63 Retiramiento de la base del APU	76
Figura 64 Instalación del APU.....	77
Figura 65 Instalación del APU.....	78
Figura 66 APU instalado.....	78
Figura 67 Puertas de acceso del APU cerradas	79
Figura 68 Switch de la batería en ON	80
Figura 69 Encendido del APU	81
Figura 70 Comprobación de funcionamiento del APU	81
Figura 71 Generación del APU.....	82
Figura 72 Indicador neumático	82
Figura 73 Simbología de un diagrama de flujo.....	83

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Herramientas necesarias para la limpieza.....	67
Tabla 2 Solventes recomendados	69
Tabla 3 Total de costos primarios	85
Tabla 4 Costos totales secundarios.....	86
Tabla 5 Costo total del proyecto	87

RESUMEN

El objetivo de este proyecto es realizar una inspección programada para el avión B737-200 en el Centro de Mantenimiento Aeronáutico Ala de Transportes N°11, suministrando una herramienta que servirá para el montaje y desmontaje de la unidad de potencia auxiliar, teniendo en cuenta el rendimiento y efectividad del componente.

La tarea de mantenimiento anteriormente mencionada comprende una revisión completa, tomando en cuenta los niveles de inspección aplicables para EWIS, Sistema de Interconexión de Cableado Eléctrico, correspondiente a la unidad de potencia auxiliar, en la cual se utilizó los manuales correspondientes y se aplicó los procedimientos de prácticas estándar, que son instrucciones básicas estandarizadas para la industria aeronáutica, las mismas que facilitan y sustentan el trabajo de mantenimiento.

En este trabajo se integraron varias herramientas informáticas que usualmente se utilizan de manera independiente como; el programa de diseño mecánico y térmico Solidwork para planos, el cual permite la integración de texto, imágenes y gráficos, que facilitan su entendimiento. El resultado es una herramienta de fácil manejo, en la cual se presenta de manera organizada la transmisión de fuerzas a través de los elementos, y que permite al usuario la sencilla comprensión sobre la utilización de este componente.

PALABRAS CLAVE:

- Inspección programada
- Mantenimiento
- Revisión completa
- Manuales
- Practica estándar

ABSTRACT

The objective of this project is to carry out a scheduled inspection for the B737-200 aircraft at the Aeronautical Maintenance Center, supplying a tool that will be used for the assembly and disassembly of the auxiliary power unit, taking into account the performance and effectiveness of the component.

The aforementioned maintenance task includes a complete revision considering the applicable inspection levels for EWIS, Electrical Wiring Interconnection System, belonging to the auxiliary power unit, in which the suitable manuals were used and the procedures of standard practices, which are basic instructions for the aeronautical industry, that facilitate and support maintenance work.

In this work several computer tools were integrated that are usually used independently such; the mechanical and thermal design program Solidwork for drawings, which allows the integration of text, images and graphics, which facilitate its understanding. The result is an easy operation tool, in which the transmission of forces through the elements is presented in an organized form and it allows to the user to understand how to use this component easily.

KEYWORDS:

- Programmed inspection
- Maintenance
- Overhaul
- Manuals
- Standard practice

CHECKED BY: LIC. YOLANDA SANTOS

DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 ANTECEDENTES

La fase de ejecución del proceso de tesis corresponde a la praxis vinculada a los conocimientos teórico-prácticos del alumno, partiendo de la experiencia propia del contexto donde se desenvuelve, y conformada por la institución educativa, el campo laboral y medios informales.

Desde 1956 el Centro de Mantenimiento Aeronáutico Ala de Transportes N°11 nos brinda el apoyo en las operaciones aéreas de combate, con el transporte de tropas, lanzamiento de paracaidistas y carga de material bélico, además de abrir sus puertas a los estudiantes que se están formando para ser técnicos aeronáuticos en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, de realizar las practicas pre-profesionales no remuneradas, brindando trabajos de inspección, mantenimiento y reparación en las distintas aeronaves de la institución, esta dispone de la mayoría de herramientas y maquinaria necesaria para realizar los diferentes trabajos de una manera correcta.

Ala de Transportes N°11 además de brindar el soporte logístico a todos los repartos de la FAE, con sus medios orgánicos realiza operaciones de transporte aéreo en tiempo de paz y conflicto, apoyando al desarrollo socioeconómico del país, en las regiones más alejadas y apartadas del país, llevando alimentos y medicinas, transformándose en el único medio de transporte disponible.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

La realización de este proyecto es para ayudar al Centro de Mantenimiento aeronáutico Ala de Transportes N°11, a realizar la inspección del APU mediante la implementación de una herramienta mecánica para integrar el trabajo mecánico que es montaje y desmontaje del APU, ya que el avión fue una donación para esta institución por lo tanto no cuenta con todos los equipos necesarios para realizar el mantenimiento del mismo.

A pesar de que el Ala de transportes N°11 es reconocida a nivel nacional por el excelente trabajo que realizan y su gran variedad de herramientas mecánicas y tecnológicas, carece de dinero para implementar todas las herramientas necesarias para dar cumplimiento a lo avances en los procesos de mantenimiento del avión.

En la actualidad no contar con este componente hace que surja el problema a los aerotécnicos, al momento de realizar el mantenimiento previo tienen que adquirir el componente de otras empresas, esto lleva a no aprovechar al máximo la aeronave ya que tarda más tiempo en ser levantado el reporte.

1.3 JUSTIFICACIÓN

Para el Centro de Mantenimiento aeronáutico Ala de Transportes N°11 resulta pertinente solucionar el problema de carencia de equipos de apoyo en tierra, teniendo en cuenta el impacto que tiene la institución a nivel regional y nacional, no contar con los equipos de apoyo en tierra representa una gran pérdida de dinero y avances.

Es necesario dar a conocer a la institución los beneficios que brindara el desarrollo de la inspección, ya que mediante esta tarea de mantenimiento se realizara la implementación del equipo de apoyo faltante en la sección de aviación pesada Boeing, esto beneficiara a los aerotécnicos de esta sección junto con los estudiantes de la Universidad de la Fuerzas Armadas ESPE que van a realizar las practicas pre-profesionales no remuneradas en la institución.

La factibilidad del desarrollo de este proyecto permitirá a la institución facilitar la realización de actividades técnicas, experiencias y prácticas óptimas en el área de trabajo garantizando una aplicación para el avión B737-200 hasta el 500, desarrollando otros mecanismos para la implementación de componentes en el ámbito aeronáutico, brindando la posibilidad de implementar medidas que considere necesarias para establecer y poner en operación diferentes tipos de proyectos que se vayan a realizar en la institución.

1.4 IMPORTANCIA

Este proyecto está orientado a la necesidad de modernización de las tareas de mantenimiento, educación y diseño en el campo aeronáutico, por medio de proyectos que faciliten la enseñanza, la investigación y disminuyan el tiempo de aprendizaje, trabajo y comprobación de datos en la solución del ejercicio.

Los equipos de apoyo en tierra en las tareas de mantenimiento de aeronaves han adquirido una gran importancia ante la necesidad de ahorrar dinero y disponer equipos óptimos no sólo en función de su rendimiento de tiempo en la ejecución, si no en función de otros factores como el aprovechamiento energético del sistema, la disponibilidad, cantidad de energía, seguridad de los trabajadores y materias primas necesarias para cumplir determinada función.

Se trabaja con estos componentes porque son los más comunes en las aplicaciones industriales aeronáuticas en donde se demanda de manera significativa por altas temperaturas y presiones. Se utilizan para aquellos procesos que requieran montaje, desmontaje o cambio de componentes pesados como son los motores, siendo equipos preparados para las más exigentes condiciones de trabajo y operación.

1.5 ALCANCE

Este proyecto tecnológico será dirigido al Centro de Mantenimiento aeronáutico Ala de Transportes N°11, el cual nos permite mejorar el desarrollo de la aeronave, facilitando la realización de actividades técnicas y prácticas óptimas en el área laboral, teniendo en cuenta que el avión realiza vuelos diarios que son: alas para la alegría, estos vuelos son para niños de escasos recursos y con capacidades especiales, administrativos, logístico, y transporte de tropas, de esta manera se ayudará a un mejor desempeño del avión que siga con sus actividades diarias.

1.6 OBJETIVOS

1.6.1 OBJETIVO GENERAL

Inspeccionar los EWIS que conforman el APU mediante la investigación de la documentación técnica del avión en el centro de mantenimiento aeronáutico Ala de Transportes N°11.

1.6.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Recopilar información de la documentación técnica necesaria para realizar la tarea de mantenimiento establecido.
- Implementar la herramienta Hoisting Cradle Assembly para el montaje y desmontaje del APU.
- Realizar la inspección de acuerdo al chequeo de operación programado.

CAPÍTULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1 HISTORIA DEL AVIÓN BOEING 737

2.1.1 Boeing 737-200

La primera vez que realizó el vuelo la aeronave Boeing 737 en abril de 1967, más de 6.000 ejemplares de este gran éxito de aviones de corto a mediano rango, fueron ordenados para ser fabricados en gran cantidad, lo que lo hizo el avión comercial más vendido de la historia. En su momento el Boeing 737 representó ser más del 25% de la flota mundial de grandes aviones de pasajeros comerciales. Transcurrido esto tres versiones principales se produjeron:

- Los 737-100/-200, propulsados por dos motores Pratt & Whitney JT8D,
- Los 737-300/-400/-500, que introdujeron los motores Turbofan CFM56 y la aviónica más avanzada, y
- Los Nex Generation 737-600/-700/-800, entregados al primer cliente en diciembre de 1997.

Los despegues y aterrizajes del B737 que puede realizar en pistas relativamente cortas, lo hicieron apto para operar desde pequeños aeropuertos regionales, e inclusive desde aeródromos no asfaltados. Los 737 se ha vendido a más de 540 compañías aéreas en un promedio de 1.250 aviones. (SCRIBD, 2018)

737-200 Advanced

En 1979 apareció el 737-200 Advanced que tenía mayor capacidad de combustible, mayor peso de despegue, mayor alcance e incorporaba nuevos

materiales compuestos y una aviónica mejorada con respecto al 737-200 común. La producción de los 737-200 terminó en 1988 después de haberse fabricado 1.114 ejemplares. (SCRIBD, 2018)

2.2 DESARROLLO DEL AVIÓN BOEING 737-200

El desarrollo de este bimotor, tuvo un avance muy rápido. Para ahorrar costes y tiempo, Boeing eligió una configuración bastante semejante, en muchos componentes estructurales, a la del trirreactor Boeing 727, de mayor tamaño, que ya estaba en producción, que ya era de por sí un avión exitoso y que a su vez heredaba el fuselaje del patriarca de los reactores de la historia de la aviación, el mítico Boeing 707. Gran parte del fuselaje, compuertas, paneles y distribuciones eran idénticos a los del 727 e incluso la planta motriz era igual (los entonces modernísimos y potentes turbo reactores Pratt & Whitney JT8D), aunque abandonando la cola del avión y situándose bajo las alas. Para configurar lo que habría de ser el nuevo modelo. (AeroHispanoBlog, 2014)

La versión 737-200 Advanced, que realizó su vuelo por primera vez en abril de 1971 (identificados como 200Adv) llevaba los motores JT8D-9, JT8D-15 o los JT8D-17, aún más potentes, que dieron mejora al peso máximo de despegue y la capacidad de combustible del avión, así también como flaps y frenos más eficientes. La aeronave era cada vez más versátil, transportando, de manera más eficaz y con mayor velocidad. Las nuevas legislaciones de liberalización del mercado norteamericano, donde podrían surgir rápidamente nuevas compañías aéreas, supusieron su definitivo éxito para un avión tan adaptable como aquel. En el año 1988 salió de la cadena de montaje el último 737-200Adv, para una aerolínea. Porque ya en esos momentos el modelo estaba dejando de ser competitivo ya que llevaba motores JT8D, eran demasiado glotones y demasiado ruidosos para ser competitivos. La economía y la contaminación se convirtieron en un elemento a tener muy en cuenta y, desde principios de los 80, Boeing planteaba modernizar su modelo. (AeroHispanoBlog, 2014)



Figura 1 Avión B737-200 Advanced

Fuente: (AeroHispanoBlog, 2014)

2.3 ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL AVIÓN BOEING 737-200 ADVANCED

- **DIMENSIONES**

Longitud	100ft 2 in (30,50 m)
Altura	37ft (11,28 m)
Envergadura de alas	93ft (28,38 m)
Área del ala	(980 ft ²) (91,10 m ²)

- **PESOS**

Carga máxima	34.966 lb (15.860 kg)
Peso Máximo de Despegue	180.100 lb (58.157 kg)
Peso Máximo de Aterrizaje	105.000 lb (47.627 kg)
Peso Máximo si Combustible	96.500 lb (43.771 kg)

• **RENDIMIENTO**

Velocidad Máxima de	
Crucero	516 mph (830 km/h)
Alcance	4.900 kmft (3.050 mill)
Techo de máximo	35.000 ft (10.700 m)
Velocidad máxima	575 mph (925 km/h)

• **CAPACIDADES**

Pasajeros 2 clases	115
Pasajeros una clase	130
Capacidad de	19.533 litros (5.160
Combustible	US. gal

• **PLANTA DE PODER “MOTOR”**

Fabricante	Pratt & Whitney
Modelo	JT8D-17A
	7.030 kg
	(15.500 lb)
Cantidad	2

(BOEING 737, 2016)

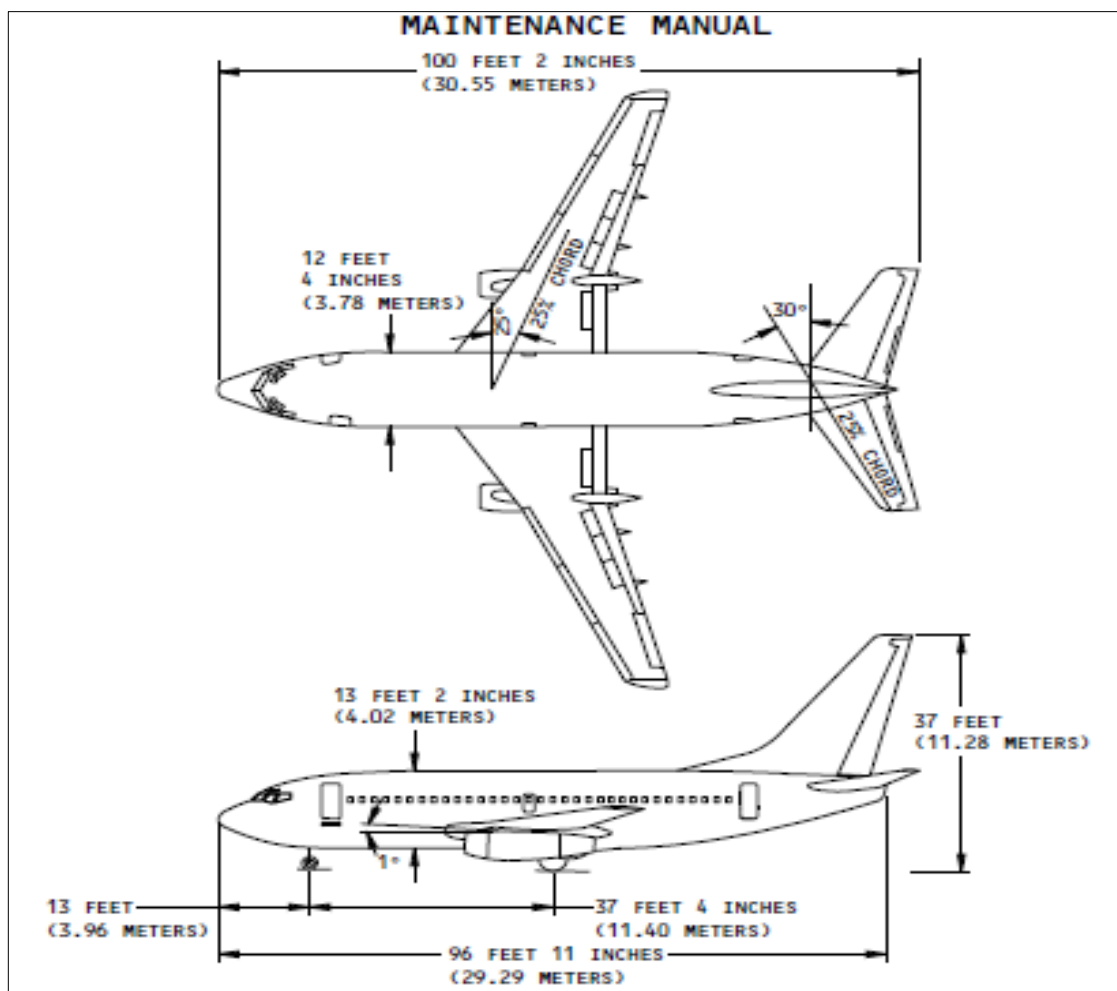


Figura 2 Dimensiones y áreas del avión

Fuente: Manual de mantenimiento

2.4 UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR (APU)

2.4.1 General

El APU de una aeronave es relativamente pequeña que consiste en un generador eléctrico que suele ser empleado para proporcionar electricidad, presión hidráulica y aire acondicionado al avión mientras que los motores están apagados, de la misma forma se obtiene energía para hacer girar el compresor y arrancar los motores. En muchas ocasiones se utiliza para suministrar energía en vuelo durante las pérdidas de potencia para mantener los sistemas críticos funcionando como el sistema hidráulico, las luces o los instrumentos en cabina.

La unidad de potencia auxiliar es instalada en diferentes lugares de las aeronaves tanto civiles como militares, aunque normalmente se sitúan en la cola de los reactores modernos. La salida de los gases se puede ver en la mayor parte de los aviones modernos como un tubo pequeño saliente en la cola.

En la mayor parte de los casos la unidad de potencia auxiliar se alimenta mediante una pequeña turbina de gas, que proporciona aire comprimido para ser utilizado directamente o para almacenarlo en un compresor de carga.

Las unidades de potencia auxiliar en aviones de operación bimotor de alcance extendido, son dispositivos críticos en términos de seguridad, ya que estos suponen una reserva de electricidad y aire comprimido en caso de que un motor falle. Algunas APU no pueden ser utilizadas en vuelo ya que sobrepasa el techo para poder operarlas, los APU que son para las aeronaves de operación bimotor de alcance extendido deben serlo hasta el techo de vuelo. En la actualidad existen unidades de potencia auxiliar que se pueden utilizar hasta una altura máxima de 43.000 pies (13.000m) con una temperatura extremadamente baja. Si la unidad de potencia auxiliar o su generador no funcionan en estas condiciones, la aeronave no será certificada como “avión de operación bimotor de alcance extendido” y deberá realizar vuelos con rutas más cortas.

2.4.2 Descripción y operación

La potencia auxiliar en el aire se obtiene de una unidad de potencia auxiliar de turbina de gas (APU). El APU es una unidad compacta e independiente que proporciona aire comprimido para que el motor arranque en el suelo. La unidad proporciona aire comprimido para el aire acondicionado mientras el avión está en el suelo y a una altitud limitada durante el vuelo. La unidad también proporciona energía eléctrica para usar en el suelo o en vuelo.

El APU consiste en un motor de turbina de gas, un generador eléctrico de AC accionado por una turbina a través de un accionamiento y controles para un funcionamiento seguro y continuo. Un sistema de purga de compresor del motor está conectado al sistema neumático del avión. El generador proporciona energía eléctrica para el sistema eléctrico del avión. Los sistemas de detección, advertencia y extinción de incendios también se proporcionan para la APU. (BOEING, 2015)

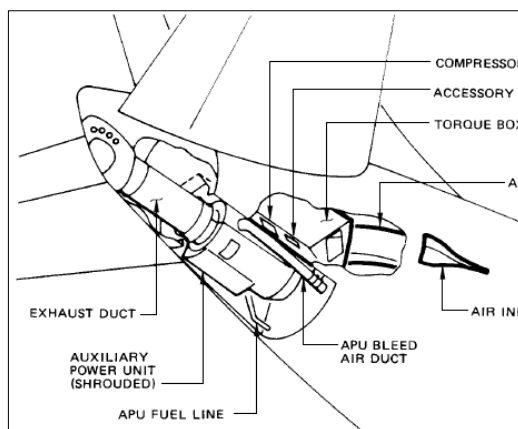


Figura 3 Ubicación del APU

Fuente: (BOEING, 2015)

El combustible para la operación de la APU se obtiene del tanque de combustible No. 1. La energía eléctrica para iniciar la APU se obtiene de la batería del avión. Al colocar el interruptor principal en INICIAR, se inician las operaciones controladas automáticamente para iniciar la APU. La válvula de combustible APU y la puerta de entrada de aire se abren. La aceleración, el encendido y el corte del motor de arranque están controlados para permitir que el motor alcance la velocidad de servicio de forma rápida y segura.

Tan pronto como la APU alcanza la velocidad de servicio, se obtiene potencia neumática o eléctrica colocando correctamente los controles. Si se requieren grandes cantidades de potencia neumática, como para el arranque del motor del avión, la carga eléctrica debe reducirse.

La APU se detiene colocando el interruptor principal en OFF. El APU se apaga automáticamente, en caso de sobrevelocidad del motor, baja presión de aceite, alta temperatura del aceite o si hay un incendio en el compartimento de la APU. La descarga del extintor, en caso de incendio en la APU, se controla manualmente. (BOEING, 2015)

2.5 CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL APU

- Arranque máximo de EGT es 760°C
- APU con sangrado + carga eléctrica:
La altitud máxima es 10,000 ft.
- APU con sangrado
La altitud máxima es 17,000ft.
- APU con carga eléctrica
La altitud máxima es 35,000ft
- El peso de un APU seco es de aproximadamente 318-326 libras (144-148 kilogramos).
- Ubicado en la sección 48 estación 1016-1156.

2.6 OPERACIONES DEL APU

La unidad de potencia auxiliar APU es un conjunto motriz y autónomo, que proporciona tres funciones básicas en el avión donde se instala.

- Un par de giros para la puesta en marcha de los motores del avión, bien en forma de transmisión mecánica directa o en forma de energía neumática para la turbina de aire.
- Energía eléctrica.
- Aire comprimido para servicio del avión cuando está en tierra, y opcionalmente en vuelo si es necesario. (El mundo de la Aviacion, 2012)

Según la fase de operación del avión, estas funciones se dividen típicamente así:

En tierra

El APU puede proporcionar aire sangrado de su propio compresor para puesta en marcha de los motores y para el sistema de aire acondicionado. Además, suministra energía eléctrica al sistema general del avión.

En vuelo

El APU actúa normalmente como sistema de respaldo para otros sistemas del avión, y puede suministrar estos servicios:

- Energía eléctrica.
- Neumático para acondicionamiento en el aire.
- Anti hielo de planos principales. (El mundo de la Aviacion, 2012)



Figura 4 APU de la aeronave

Fuente: (El mundo de la Aviacion, 2012)

En despegue

El APU como modo adicional presente en algunos aviones, proporciona aire a presión para el acondicionamiento en la cabina. Esta función se incluye con el fin de mejorar la prestación de los motores principales durante el despegue, sin detrimento del empuje. La unidad de potencia auxiliar se instala en el cono de

cola del avión, aislado del resto de compartimientos por un tabique cortafuegos. (El mundo de la Aviacion, 2012)

Esta ubicación del APU en el cono de cola ofrece varias ventajas:

Como todos sabemos la unidad de potencia auxiliar se encuentra lejos de los receptores de energía finales a los que sirve, pero al encontrarse en tal posición encontramos varios puntos a favor:

- El espacio amplio que encuentra en el cono de cola.
- Disminución del nivel de ruido.
- Reducción de contaminación al nivel del suelo por gases de escape del APU
- Disminución del riesgo general del avión en caso de incendio incontrolado en el compartimiento de la unidad de potencia auxiliar.
- Disminución del riesgo general en caso de fragmentación de algún disco del rotor o turbina del turbo eje del APU. (Oñate, 2007)

La unidad de potencia auxiliar es un motor turbina de gas con un eje situado en la sección 48, en la parte posterior del avión, está proporciona energía eléctrica y neumática para operación en vuelo y en tierra. La unidad suministra energía eléctrica al avión mediante un generador enfriado por aceite y proporciona energía neumática mediante un compresor de carga accionado por el motor. Hay que tomar en cuenta que el suministro de energía eléctrica de la unidad de potencia auxiliar se da prioridad sobre el suministro de potencia neumática.

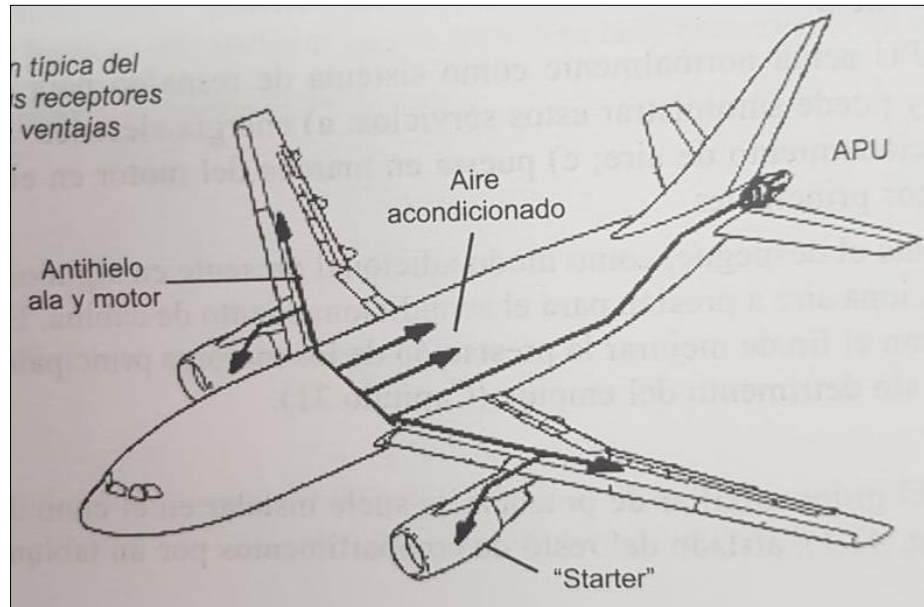


Figura 5 Ubicación del APU

Fuente: (Oñate, 2007)

Asimismo, en un plano adicional, permite que el chorro de gases del motor del APU descargue en la zona inmediatamente detrás de la cola. Es una zona del avión de baja presión dinámica del aire debido a la estela del fuselaje, y que sin embargo es "llenada" por el chorro de gases del APU de energía cinética muy alta. De esta forma, en vuelo, cuando funciona el APU disminuye la succión (resistencia aerodinámica de base) que se produce en la parte posterior del avión. (Oñate, 2007)

Señalamos dos notas en relación con la instalación en el avión:

- El compartimiento del APU está ventilado a la atmósfera
- En aviones militares puede ser ventajosa la instalación del APU en la zona de góndolas del tren de aterrizaje, muy cerca del suelo.

2.7 TIPOS DE APU

Desde el punto de vista mecánico los grupos APU se clasifican en dos categorías:

- Grupos de arranque de transmisión mecánica.
- Grupos de arranque neumático.

Grupos de arranque de transmisión mecánica

Es una unidad típica de empleo en aviación militar. El APU transmite al motor el movimiento de giro necesario por medios mecánicos.

La ilustración seis se muestra esquemas aplicables a una unidad de este tipo. El APU, observar la figura de la izquierda, consta del generador de gas y una turbina de potencia que transmite un par de giro a la caja de engranajes del turborreactor. La caja de engranajes del turborreactor, a su vez, hace girar el eje del motor principal la puesta en marcha.

La parte derecha de la figura muestra la disposición tan original que tiene uno de estos grupos en el turborreactor *Snecma ATAR*. El APU está situado justo en el cono de entrada de la toma de aire del motor.

El APU mecánico se pone en marcha mediante un motor eléctrico, alimentado con corriente de los acumuladores eléctricos de a bordo. Una vez encendida la cámara de combustión del generador de gas del APU se dispone de potencia mecánica en el eje de salida de la unidad.

Hay que notar que los grupos auxiliares de potencia de transmisión mecánica sólo proporcionan potencia mecánica, es decir, ejecutan sólo una de las funciones generales de las unidades auxiliares de potencia. (Oñate, 2007)

NOTA: *su característica operacional es la simplicidad, bajo coste y potencia de salida pequeña.*

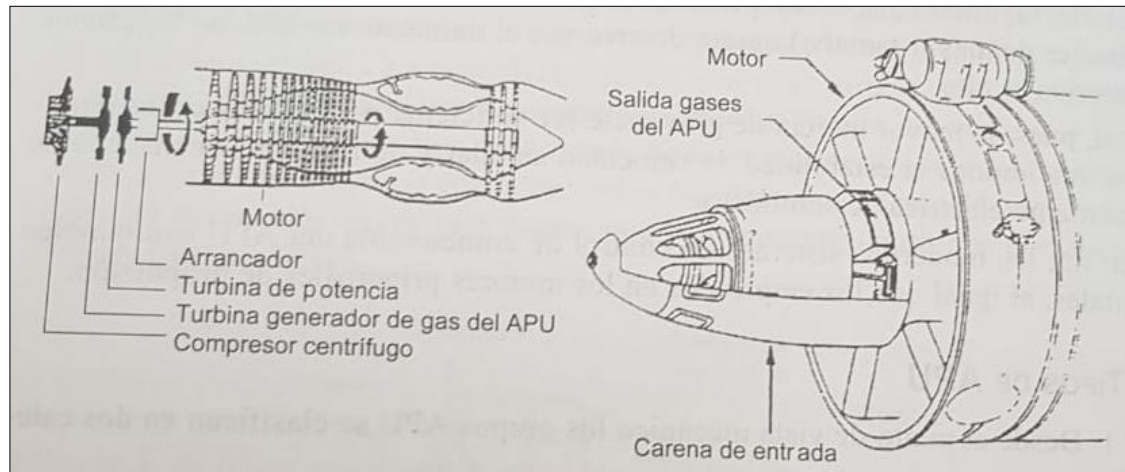


Figura 6 Grupos de arranque de transmisión mecánica

Fuente: (Oñate, 2007)

Grupos de arranque neumático

Los grupos de arranque neumático poseen en origen la virtualidad de cumplir las tres funciones básicas de la unidad auxiliar de potencia, citadas anteriormente. En puridad, la expresión “grupo auxiliar de potencia” debe reservarse para estas unidades, de empleo en aviación comercial.

Los grupos auxiliares de potencia neumáticos pueden ser de uno y dos ejes. Sin embargo, la clasificación práctica más importante de estas unidades se establece por el modo de alimentación de aire de servicio a los sistemas del avión. (Oñate, 2007)

Se pueden clasificar en:

- Grupos con alimentación de aire por compresor de prioridad.
- Grupos con alimentación de aire por compresor de carga.

Grupos con compresor de prioridad

En estos grupos, el arrancador por turbina de aire del sistema de puesta en marcha del motor propulsor se alimenta con aire a presión procedente del compresor en dos ramas, según la prioridad de funciones en un momento de funcionamiento determinado.

Una rama se dirige a la cámara de combustión del APU y la otra se localiza hacia la turbina de aire de puesta en marcha del turbo reactor. Obviamente, la función de alimentar con aire la cámara de combustión del propio APU tiene siempre prioridad sobre la cesión de aire de servicio al exterior.

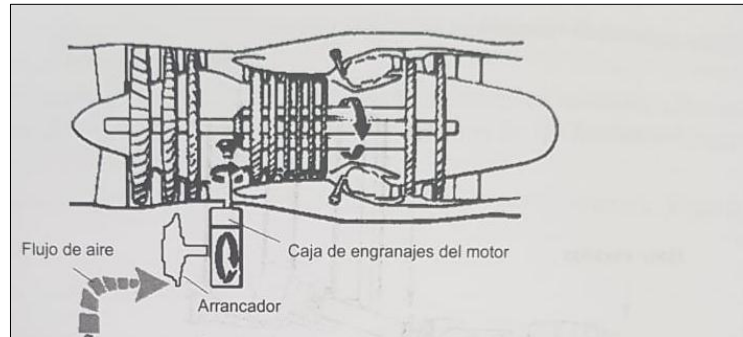


Figura 7 APU con compresor de prioridad

Fuente: (Oñate, 2007)

Grupos con compresor de carga

En este caso, la turbina de potencia del APU conduce a un compresor centrífugo independiente, llamado compresor de carga. El compresor de carga admite aire exterior por su boca de entrada, y lo comprime. El aire comprimido pasa a la turbina de aire para la puesta en marcha del turbo reactor y/o servicios neumáticos del avión. El APU con compresor de carga permite mejor adaptación del grupo a las necesidades de aire de servicio del avión. Es la solución óptima para aviones poli motores. Por ello es el más usado en aviones comerciales.

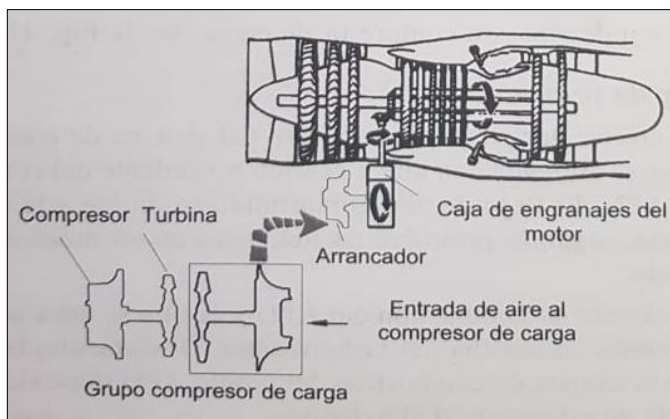


Figura 8 APU con compresor de carga

Fuente: (Oñate, 2007)

2.8 SISTEMAS DE INTERCONEXION DE CABLEADO ELECTRICO

Los requerimientos necesarios del sistema de interconexión de cableado eléctrico se encuentran de manera obligatoria en la parte 25, subparte H, de las regulaciones federales de aviación.

2.8.1 Definición

El sistema de interconexión de cableado eléctrico (EWIS) se refiere a cualquier cable, dispositivo de cableado o combinación de los mismos, incluidos los dispositivos de terminación, instalados en cualquier área del avión con el propósito de transmitir energía eléctrica, incluyendo datos y señales entre dos o más puntos de terminación previstos.

Esto contiene:

- Alambres y cables.
- Barras de bus.
- El punto de terminación en dispositivos eléctricos, incluidos los relés, interruptores, contactores, bloques de terminales e interruptores automáticos y otros componentes de protección de circuitos.
- Conectores, incluidos los conectores de alimentación directa.
- Accesorios del conector.

- Dispositivos eléctricos de conexión a tierra y sus conexiones asociadas.
- Empalmes eléctricos.
- Materiales utilizados para proporcionar protección adicional a los cables, incluido el aislamiento de cables, manguitos de cables y conductos que tienen terminación eléctrica con el propósito de unirlos.
- Escudos o trenzas.
- Abrazaderas y otros dispositivos utilizados para rutear y soportar el haz de cables.
- Dispositivos de atadura de cables.
- Etiquetas u otros medios de identificación.
- Sellos de presión.

El equipo eléctrico o de aviónica debe estar calificado para las condiciones ambientales y los procedimientos de prueba, cuando esas condiciones y procedimientos se refieren a:

- Metodos apropiados para la función y el entorno operativo, previstos, y
- Aceptable para la Agencia.
- Fibra óptica. (Legal Information Institute, 2007)

EWIS NO ES:

- Equipo eléctrico o aviónica calificado para condiciones ambientales aceptables y procedimientos de prueba.
- Dispositivos eléctricos portátiles que no forman parte del diseño de tipo de avión.
- Fibra óptica.

2.8.2 Factores para la degradación del EWIS

La degradación del EWIS es un proceso que conlleva una función de muchas variables, y el envejecimiento es solo uno de estos. Otros factores principales que influyen en la degradación del EWIS tales como:

- Entorno en el que está instalado.
- Propiedades físicas del EWIS.
- Instalación física real del EWIS.
- Mantenimiento (limpieza y reparación) del EWIS.

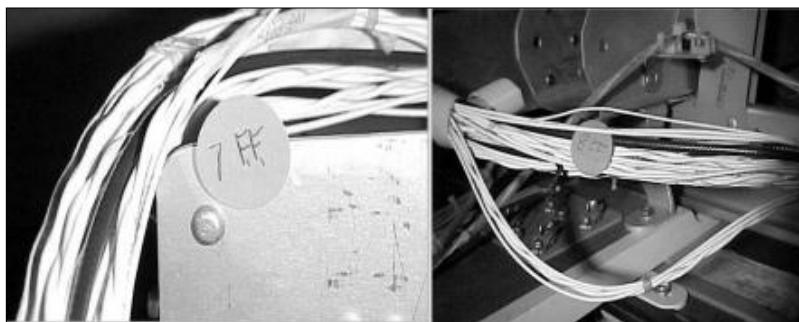


Figura 9 Cableado de la aeronave

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

2.8.3 Características del envejecimiento EWIS

La forma de la degradación del EWIS depende del tipo de EWIS que se instaló originalmente, también depende del tiempo y del entorno generalmente expuestos durante el servicio y de cómo fue su mantenimiento.

En el historial de servicio se muestra “como se instala EWIS” de tal manera que cualquier componente del sistema de cableado eléctrico no es instalado o seleccionado correctamente tiene un mayor potencial para degradarse a un ritmo acelerado. Por lo tanto, las buenas prácticas de mantenimiento son requisitos fundamentales para que EWIS permanezca intacto. (Federal Aviation Administration , 2016)

2.8.4 Causas de la degradación de EWIS

- Vibración
- Humedad
- Mantenimiento
- Daño indirecto
- Contaminación química
- Calor
- Instalación

Vibración

Las áreas de mayor vibración tienden a acelerar la degradación del cableado con el paso del tiempo, lo que genera contactos intermitentes y síntomas intermitentes. La alta vibración también puede causar que las corbatas o lazos de cuerda dañen el aislamiento. También, la alta vibración exacerbará cualquier problema existente con el agrietamiento del aislamiento del cable.

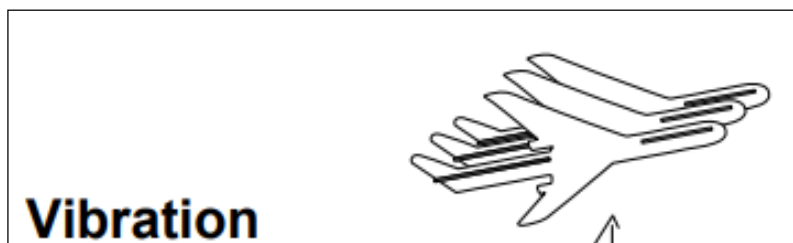


Figura 10 Vibración generada por las aeronaves

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

Humedad

Los lugares de alta humedad por lo general aceleran la corrosión de los terminales, clavijas, tomas de corriente y conductores, cabe destacar que el EWIS instalado en áreas limpias, secas y con temperaturas moderadas tiene una buena resistencia.

Mantenimiento

Los tipos de mantenimiento no programados, si se los realiza de manera incorrecta contribuye a problemas de largo plazo en la degradación del EWIS. Toda reparación que no cumple con los estándares mínimos de aeronavegabilidad tiene una durabilidad limitada. Las reparaciones que se ajustan a las prácticas de mantenimiento recomendadas por los fabricantes por lo general se consideran permanentes y no deberían requerir una revisión si se mantienen adecuadamente.

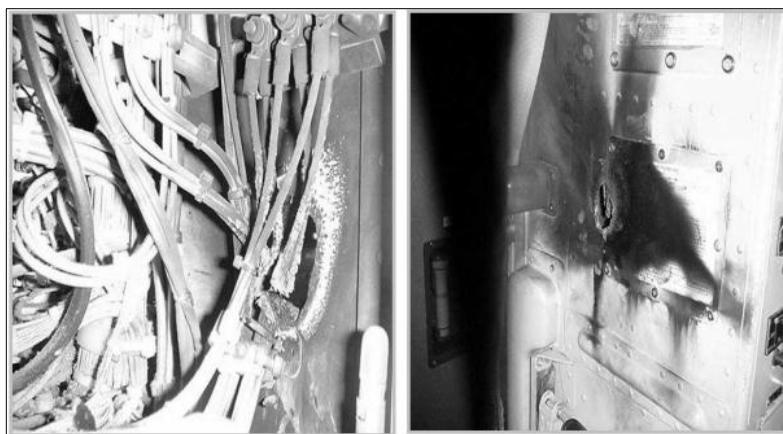


Figura 11 Daños de cables por mantenimiento

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

Daños indirectos

Los sucesos como rupturas de conductos neumáticos pueden causar daños que inicialmente no son evidentes, pero pueden causar problemas posteriormente en los componentes del EWIS. Cuando ocurre un evento de este tipo, el EWIS circundante debe inspeccionarse cuidadosamente para garantizar que no existan daños evidentes.



Figura 12 Daños de EWIS por polvo y pelusa

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

Contaminación química

Los productos químicos tales como el fluido hidráulico, electrolitos de batería, combustible, agentes inhibidores de la corrosión, químicos del sistema de desechos, agentes de limpieza, fluidos descongelantes y la pintura que pueden contribuir a la degradación de los componentes del EWIS siempre estarán presentes por lo que los sistemas EWIS que pueden estar expuestos a fluidos hidráulicos deben recibir atención especial durante las inspecciones de EWIS.



Figura 13 Daños por agentes químicos

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

Calor

Los EWIS expuestos a altas temperaturas aceleran la degradación, la sequedad del aislamiento y las grietas, el contacto directo con una fuente de calor de alta temperatura puede dañar el aislamiento de una manera exageradamente rápida, incluso cuando los niveles de calor son bajos puede degradar los componentes del EWIS durante largos periodos de tiempo. “Este tipo de degradación se da más en lo motores”.



Figura 14 Daños de EWIS por calor

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

Instalación

Los EWIS que no son instalados correctamente pueden acelerar el proceso de degradación del EWIS. El enrutamiento, sujeción y terminación inadecuados durante la instalación o durante una modificación pueden provocar daños en el EWIS.

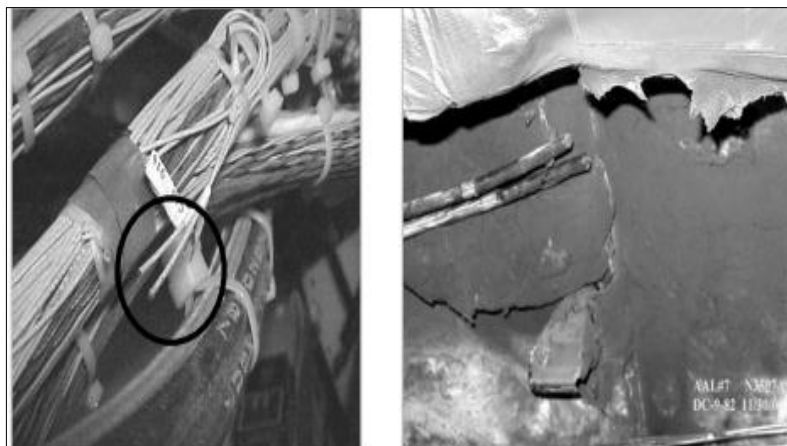


Figura 15 Instalación incorrecta de EWIS

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

2.8.5 Función e instalación EWIS

Todo componente de EWIS que sea instalado en cualquier área del avión debe:

- a) Ser de un tipo y diseño apropiado para su función prevista.
- b) Ser instalado de acuerdo con las limitaciones especificadas para los componentes del EWIS.
- c) Tener un correcto funcionamiento cuando está instalado.
- d) Ser diseñado e instalado de forma que se reduzca la tensión mecánica.
- e) Realizar la selección de los cables teniendo en cuenta las características conocidas del cable en relación con cada instalación y aplicación particular a fin de reducir el riesgo de daño del cable.
- f) Tener en cuenta el diseño e instalación de los cables de alimentación principales, incluyendo los cables del generador, en el fuselaje se debe permitir un grado aceptable de deformación y estiramiento sin fallas.

- g)** Conocer los componentes EWIS ubicados en áreas de acumulación de humedad conocida, para que se encuentren adecuadamente protegidos y de esta manera minorizar cualquier efecto peligroso debido a la humedad.

- h)** Los cambios que se realicen a los componentes de EWIS como; diseño de tipo original deben diseñarse e instalarse con los mismos estándares utilizados por el fabricante original del avión y otras normas equivalentes aceptables para la compañía. (FAA, 2017)



Figura 16 Instalación de EWIS

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

2.8.6 Sistemas y funciones EWIS

Los sistemas EWIS vinculados con los requerimientos para la certificación de tipo o por las reglas de operación, se deben considerar como parte integral de ese sistema y se deben considerar para demostrar el cumplimiento de los requisitos aplicables para ese sistema. (FAA, 2017)

2.8.7 Separación del sistema EWIS

(a) El sistema EWIS debe ser diseñado e instalado con una separación física idónea de otro EWIS y sistemas de la aeronave de manera que una falla del componente EWIS no cree una condición peligrosa.

(b) Los componentes de EWIS deben diseñarse e instalarse de una forma que cualquier interferencia eléctrica que se pueda presentar en el avión, no dé lugar a efectos peligrosos sobre el avión o sus sistemas, excepto en condiciones extremadamente remotas.

(c) Los cables que trasladan corriente intensa y sus componentes EWIS vinculados deben ser diseñados e instalados para garantizar una separación física y un aislamiento eléctrico apropiado, de manera que el daño a los circuitos principales se minorice en condiciones de falla.

(d) Cada EWIS vinculado con fuentes de energía independientes del avión o fuentes de alimentación conectadas en combinación deben ser diseñados e instalados para garantizar una separación física y un aislamiento eléctrico apropiado para que en caso de una falla en cualquier fuente de alimentación del avión EWIS no afecte negativamente a otras fuentes de energía independientes.

(1) Las fuentes de energía eléctrica independientes del avión no deben compartir una ubicación de terminación de tierra común.

(2) Los componentes estáticos del sistema de aviación no deben compartir una ubicación de conexión a tierra común con ninguna de las fuentes de energía eléctrica independientes del avión.

(e) Excepto en los lugares que sea necesario para proporcionar conexión eléctrica como son los componentes del sistema de combustible, el EWIS del sistema de combustible debe ser diseñado e instalado con la separación física adecuada de las líneas de combustible y otros componentes del mismo sistema, de manera que:

(1) Una deficiencia del componente EWIS no creará una condición peligrosa, y

(2) La fuga de combustible en los componentes de EWIS no creará una condición peligrosa.

(f) Excepto en la medida necesaria para proporcionar conexión eléctrica a los componentes del sistema hidráulico, el EWIS del sistema hidráulico debe ser diseñado e instalado con la separación física apropiada de las líneas hidráulicas y otros componentes del sistema hidráulico, de tal manera que:

(1) Un fallo en el componente EWIS no creará una condición peligrosa, y

(2) Una fuga de fluido hidráulico en los componentes de EWIS no creará una condición peligrosa.

(g) Excepto en la medida necesaria para proporcionar conexión eléctrica a los componentes del sistema de oxígeno, el EWIS de los componentes del sistema de oxígeno deben ser diseñados e instalados con una separación física adecuada de las líneas de oxígeno y otros componentes del sistema de oxígeno, de manera que un fallo del componente EWIS no cree una condición peligrosa.

(h) Excepto en la medida necesaria para proporcionar conexión eléctrica a los componentes del sistema de agua y desechos, el EWIS del sistema de agua y desechos deben ser diseñados e instalados con una separación física adecuada de las líneas de agua y desechos junto con otros componentes del mismo sistema, de una forma que:

(1) Una falla del componente EWIS no creará una condición peligrosa, y

(2) La fuga de agua / desechos en los componentes de EWIS no creará una condición peligrosa.

(i) Los sistemas de interconexión de cableado eléctrico deben diseñarse e instalarse con una separación física adecuada con respecto a los cables de los

sistemas de control mecánico y de vuelo, conjuntamente con los componentes del sistema asociados de una manera que;

(1) Se evitan las rozaduras, los atascos u otras interferencias.

(2) Una falla del componente EWIS no creará una condición peligrosa.

(3) El fallo de cualquier componente de vuelo u otro sistema de control mecánico de cables o componentes de sistemas no dañará EWIS y no creará una condición peligrosa.

(j) Los sistemas de interconexión de cableado eléctrico deben ser diseñados e instalados con una separación física adecuada entre los componentes del equipo calefactado, los conductos de aire caliente y las líneas de tal manera que;

(1) Una falla del componente EWIS no creará una condición peligrosa, y

(2) La fuga de aire caliente o el calor generado en los componentes de EWIS no crearán una condición peligrosa.

NOTA: *Cada EWIS debe ser diseñado e instalado de manera que exista una separación física adecuada entre los sistemas de interconexión de cableado eléctrico, otros componentes y la estructura del avión, para que el EWIS esté protegido contra bordes y esquinas cortantes, a fin de mino rizar el potencial de abrasión, rozadura, daños por vibración y otros tipos de daños mecánicos.*
(FAA, 2017)

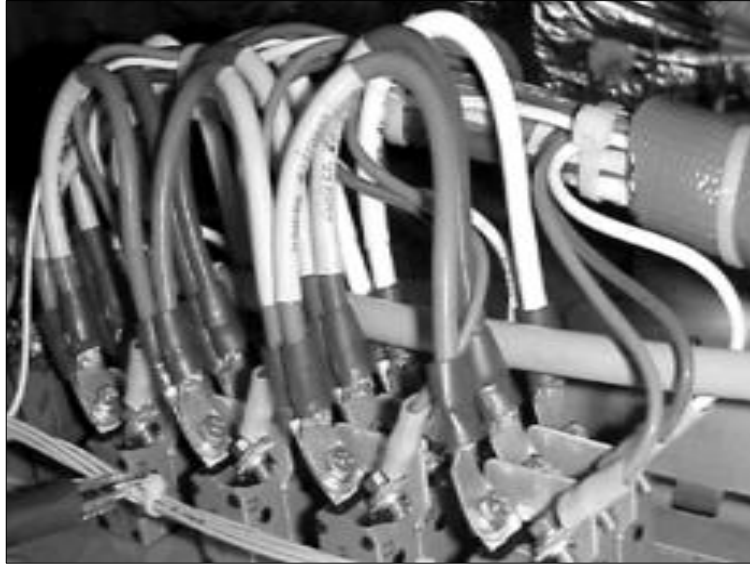


Figura 17 Instalación de EWIS

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

2.8.8 Seguridad del sistema EWIS

Todo componente EWIS debe ser diseñado e instalado de una forma que:

(a) Cada condición de falla catastrófica

- es extremadamente improbable; y
- no es el resultado de una sola falla

(b) Cada condición de falla peligrosa es extremadamente remota. (FAA, 2017)

2.5.6 Identificación de los componentes EWIS

Los componentes del EWIS deben ser debidamente etiquetados o identificados de una manera distinta a otros componentes utilizando un método coherente que facilite la identificación del componente EWIS, su función y sus limitaciones de diseño.

Los sistemas para el que se requiera redundancia ya sea por requisitos de certificación específicos o reglas de operación, los componentes de EWIS

incluidos deben identificarse particularmente con su número de componente, función y requisito de separación para paquetes.

La identificación debe ser colocada a lo largo del cable o haces de cables a intervalos adecuados y en áreas del avión para que sean fácilmente reconocibles para todo el personal de mantenimiento y realizar su reparación o alteración.

NOTA: *Si un componente EWIS no puede ser marcado físicamente, entonces se debe proporcionar otros medios de identificación.*

Las marcas de identificación requeridas por los subpárrafos anteriores deben permanecer legibles durante la vida útil esperada del componente EWIS.

Los medios utilizados para identificar todos los elementos de EWIS según lo requerido por este párrafo no deben tener un efecto adverso en el rendimiento de ese componente a lo largo de su vida útil prevista. (FAA, 2017)

2.9 NIVELES DE INSPECCIÓN APLICABLES A EWIS.

2.9.1 Inspección detallada (DET)

Un análisis intensivo de un componente específico, instalación o montaje para descubrir daños, fallas o irregularidades. La iluminación disponible normalmente se complementa con una fuente directa de buena iluminación a una intensidad que se considera apropiada. Las ayudas de inspección tales como espejos, lentes de aumento u otros medios pueden ser necesarios. Se pueden requerir procedimientos de limpieza de superficies y accesos elaborados.

La inspección detallada es algo más que solo una inspección visual, ya que esta incluye un examen táctil en la que se verifica la hermeticidad y seguridad de un componente o conjunto. Esto es tiene una particular importancia al momento de identificar las tareas aplicables y efectivas para garantizar la

integridad continua de las instalaciones, como puentes de unión, conectores de terminales, etc.

NOTA: Aunque el término *Inspección Visual Detallada* sigue siendo válido para los *DET* que solo usan la vista, se debe reconocer que esto puede representar solo parte de la inspección solicitada en los documentos de origen utilizados para establecer un Programa de Mantenimiento del operador. Por esta razón, se recomienda no utilizar el acrónimo "DVI", ya que excluye el examen táctil de este nivel de inspección. (Transport Canada, 2010)



Figura 18 Inspección visual detallada

Fuente: (Estructuras Aeronauticas)

2.9.2 Inspección visual general (GVI).

El análisis visual de un área interior o exterior, instalación o montaje para descubrir daños obvios, fallas o irregularidades que se encontraran en este nivel de inspección realizada desde la distancia de contacto a menos que se especifique lo contrario. Es posible que sea necesario un espejo para mejorar el acceso visual a todas las superficies expuestas en el área de inspección. Este nivel de inspección se realiza bajo condiciones de iluminación normalmente disponibles, como la luz del día, la iluminación del hangar, la linterna o la lámpara de desagüe, y puede requerir la extracción o apertura de paneles o puertas de acceso. Es posible que se requieran soportes, escaleras o plataformas para acercarse al área que se está verificando.

Los cambios que se han realizado recientemente a esta definición han agregado una guía de proximidad y la posibilidad de usar un espejo para obtener una mejor posibilidad de acceso visual a las superficies expuestas al realizar una inspección visual general. Al realizar estos cambios deberían dar como resultado una aplicación más consistente del GVI y respaldar las expectativas de qué tipos de discrepancias EWIS deberían ser detectadas por un GVI.

De ser posible que se necesiten linternas y espejos para brindar una vista apropiada de todas las superficies expuestas, no se necesita desmontar o desplazar el equipo, a menos que así lo indiquen específicamente las instrucciones de acceso. La eliminación de pintura o sellante no se necesitara y debe evitarse a menos que la condición observada sea sospechosa. En caso de sospecha de condiciones insatisfactorias, es posible que se necesite eliminar o desplazar elementos para permitir una evaluación adecuada.

Se necesita que el área a ser inspeccionada sea lo suficientemente limpia como para minorizar la posibilidad de que la suciedad o grasa acumulada pueda ocultar condiciones insatisfactorias que de otro modo serían obvias. Cualquier limpieza que se considere necesaria se debe realizar de acuerdo con los procedimientos aceptados para minorizar la posibilidad de que el proceso de limpieza en sí, introduzca anomalías.

Por lo general, se espera que la persona que realiza una inspección visual general identifique la degradación debida al desgaste, la vibración, la humedad, la contaminación, el calor excesivo, el envejecimiento y analice qué acciones son adecuadas para abordar una discrepancia señalada. Al hacer esta evaluación, se debe considerar cualquier efecto potencial en las instalaciones del sistema adyacente, particularmente si incluye el cableado. Las observaciones de discrepancias, como roces, abrazaderas rotas, interferencia, contaminación, etc, deben abordarse. (Transport Canada, 2010)



Figura 19 Inspección general

Fuente: (ACE, 2016)

2.9.3 Inspección zonal.

Es un término general que comprende inspecciones visuales colectivas seleccionadas y comprobaciones visuales que se aplican a cada zona, definidas por acceso y área, para verificar las instalaciones y la estructura del sistema y de la planta de energía para garantizar la seguridad y el estado general.

Una inspección zonal es substancialmente una inspección general visual de una área o zona para descubrir situaciones y discrepancias insatisfactorias. A diferencia de un GVI autónomo, no está dirigido a ningún componente o ensamblaje especificado. (Transport Canada, 2010)



Figura 20 Inspección zonal

Fuente: (Estructuras Aeronauticas)

2.9.4 Orientación para Inspecciones Zonal.

Los siguientes elementos de degradación de EWIS son típicos de lo que debería ser detectable y posteriormente tratado como resultado de una inspección zonal (así como también el resultado de un GVI independiente). También se recomienda que estos artículos se incluyan en la documentación de mantenimiento y capacitación. Esta lista no pretende ser exhaustiva y puede ampliarse según se considere apropiado. (Transport Canada, 2010)

Alambre / arneses de cable

- Haz de cables, contacto de estructura, rozamientos.
- El paquete de cables se pliega o está asegurado incorrectamente
- Cables dañados (daños debido a impacto mecánico, sobrecalentamiento, roces localizados.)
- Falta cinta de atadura y corbata, incorrectamente instalada.
- Cubierta de protección del cableado, deformidad del conducto o instalada incorrectamente.
- Fin del roce de la funda en el dispositivo de fijación del extremo.
- Falta un ojal o está dañado.
- Acumulación de polvo y pelusa.
- Contaminación superficial por virutas de metal, virutas.
- Contaminación por líquidos.
- Deterioro de reparaciones previas (por ejemplo, empalmes).
- Deterioro de empalmes de producción.
- Reparaciones inadecuadas (por ejemplo, empalme incorrecto).
- Inserción inapropiada o separación de líneas de fluido.

Conectores

- Corrosión externa en los receptáculos.
- Cola trasera rota.
- Falta de almohadilla de goma o embalaje en la parte posterior.

- Sin dispositivo de fijación del cable de retroceso.
- Falta o está roto el cable de seguridad.
- Decoloración, evidencia de sobrecalentamiento en terminales, bloques terminales.
- Desalineación de la raya de torque.

Interruptores

- Tapa de protección trasera dañada.

Puntos de tierra

- Corrosión.

Trenza de unión y/puente de unión

- Trenza rota o desconectada
- Múltiples hilos corroídos
- Múltiples hilos rotos

Abrazaderas de cableado o soportes

- Corroído
- Roto o faltante
- Doblado o retorcido
- Accesorio defectuoso (falta el accesorio o el sujetador)
- Despegar o desacoplado
- Protección o cojín dañado

Soportes (rieles o tubos / conducto)

- Roto
- Deformado
- Faltan sujetadores
- Falta protección de borde en los bordes de los orificios de alimentación

- Cojín de hipódromo dañado
- Agujeros de drenaje obstruidos (en conductos).

Disyuntores, contactores o relés

- Signos de sobrecalentamiento
- Signos de arco. (Transport Canada, 2010)

2.10 ÁREAS DE PRECAUCIÓN

- Pasacables y paquetes de cableado
- Alas
- Área del motor, pylon y nacelles
- Compartimiento de accesorios y compartimentos para equipos
- Unidad de potencia auxiliar (APU)
- Tren de aterrizaje y pozos de ruedas
- Paneles eléctricos y unidades reemplazables por línea (LRU)
- Baterías
- Alimentadores de potencia
- Debajo de los Galleys, Lavatories y cabina
- Tuberías de drenaje de fluido
- Disposiciones de drenaje de fuselaje
- Compartimiento de carga, piso inferior
- Cableado sujeto a movimiento
- Paneles de acceso
- Debajo de las puertas
- Debajo de las ventanas correderas de la cabina
- Áreas donde el cableado es de difícil acceso

2.11 SELECCIÓN DE CABLE

Tamaño de los cables para que ellos puedan:

- Tener suficiente resistencia mecánica

- No debe exceder los niveles de caída de voltaje permitidos
- Cumplir con los requisitos de transporte de corriente del circuito

Resistencia mecánica de tamaños de cable menores que #20

- No usar cables con menos de 19 hilos
- Brindar soporte adicional en las terminaciones
- No se debe usar cuando estar sujeto a vibraciones excesivas, flexiones repetidas o desconexiones frecuentes.

Conductores varados

- Reduce la rotura por fatiga

Revestimientos para todo el cableado de la aeronave de cobre

- Plateado ya que el cobre desnudo genera una película de óxido de la superficie “un conductor pobre”
- Estaño <150 °C
- Plata <200°C
- Níquel <260 °C

La degradación de la temperatura elevada de los conductores de cobre estañado y plateado ocurrirá si están expuestos a una operación continua a niveles elevados.

Con los conductores estañados, se producirá intermetálicos de estaño y de cobre, lo que da como resultado un aumento en la resistencia del conductor.

En los conductores plateados la degradación se producirá, en forma de enlaces entre cadenas, la migración de plata y la oxidación de hilos de cobre con un funcionamiento continuo cerca de la temperatura nominal, lo que ocasionará una pérdida de flexibilidad de hilo. (Federal Aviation Administration , 2016)

NOTA: los conductores de cobre estañado y plateado exhibirán una capacidad de soldadura degradada después de la exposición a una temperatura elevada continua.

2.12 REEMPLAZO DE CABLES EN REPARACIONES Y MANTENIMIENTO

La mayor parte de los diseños de los componentes EWIS cumplen con las especificaciones que requieren los fabricantes para que pasen pruebas rigurosas antes de que sean aprobados o agregados a una lista de productos calificados. Los fabricantes de aviones que mantienen sus propias especificaciones de cableado ejercen un control estricto de sus fuentes aprobadas. Por ello, es importante observar el manual de mantenimiento de la aeronave o ponerse en contacto con el fabricante original de la aeronave cuando surjan necesidades, sustituciones o problemas de cables. (Federal Aviation Administration , 2016)

Cuando se necesite un cable de reemplazo, revise el manual de mantenimiento de la aeronave para determinar si el fabricante ha aprobado una sustitución.

Si esta sustitución no se aprueba ponerse en contacto con el fabricante original de la aeronave para obtener un reemplazo aceptable.



Figura 21 Mantenimiento de EWIS

Fuente: (TRAINING)

2.13 ENRUTAMIENTO DE LOS COMPONENTES EWIS

Los componentes de EWIS deberán enrutarse de una manera que se garantice la fiabilidad y protección contra riesgos potenciales daño como resultado que:

- Elimine el potencial de rozaduras contra la estructura u otros componentes.
- La posición para eliminar y minimizar el uso como asidero o soporte.
- Minimizar la exposición a daños ocasionados por equipos de mantenimiento o carga en movimiento.
- Evitar los electrolitos de la batería u otros fluidos corrosivos.

2.13.1 Ejemplos de mal enrutamiento de cables

A continuación se muestran las malas prácticas de manteniendo y los errores que se puede cometer al no conocer los procedimientos seguros para realizar una tarea de mantenimiento.

EWIS montado en la estructura

Cuando se guía un cable por la estructura este no debe pasar enrollado ya que son más propensos a daños, los cables de alimentación montados en la estructura pueden causar daños a los cables de potencia.

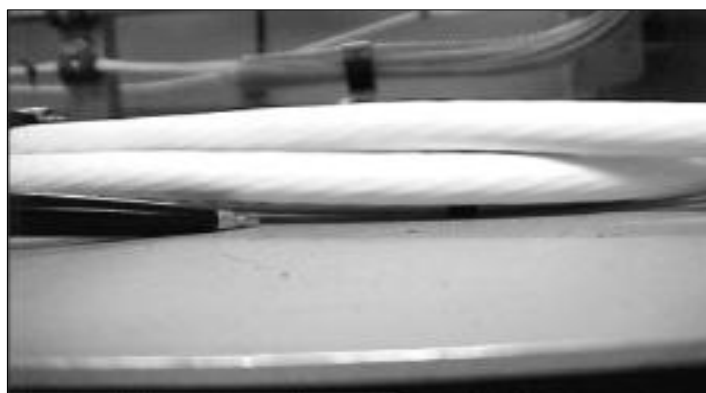


Figura 22 Mal enrutamiento de cables

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

La manera más correcta para guiar cables en la estructura es que todos pasen juntos, no enrollados ni uno encima de otro, así evitaremos daños a los mismos y se pueden conservar por un largo tiempo.



Figura 23 Enrutamiento de cables correcto

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

EWIS montado en otro EWIS

Los bultos de cables que se cruzan deben asegurarse juntos para evitar rozaduras ya que pueden desgastar de una manera rápida a los cables.

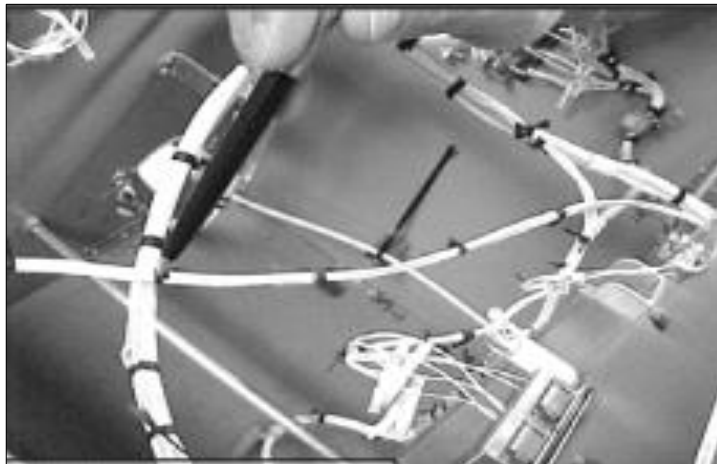


Figura 24 Mala guía de cables

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

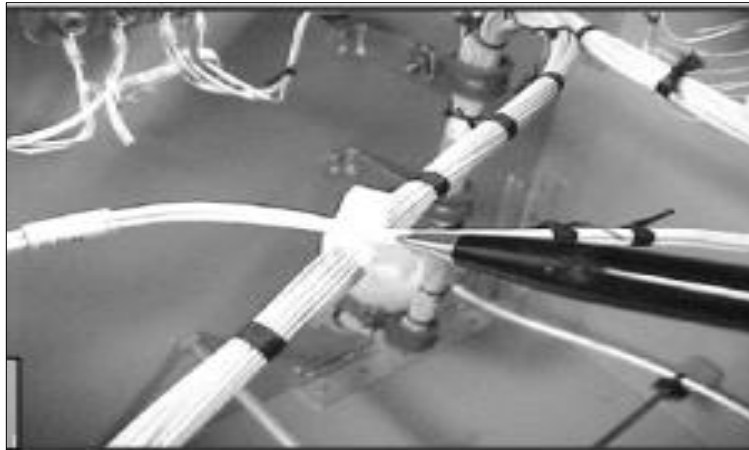


Figura 25 Cables guiados correctamente

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

EWIS montado en un agujero

Si la arandela es exageradamente corta habrá fricción en el paquete de cables, el rozamiento y la vibración provocada por la aeronave puede romper los cables.



Figura 26 Cables guiados de manera incorrecta

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)



Figura 27 Manera correcta de guiar un cable

Fuente: (Federal Aviation Administration , 2016)

2.14 GUÍAS DE PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO EWIS POR LA FAA

Podemos encontrar varias prácticas de EWIS especificadas en la parte 25 y la parte 26 relacionadas con 14 CFR.

14 CFR 25.1729 requiere que las indicaciones para el mantenimiento de la aeronavegabilidad se desarrollen usando procedimientos analíticos, esto deberá incluir tareas de mantenimiento e intervalos para EWIS, gran variedad de prácticas generales de guías de la FAA se encuentra en el capítulo 11 de AC 43.13-1b. (Federal Aviation Administration , 2016)

2.14.1 14 CFR PARTE 25

La parte 25 nos presenta nuevos requisitos para la certificación de sistemas de interconexión de cableado eléctrico, aquellos requisitos existentes y se reubico algunos de ellos, se creó nuevos requisitos de certificación y fueron colocados en una nueva subparte H.

2.14.2 14 CFR PARTE 26

Esta parte afecta a los inconvenientes de mantenimiento de la aeronavegabilidad y las mejoras de seguridad en las aeronaves, admitiendo la

capacidad de los operadores para cumplir con los requisitos de la regla operativa. En esta parte se requiere acciones de los titulares de aprobación de diseño, así como; instrucciones para el mantenimiento de la aeronavegabilidad y distribución de información a los operadores afectados.

2.14.3 AC 25.1701-1

La circular de asesoramiento nos brinda guías para la certificación de EWIS en aviones de categoría de transporte especificadas en 14 CFR parte 25, subparte H.

2.14.4 AC 25.27A

Esta circular de asesoramiento nos brinda una orientación para desarrollar instrucciones de mantenimiento e inspecciones aplicables a EWIS, utilizando el procedimiento mejorado de análisis zonal, en aeronaves que ya existe este tipo de inspección se busca una mejora a sus programas.

2.14.5 POLÍTICA ANM-01-04

Esta política nos enseña que el enrutamiento de EWIS debe seguir los criterios determinados por la FAA, tal como se muestra en el diseño de tipo original por el titular aprobado, esto se refiere a que los planos o indicaciones de instalación deberán estar definidas completamente las rutas y la instalación requerida siendo estos lo suficientemente detalladas para permitir que instalación pueda ser repetida sin ningún inconveniente.

2.14.6 AC 43.13-1b

Son métodos, técnicas y prácticas aceptables de inspección y reparaciones de aeronaves, referente al capítulo 11 sistemas eléctricos.

***Nota:** la guía AC 43.13-1b es general por lo que no debe ser utilizada como un sustituto de los diagramas EWIS especificadas por el fabricante.*

2.14.7 AC 25-16

Esta circular de asesoramiento proporciona guías de prevención y protección contra fallas eléctricas, sobrecalentamiento, humo que pueden producir fuego, haciendo énfasis en la capacidad de conexión de cableado, el resguardo del interruptor y las metodologías aceptables para instalación cerca de fluidos hidráulicos.

2.14.8 AC 25-10

Nos proporciona una orientación con medios aceptables para cumplir con los requisitos de 14 CFR aplicables a la instalación de equipos eléctricos que no son necesarios. Esta AC nos brinda prácticas mínimas de cableado, incluyendo los requisitos de análisis de carga general.

2.15 PRÁCTICAS ESTÁNDAR

Las prácticas estándar están establecidas en una variedad de documentos técnicos del fabricante como secciones especificadas definidas tales como:

- Standard Overhaul Practices Manual (SOPM)
- Overhaul Manual (OHM)
- Standard Wiring Practices Manual (SWPM)
- Engine Maintenance Manual (EMM)
- Aircraft Maintenance Manual (AMM)
- Component Maintenance Manual (CMM)

Estos también están disponibles en libros y especificaciones de las autoridades reguladoras como procedimientos recomendados y aprobados por las compañías fabricantes que son publicados en un solo manual para evitar duplicar información. (Estructuras aeronauticas , s.f.)

2.16 DIAGRAMA DE FLUJO DE PRÁCTICAS ESTÁNDAR

Los diagramas de flujo usan formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso. Las líneas y flechas muestran la

secuencia de los pasos y las relaciones entre sí. Estos son conocidos como símbolos de diagrama de flujo. **VER ANEXO F**

2.17 PROCEDIMIENTO PARA ATAR UN ARNÉS

Para asegurar grupos de cables o paquetes de cables se utilizan lazos, cordones y correas de esta manera facilita en mantenimiento, la inspección y la instalación. Las correas no se pueden utilizar en áreas de SWAMP, como pozos de ruedas, cerca de las alas, tampoco se pueden usar en áreas de alta vibración donde la falla de la correa permitirá que el cableado se mueva contra partes que podrían dañar el aislamiento y las conexiones mecánicas que están en movimiento. No se puede utilizar donde podría estar expuestos a la luz ultravioleta, a menos que las tiras sean resistentes a dicha exposición. (Administration, 2012)



Figura 28 Cordones de alambre

Fuente: (Administration, 2012)

Existen métodos de cordón y de cinta de atar que se puede usar para grupos de cables de haces de una pulgada de diámetro o menos. El nudo recomendado para iniciar el método de cordón único es un enganche de clavo asegurado por un nudo de doble vuelta observe figura 26, paso A.

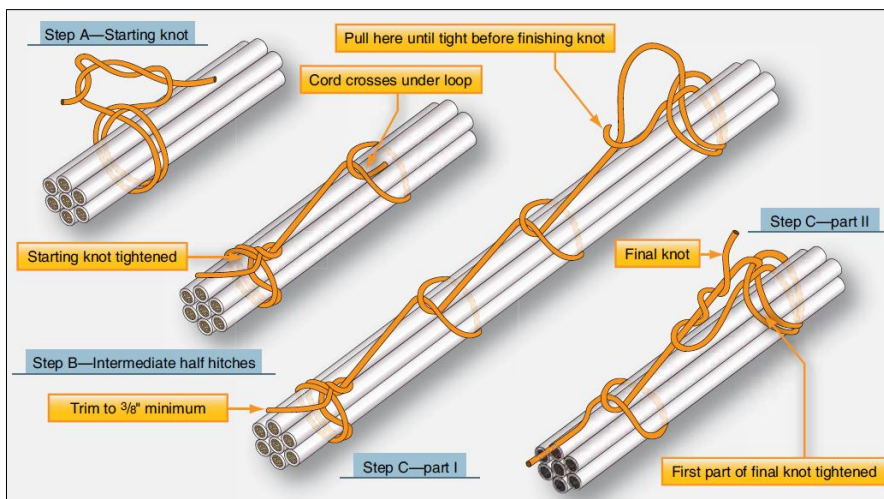


Figura 29 Nudos para un arnés de cales

Fuente: (Administration, 2012)

Para haces de cables de una pulgada de diámetro o más se usa el método de doble cordón utilizando como nudo inicial un bowline on a bight observe figura 27 paso A.

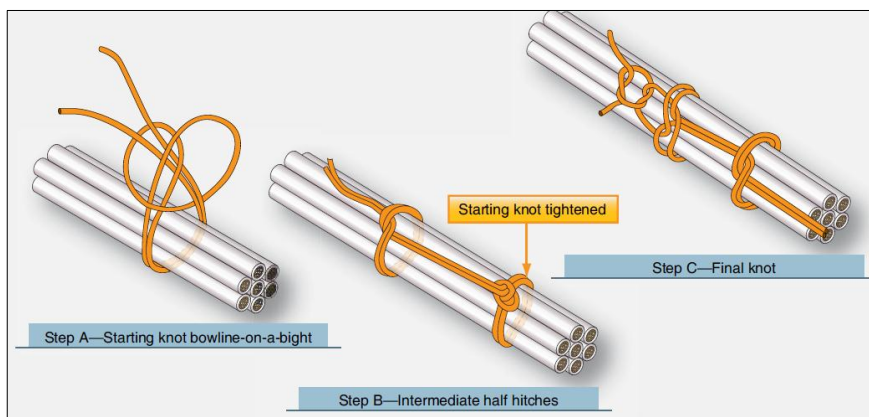


Figura 30 Nudos para haces de cables

Fuente: (Administration, 2012)

Para realizar una atadura donde los soportes para el cable estén a más de 12 pulgadas de distancia se debe realizar un lazo consistente en un enganche de clavo alrededor del grupo de cables o paquete, asegurando por un nudo cuadrado observe figura 28.

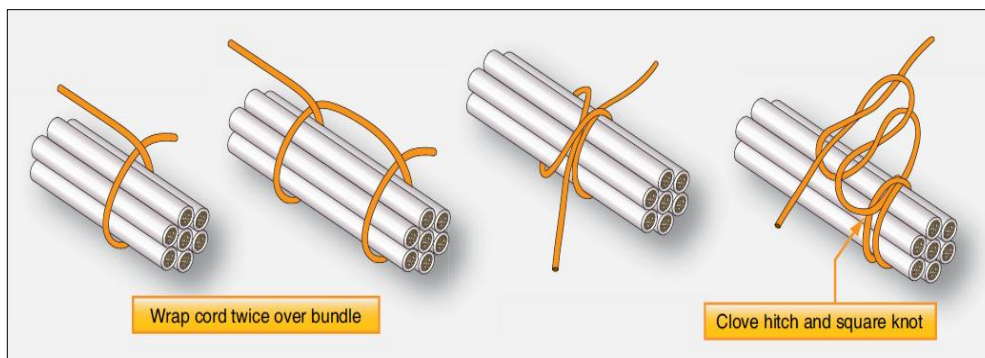


Figura 31 Ataduras para haces de cables

Fuente: (Administration, 2012)

2.18 EQUIPO DE PROTECCIÓN PERSONAL

El equipo de protección personal son componentes de uso individual destinados a dar protección al trabajador frente a peligros imprevistos que puedan afectar su integridad durante el progreso de sus labores.

El equipo de protección personal es un conjunto de elementos y dispositivos, diseñados específicamente para proteger contra accidentes y enfermedades que pudieran ser causados por agentes o factores con motivo de las actividades de trabajo. (Hisco, s.f.)



Figura 32 Equipo de protección personal

Fuente: (Hisco, s.f.)

- Casco
- Gafas
- Protección auditiva
- Guantes
- Overol
- Calzado adecuado

CAPÍTULO III

3. DESARROLLO DEL TEMA

En la presente descripción se especifican los procesos a ser realizados en el desarrollo del proyecto.

CAMPO: Mecánica Aeronáutica

ÁREA: Aviones

TEMA: Inspección de EWIS del APU del avión Boeing 737-200 en el centro de mantenimiento aeronáutico Ala Transportes N° 11.

BENEFICIARIOS: Ala de Transportes N°11

COSTO: \$ 1500

3.1 Preliminares

El desarrollo de este proyecto de grado es realizado en el cantón Latacunga Provincia de Cotopaxi, en el centro de mantenimiento Ala de transportes N°11 ubicada en la Av. Miguel Ituralde y Av. Javier Espinosa, la misma que realiza mantenimiento a las aeronaves de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Este proyecto es desarrollado durante varias jornadas de actividad laboral en el centro de mantenimiento Ala de Transportes N°11, efectuando trabajos técnicos de la industria de aviación, el mismo que se realizara con las normas y estándares que regula la actividad aeronáutica del Ecuador.

Dentro de este capítulo se analizarán distintos factores importantes que hacen factible la realización de este proyecto de inspección del EWIS del APU del avión Boeing 737-200 perteneciente al centro de mantenimiento Ala de Transportes N°11, para el cual se seguirán procedimientos y reglas que permitirán realizar un trabajo de excelencia.

La información recopilada sobre los manuales técnicos de mantenimiento de la aeronave será un punto clave dentro de la inspección, dando así una mayor facilidad en cada uno de los procesos, tomando en cuenta todos los procedimientos pre escritos en ellos.

Además de haber seleccionado el tipo de herramientas que se va a utilizar, así como el equipo de protección personal (EPP) aplicando todas y cada una de las normas de seguridad establecidas, se procederá al desarrollo del respectivo tema.

El proyecto de grado se desarrollará en el área de mantenimiento, brindando un aporte positivo de índole profesional adquiriendo conocimientos teórico-práctico, habilidades y destrezas en el uso de herramientas y manuales de mantenimiento que servirá para un mejor desenvolvimiento dentro del perfil profesional.



Figura 33 Hangar del Centro de Mantenimiento N°11

3.2 RECOPIRAR INFORMACIÓN TÉCNICA DEL APU DE LA AERONAVE B7373-200

Para poder realizar la inspección del sistema de interconexión del cableado eléctrico del APU del avión B737-200, se realizó una exploración de los procedimientos, consideraciones de las tareas de mantenimiento y las

características similares, ya que todo el proyecto se rige a la información técnica.

3.3 MANUALES TÉCNICOS A UTILIZAR

Los manuales de mantenimiento utilizados en cualquier inspección son producidos y expedidos por el fabricante de la aeronave y aprobados por la autoridad reguladora de aviación quienes describen en detalle las reparaciones específicas que están aprobadas para cualquier sistema de la aeronave.

El uso de estos manuales técnicos de mantenimiento son de gran aporte y ayuda, para proceder a la correcta inspección del sistema de interconexión de cableado eléctrico siguiendo los procedimientos especificados para de esta manera no afectar la aeronavegabilidad de la aeronave.

Los manuales técnicos a ser utilizados son los siguientes:

3.3.1 AMM (Manual de mantenimiento)

El AMM abarca la información que se necesita para el servicio, reparación, sustitución, ajuste, inspección y verificación de equipos y sistemas en el avión. Estas tareas son realizadas por lo general en la plataforma o en el hangar de mantenimiento. El manual de mantenimiento también contiene información acerca de las inspecciones y el mantenimiento de la estructura de la aeronave.

El manual de mantenimiento contiene datos necesarios para realizar los procedimientos de mantenimiento programado cubiertos en el Documento de Planificación del mantenimiento (MPD). Los datos que vamos a encontrar nos sirven para hacer consultas sobre acciones de mantenimiento y reparación (remoción/instalación, ajuste/prueba, inspecciones, limpieza y pintura). (Prezi, 2014)

3.3.2 Manual de prácticas de revisión y reparación estándar

Este manual de prácticas estándar en el mantenimiento aeronáutico nos ayuda en los procedimientos, normas y modelos básicos que se han unificado y acogido por las autoridades reguladoras, fabricantes, mantenedores y operadores para la realización de cualquier trabajo de mantenimiento en aeronaves. Con el único objetivo de mejorar la calidad del trabajo y garantizar la seguridad en la operación de las aeronaves.

Las practicas estándar abarcan procedimientos en cada uno de los sistemas de la aeronave y están presentes en actividades de desensamble, armado, reparación, pintura, entre otros que todo el personal de mantenimiento calificado utiliza para realizar el mantenimiento.

3.3.3 Manual de prácticas de cableado estándar

El manual de prácticas de mantenimiento nos ayuda a estimar las condiciones existentes y seguras para aplicar la protección del cableado y los componentes, en este manual se proporcionan pasos y recomendaciones para que los componentes estén protegidos contra la contaminación y cualquier condición insegura que pueda poner en riesgo a la seguridad de la aeronave.

3.4 IMPLEMENTACIÓN DE LA HERRAMIENTA HOISTING CRADLE ASSEMBLY

Gracias a las personas que conforman el centro de mantenimiento Ala de Transportes N°11 se logró implementar la herramienta necesaria para la tarea de montaje y desmontaje del APU, mediante la construcción del componente, guiada con planos proporcionados por la compañía Boeing y obteniendo su aprobación gracias al grupo logístico quien se encarga de certificar que cumpla todas las normas y estándares de seguridad, ya que este centro carecía de este componente muy necesario para agilizar las tareas correspondientes.



Figura 34 Herramienta Hoisting Cradle Assembly

3.5 DESMONTAJE DEL APU

3.5.1 Preparación para la remoción de la unidad de potencia auxiliar.

A. Como primera instancia hay que abrir los siguientes circuit breaker en el panel de interruptores P6.

1. APU detección de incendios



Figura 35 Panel P6 Boeing

2. Control de generador de APU



Figura 36 Panel P6 Boeing

3. APU CONT



Figura 37 Panel P6 Boeing

4. HOT BAT, BAT BUS CONT



Figura 38 Panel P6 Boeing

5. HOT BAT, GEN CONT



Figura 39 Panel P6 Boeing

6. BUS DE HOT BAT



Figura 40 Panel P6 Boeing

Después de haber realizado el aislamiento de los circuit breaker, se desconectó el interruptor de circuito en el módulo M280, ubicado en la unidad de accesorios APU en el estante electrónico E3-3.



Figura 41 Compartimiento eléctrico del avión

- B. Luego se colocó los interruptores de la batería y el interruptor de apagado del APU en posición OFF, señalando que el mantenimiento del APU está en marcha, después abrir los pestillos de la puerta de acceso al compartimiento del APU, y de esta manera abrir la puerta.



Figura 42 Panel 5 de la aeronave

PRECAUCIÓN: *Tenga extremo cuidado para no dañar las líneas de drenaje de la cubierta cuando manipule la cubierta.*

3.5.2 PASOS PARA REMOVER LA UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR

- A. En primer lugar, se desconectó el arnés del APU, el motor de arranque y los conectores del generador del APU de los receptáculos en la cubierta superior.
- B. Después se realizó la desconexión de la unidad de control del generador del APU del receptáculo en la cubierta superior.
- C. Inmediatamente se procedió a desconectar el conector del sistema de indicación de EGT, del receptáculo en la cubierta superior.
- D. En cuanto se finalizó las tareas anteriores se realizó la desconexión de la línea de alimentación de sangrado del accesorio en la cubierta superior.
- E. Luego se ejecutó la desconexión de la línea de re enfriamiento de presión del accesorio en la cubierta superior.
- F. Así también hay que desconectar la cañería de combustible del codo de filtro de baja presión y recoger el combustible que gotea en un recipiente adecuado.
- G. En este siguiente paso se hizo la desconexión del conector del sensor de detección de incendios del receptáculo en la cubierta superior y a la vez se desconectó el APU del puente de unión de la cubierta superior.
- H. Se retiró la abrazadera que une el acoplamiento del conducto y la brida de aire de sangrado de la turbina, extrayendo el ducto hacia afuera como sea posible.
- I. Se movió la manija de cierre del conducto de entrada de aire del compresor hacia afuera hasta que el talón de la leva este libre del brazo de resorte inmediatamente se giró la cámara de aire del compresor hacia abajo para que la abertura de entrada del aire del compresor en la cámara impelente ya no coincida con el conducto de entrada de aire en la cubierta superior.
- J. Rápidamente se ubicó los montajes del elevador en los soportes del compartimiento del APU con pasadores.



Figura 43 Instalación del Hoist

Precaución: *verifique que los cables del Hoist estén envueltos uniformemente alrededor de los tambores antes de intentar apoyar el APU. Los cables que no están envueltos uniformemente alrededor de los tambores pueden causar una caída breve pero repentina de la unidad, impartiendo una carga de choque al hoist y los accesorios.*

K. Una vez conectados los cables del hoist y acoplados a los tubos de ensamblaje con los pernos se situó la base en la unidad de potencia auxiliar y se la aseguro en su lugar con pasadores de sujeción para proceder con la remoción del componente. Fig. 45.

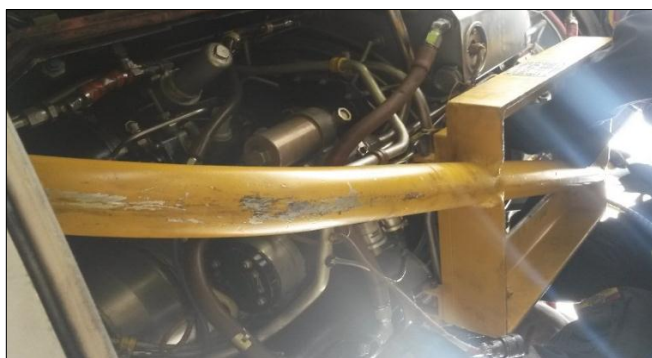


Figura 44 Base instalada



Figura 45 APU listo para ser removido

- L. Se retiró las tuercas, arandelas y pernos que sujetan las cubiertas de montaje a los soportes de montaje del motor. No se quitó la cubierta y se montó los pernos de la bisagra del soporte. Abrir las cubiertas de montaje.
- M. Cumpliendo con los pasos estipulados por el manual para remover la unidad de potencia de auxiliar se realizó una breve inspección visual. Verificando que se encuentre en condiciones seguras para ejecutar el trabajo.



Figura 46 Remoción del APU

Nota: Si hay cunas de repuesto disponibles, se pueden usar para el transporte y el almacenamiento de las plantas de energía APU. **VER ANEXO A**



Figura 47 Planta removida

3.6 INSPECCIÓN VISUAL GENERAL DE LAS PRÁCTICAS DE MANTENIMIENTO EWIS (EZAP)

3.6.1 Procedimiento

1. Para realizar la inspección del EWIS, se recomienda suspender la alimentación eléctrica de todo el sistema.

- a) Se identificó los sistemas eléctricos aplicables para realizar la inspección del EWIS.



Figura 48 Identificación de EWIS

- b) Se procedió aislar los interruptores y circuit breakers que encontramos para que el EWIS sea inspeccionado.

2. El manual recomienda seguir los siguientes pasos para realizar una inspección general del EWIS.

Nota: *No es necesario alar, mover y desconectar los cables de sus respectivos conectores para realizar la inspección.*

a) Proteger todos lo EWIS durante la inspección:

1. El EWIS que no se altera y se mantiene libre de contaminación proporcionara un servicio sin problemas sin la necesidad de un mantenimiento no programado.

PRECAUCIÓN: Mantenga las herramientas, bandejas y otros elementos de trabajo fuera de los cables estos pueden dañar los aislamientos y conectores.

PRECAUCIÓN: No presione los haces de cables, los sistemas electrónicos o las estructuras del compartimiento, la presión puede dañar los paquetes de cables y las conexiones eléctricas, no corte, cause mellas ni cause otros daños a los cables, alambres, blindaje trenzado de metal o sobre cruzamiento. El daño estos componentes puede causar funcionamientos defectuosos o daños a otros equipos.

2. El EWIS puede dañarse fácilmente durante la inspección si se usan como asideros o soportes para equipos personales.

b) Chequeo visual del área y su entorno que no exista material combustible, polvo, pelusas y otra contaminación de la superficie.



Figura 49 Verificación de existencia de polvo

- c) Se revisó el EWIS y se encontraron daños por contacto, seguridad, daño visible, instalación de cinta adhesiva, ataduras, acumulación de polvo y pelusa, contaminación de la superficie, deterioro de reparaciones anteriores.



Figura 50 Malas prácticas de mantenimiento

- d) Se verificó si los conectores presentan corrosión externa, cable de seguridad faltante o roto, decoloración o evidencia de sobrecalentamiento en la parte posterior de la carcasa, cableado en mal estado en los terminales y se encontraron cada uno de ellos.



Figura 51 Deterioro de la protección de EWIS

- e) Se identificó si los puntos de conexión a tierra contenían corrosión, trenzado de unión o puente de uniones desgastadas, trenza rota o desconectada, múltiples hilos corroídos o rotos.



Figura 52 Deterioro de la protección de los cables

- f) Se comprobó que en las abrazaderas y soportes del EWIS existe una condición insegura por el deterioro y desgaste de cada uno de ellos.



Figura 53 Deterioro de los amarres del arnés



Figura 54 Deterioro de la protección de EWIS

PRECAUCIÓN: *Asegúrese de quitar las herramientas, piezas sueltas y material no deseado del área cuando complete el mantenimiento. Puede causar daños al equipo. VER ANEXO B*

3.7 PROCEDIMIENTOS GENERALES DE LIMPIEZA

Tabla 1

Herramientas necesarias para la limpieza

Material o Herramienta	Descripción	Numero de parte o especificación
Cepillo	1. Las cerdas son	Especificado por el

	<p>suaves y no abrasivas.</p> <p>2. El retenedor de cerdas no es de metal</p> <p>3. Los limpiadores no causan daño a los materiales del cepillo.</p>	proveedor
Tela limpieza	Algodón no tejido	CCC-C-46
Gas comprimido	Aire limpio y seco	Especificado por el proveedor
	Nitrógeno limpio y seco	Especificado por el proveedor
Hisopos	Algodón sin pelusa	Especificado por el proveedor
Vacío	El cepillo tiene cerdas suaves	Especificado por el proveedor
WIPER (trapo, paño)	Algodón poca pelusa	Especificado por el proveedor
	Algodón no tejido grado 132952	BMS15-5 Class A
	Algodón, estopilla N° 10, 20,40.	BMS15-5 Class A
	Algodón, estopilla N° 9027	BMS15-5 Class A
	Esponja de algodón, gasa N° 582556	BMS15-5 Class A
	Esponja de algodón, gasa N° 9405	BMS15-5 Class A
	Algodón código de tela N° 3030	BMS15-5 Class A

	Algodón, Hermitex N° 300, 400.	BMS15-5 Class A
	Algodón, Rymplecloth N° 201, 300, 301.	BMS15-5 Class A
	Algodón tela Weston N° 8000	BMS15-5 Class A

Fuente: (Boeing, 2013)

Tabla 2

Solventes recomendados

Solvente	Especificación
Alcohol isopropilo	TT-I-735 Grade A
	TT-I-735 Grade B
Alcohol desnaturalizado, etílico	O-E-760
Nafta, alifática	TT-N-95, Type II

Fuente: (Boeing, 2013)

3.7.1 Eliminación de la contaminación por partículas ligeras

Primero se realizó una inspección identificando los sistemas eléctricos que se debe realizar una limpieza y se seleccionó algunos materiales especificados en la tabla uno.

PRECAUCIÓN: *un cable o haces de cables no deben moverse más de lo necesario para limpiarlo, de lo contrario puede ocurrir un daño en el cable.*

Siguiendo todas las especificaciones del manual se limpió las partículas sueltas en la superficie externa del arnés de cables de todo el APU.

Asegúrese de evitar el movimiento de la contaminación aun conjunto de cables diferentes, esto puede causar daños al material.

Después de realizar este procedimiento nos aseguramos de que los cables estén limpios y completamente sujetos con sus soportes. **VER ANEXO C.**

3.8 REPARACIÓN DE TODOS LOS COMPONENTES ENCONTRADAS EN EL EWIS

Si se encuentra daños en cualquier EWIS, haga lo siguiente:

1. Protección del EWIS durante el mantenimiento (AMM 20-60-07/201)
2. Repare o reemplace según la tarea correspondiente: Practicas de cableado estándar (SWPM 20)
3. Si se encuentran daños con los sellos de presión, reemplace el componente, Manual de prácticas de cableado estándar. (SWPM 20-10-20).

3.8.1 Ataduras de cables

De acuerdo al manual de prácticas de mantenimiento de cableado estándar al momento de realizar una atadura los cables deben estar:

- Todos los cables deben estar paralelos antes de montar una atadura de cables en un arnés de cables.
- Una atadura no debe montarse donde los cables se cruzan entre sí.
- No se debe montar una atadura de cables en la reparación de un cable a menos que este ensamblada en la parte superior del empalme del conductor de metal.
- Se puede ensamblar una atadura de cables en un conjunto de cable de tierra blindado.

NOTA: *No se necesitan amarres de cables entre la superficie externa del arnés de cables y una manga de aislamiento o una manga de protección que está instalada en el arnés.*

Se corrigió según su condición el arnés de cables de señales ya que se encontraba deteriorado, se realizó las respectivas correcciones según el SWPM y HANBOOK

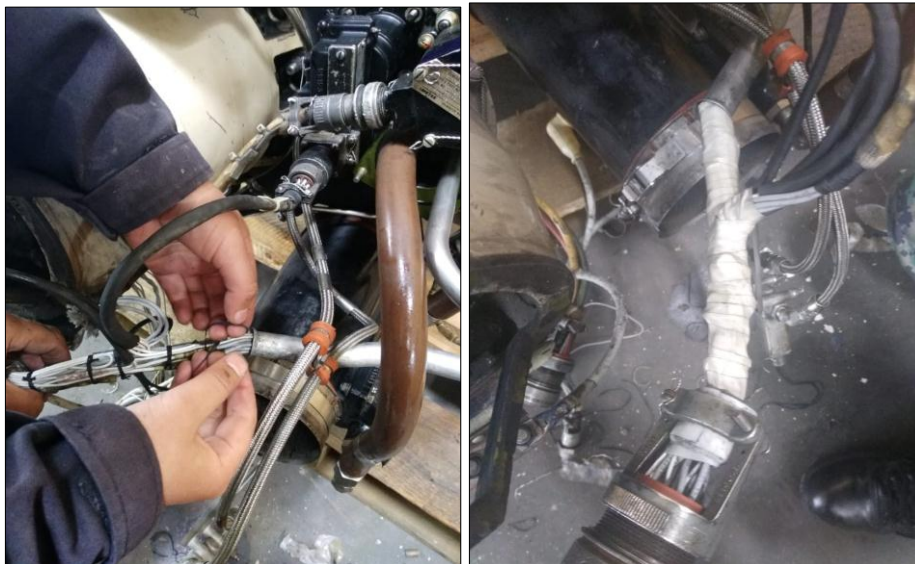


Figura 55 Reparación del arnés de cables de señales

Colocación de la cinta de alta temperatura a lo largo de los cables por encontrarse en condiciones severas, evitando que el daño se extienda.



Figura 56 Reparación de los daños en los cables

Se realizó amarres en los terminales de los cables que tenían grietas, aumentando la vida útil de los mismos, esta tarea se hizo de acuerdo al HANDBOOK donde nos muestra los tipos de amarres disponibles. **VER ANEXO D.**



Figura 57 Amarres en los terminales de los cables



Figura 58 Amarres requeridos en los cables

3.9 PASOS PARA INSTALAR LA UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR

- A. Como primera instancia se coloca la unidad de potencia auxiliar en el soporte del APU, asegurando todo el componente y la base con sus respectivos pernos de sujeción, para ser izada al sitio correspondiente.



Figura 59 Instalación de la herramienta Hoisting Cradle Assembly



Figura 60 Enganche de las herramientas

- B. Lentamente se levantó la unidad de potencia auxiliar con la unidad de guía para despejar la estructura del avión.



Figura 61 Levantamiento de la planta de energía

PRECAUCIÓN: *Mientras se levanta el APU verifique que los cables se envuelvan uniformemente alrededor de los tambores. Si no se tiene cuidado al levantar la unidad los cables pueden enredarse. Esto puede causar una caída breve pero no repentina de la unidad, impartiendo una carga de choque al Hoist y los accesorios.*

C. En el momento que la unidad de potencia auxiliar este casi en su lugar, se detuvo la operación de elevación y se realizó las siguientes comprobaciones:

- Se verificó que las tapas de montaje no interfieran con la instalación.
- Después se visualizó que el sello del conducto de entrada de aire de enfriamiento este correctamente alineado con la brida del ventilador de aire de enfriamiento.



Figura 62 Levantamiento de la planta de energía

PRECAUCIÓN: *Evite cualquier movimiento lateral del APU durante la última pulgada de recorrido. Esto podría causar que el asiento del conducto de entrada de aire de refrigeración se desalinee con la brida del ventilador de enfriamiento y deteriore el sistema de aire de enfriamiento.*

D. Con el APU en su lugar se comprobó que el sello del conducto de entrada de aire de enfriamiento toque la brida del ventilador de enfriamiento, cerrando las cubiertas de montaje e instalando los pernos, arandelas y tuercas con un torque dado de 35 lb-in de acuerdo al Manual de Mantenimiento de la aeronave ATA 49-11.

NOTA: *Asegúrese de que haya una separación mínima de 0.005 pulgadas entre el borde de la tapa y el refuerzo del soporte después de aplicar el par de torsión. Esto asegurara una sujeción positiva en el aislador de vibraciones.*

E. Se tuvo que girar la cámara del compresor para que coincida con la abertura de la entrada de aire en la cámara impelente con el conducto de entrada de aire en la cubierta superior.

F. La manija de bloqueo del conducto de entrada de aire del compresor fue movida hacia adentro hasta que el talón de la leva quede por detrás del

brazo de resorte, instalamos los tornillos y tuercas de bloqueo para asegurar la manija de bloqueo.

- G. Aflojando los cables del Hoist, se desconectó de los tubos quitando las clavijas y retirando los pernos de sujeción que sujetan a la APU.



Figura 63 Retiramiento de la base del APU

- H. Rápidamente se retiró los pasadores que sujetan el Hoist y se procedió a retirar, después hubo que deslizar el acoplamiento del conducto de aire de sangrado hacia adentro hasta el tope.
- I. La abrazadera que une el acoplamiento del conducto de aire de purga fue instalada a la brida de aire de purga de la turbina, ajustando la tuerca de acoplamiento de la abrazadera a un torque de 50 lb-in.
- J. La cañería de combustible fue conectada al codo en el filtro de baja presión de acuerdo al manual de mantenimiento como nos muestra en la figura 64.

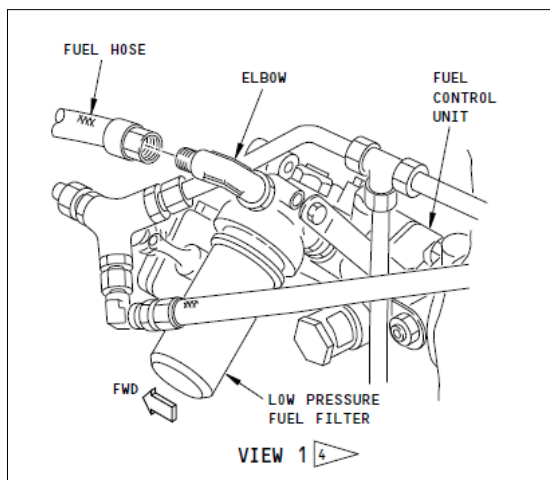


Figura 64 Instalación del APU

Fuente: (BOEING, 2015)

- K. De la misma manera se conectó el enchufe del elemento del sensor de detección de incendios al receptáculo en la cubierta superior y el cable de seguridad, así también conectando la línea de aire de control de carga de sangrado al accesorio en la cubierta superior.
- L. Siguiendo el procedimiento del manual se procedió a conectar el EGT indicando el enchufe del sistema al receptáculo en la cubierta superior conjuntamente con el cable de seguridad.
- M. El conector de la unidad de control del generador de APU fue conectado al receptáculo en la cubierta superior y el cable de seguridad, conectando también el arnés y el motor de arranque del APU y los conectores del generador a los receptáculos en la cubierta superior conjuntamente con los conectores del cable de seguridad.
- N. Rápidamente se procedió a conectar el APU al puente de unión de la cubierta superior como nos indica el manual de mantenimiento en la figura 65.

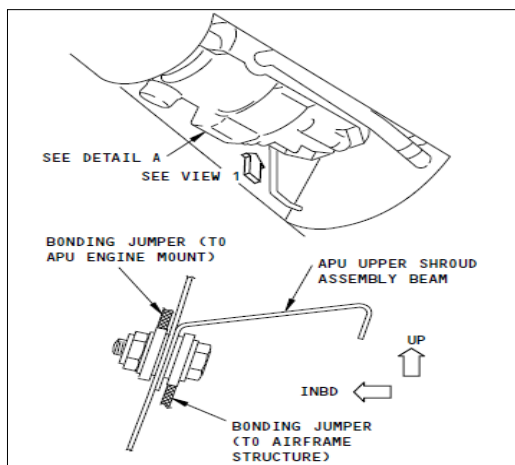


Figura 65 Instalación del APU

Fuente: (BOEING, 2015)

Al culminar todos los pasos de instalación del APU se realiza una inspección visual de todos los procedimientos que se ha cumplido satisfactoriamente. **VER ANEXO A.**

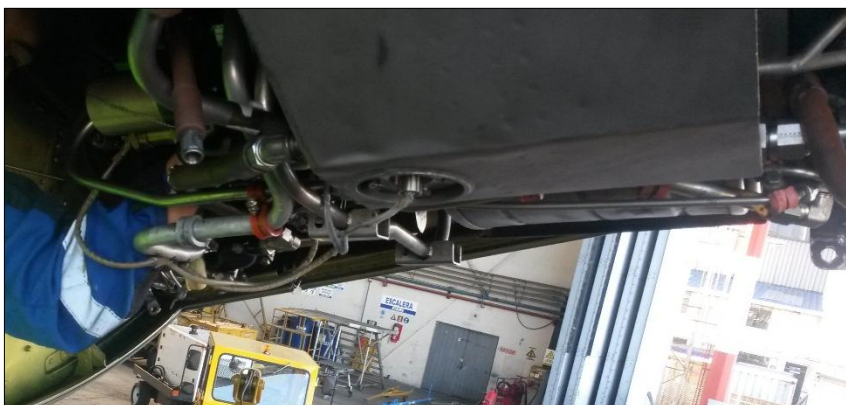


Figura 66 APU instalado

3.10 RESTAURACIÓN DEL AVIÓN A CONFIGURACIÓN NORMAL

A. Para regresar la aeronave a la configuración normal primero colocamos la cubierta inferior contra la cubierta superior cerrando con los pestillos de la cubierta.

PRECAUCIÓN: Mantenga una distancia mínima de 0.18 pulgadas entre la tubería del motor, el detector de incendios, las abrazaderas y la superficie

interior de la cubierta inferior. Tenga mucho cuidado para no dañar las líneas de drenaje de la cubierta cuando manipule la cubierta.

- B. Como siguiente paso desenganchamos las barras de la puerta de acceso al compartimiento del APU y las barras de almacenamiento, cerrando y asegurando la puerta de acceso.



Figura 67 Puertas de acceso del APU cerradas

- C. Se coloca los interruptores automáticos en posición normal del panel P6 una vez que se instaló la unidad de Potencia Auxiliar.
- APU detección de incendios.
 - Control de generador de APU
 - APU CONT
 - HOT BAT, BAT BUS CONT
 - HOT BAT, GEN CONT
 - HOT BAT BUS
- D. Cerramos el interruptor en el módulo M280 en la unidad de accesorios electrónica E3-3, de la misma manera colocamos el interruptor de batería en encendido. **VER ANEXO A**

3.11 CHEQUEO OPERACIONAL DEL APU

Después de haber realizado la remoción e instalación de la planta externa se realiza un chequeo visual para verificar que el APU esté correctamente ubicado sus componentes y accesorios libres de obstrucciones para proceder con las pruebas correspondientes a seguir según el Manual de Mantenimiento de la aeronave BOEING 737-200.

En la cabina del avión verificamos que el switch de la batería este en posición ON la batería se debe encontrar en 28v.



Figura 68 Switch de la batería en ON

Seguidamente se coloca el switch del APU en posición ON se lo mantiene por tres segundos para energizar el APU, se abre la compuerta de acceso para que pueda ingresar el aire, rápidamente se cambia de posición del switch a la posición Start para ejecutar el procedimiento de arranque del APU.



Figura 69 Encendido del APU

El APU inicia el proceso de arranque normal cuando los parámetros de los instrumentos comienzan a dar su respectiva lectura de carga de amperaje, voltaje reduce a 20v y el EGT incrementa la temperatura de 0 a 320°C llegando a estabilizar en 280°C.



Figura 70 Comprobación de funcionamiento del APU

Para verificar que el APU genera voltaje y frecuencia de 115v-400Hz se coloca el interruptor de generación AC en la posición APU-GEN y se verifica visualizando en los indicadores de voltaje y frecuencia.



Figura 71 Generación del APU

La unidad de potencia auxiliar también proporciona presión neumática por lo que, para realizar su chequeo en pack de la condición de aire de sangrado, se coloca el switch en APU y el indicador marca 20 psi, esto nos quiere decir que el avión está listo para seguir operando. **VER ANEXO E.**



Figura 72 Indicador neumático

3.12 DIAGRAMA DE FLUJO DE ANÁLISIS DEL TEMA

Un diagrama de flujo utiliza formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso. Cada paso del proceso se representa por un símbolo diferente que contiene una breve descripción de la etapa de proceso. Los símbolos gráficos del flujo del problema están unidos entre sí con flechas que indican la dirección de flujo del proceso. (Aiteco Consultores, s.f.)

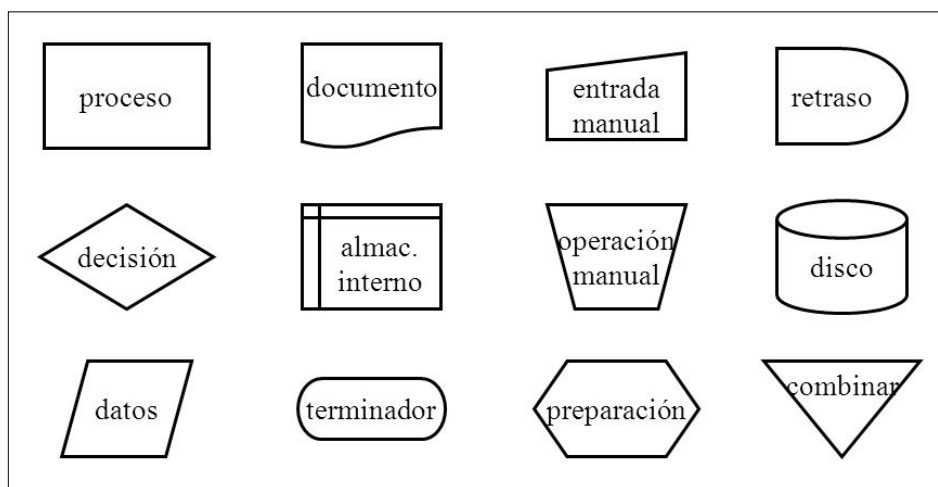
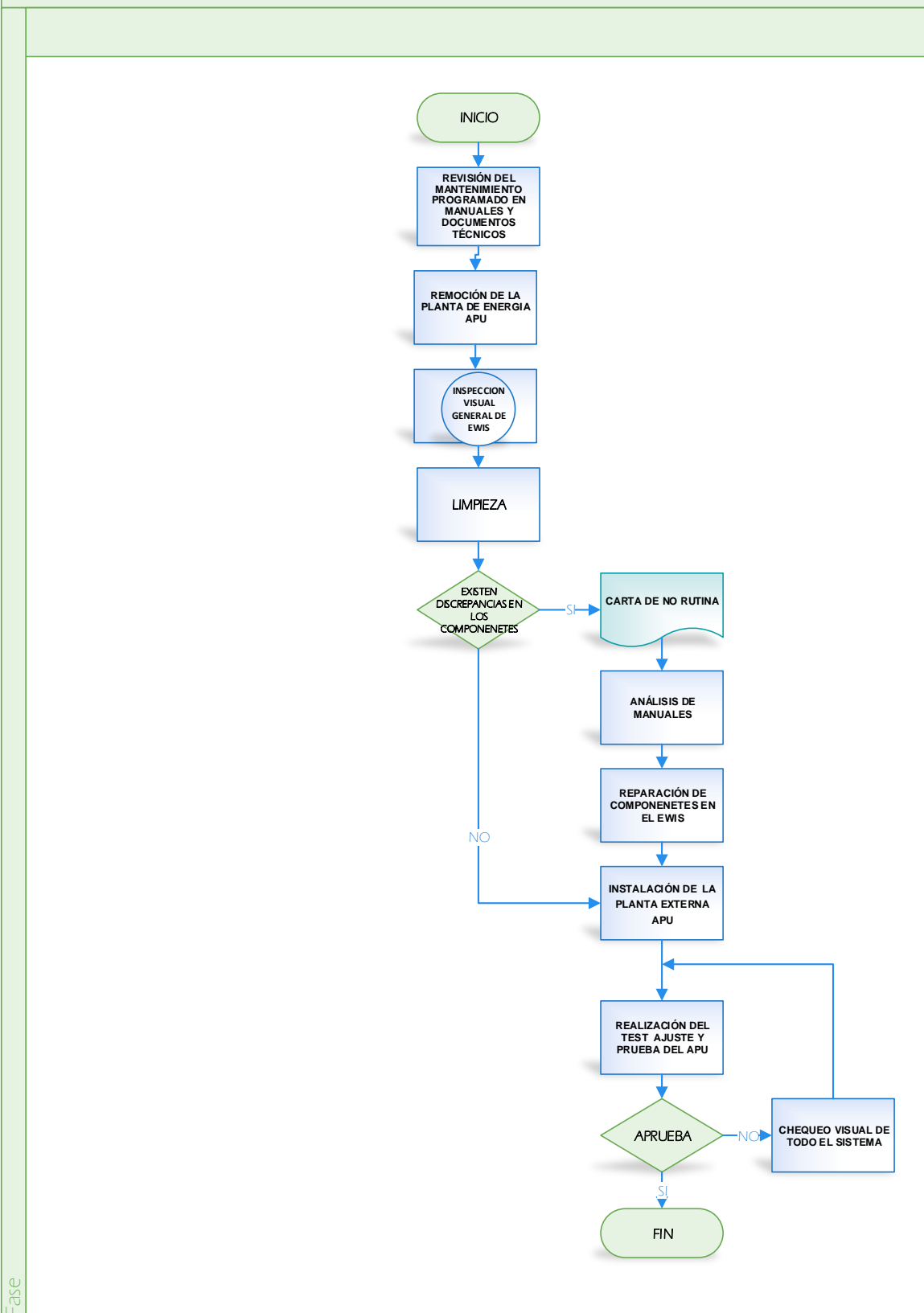


Figura 73 Simbología de un diagrama de flujo

Fuente: (SlidePlayer, 2014)

Título: INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING 737



3.13 ANÁLISIS ECONÓMICO

3.13.1 Presupuesto

El presupuesto que se presentó en el anteproyecto tuvo un valor promedio de 1300 USD, estos valores no fueron establecidos firmemente por lo que durante todo el tiempo que se desarrolló el proyecto se llegó a determinar el valor real de este proyecto.

3.13.2 Análisis de costos

Para el cumplimiento de la inspección programada del EWIS, se detallan a continuación los costos primarios y secundarios.

3.13.3 Costos primarios

- Materiales y herramientas

3.13.4 Costos secundarios

- Tramites de solicitudes de graduación
- Elaboración de textos
- Varios

3.13.5 Costos primarios

Tabla 3

Total de costos primarios

Detalle	Cantidad	Valor Unitario	Valor Total
Planos	1	\$100	\$100
Tubo Redondo structural.	1	\$90	\$90

Tubo para poleas	2	\$60	\$120
Poleas	2	\$400	\$800
Electrodos	3lb	\$10	\$10
Cable de acero	1	\$40	\$40
Ferretería		\$100	\$100
TOTAL			\$1260

Elaborado por: Joselyn Belén Cáceres Toapanta

3.13.6 Cotos secundarios

Tabla 4

Costos totales secundarios

N°	Detalle	Valor Total
1	Tramites de solicitudes de graduación	15.00\$
2	Elaboración de textos	135\$
3	Varios (Transporte, alimentación)	90\$
TOTAL		240\$

Elaborado por: Joselyn Belén Cáceres Toapanta

3.13.7 Costo total del proyecto de grado

Tabla 5

Costo total del proyecto

N°	Detalle	Valor Total
1	Gastos primarios	\$1260
2	Gastos secundarios	\$240
TOTAL		\$1500

Elaborado por: Joselyn Belén Cáceres Toapanta

Nota: Como se puede observar en las tablas de costos, el valor total del proyecto de titulación supero en un margen considerable al valor presentado en el anteproyecto.

CAPÍTULO IV

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

- Se aplicó de una manera correcta las cartas de trabajo detalladas en cada manual correspondiente, necesarias para realizar la inspección del EWIS de la unidad de potencia auxiliar, así como también se empleó el conocimiento teórico-práctico adquirido en la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE dando cumplimiento satisfactorio a la tarea de mantenimiento programando.
- Partiendo de la necesidad de un elemento de apoyo para la remoción e instalación de la unidad de potencia auxiliar, se implementó una herramienta de fácil manejo en la cual se presenta de manera organizada, la transmisión de fuerzas a través de los elementos, en donde se le permite al usuario la fácil comprensión de este componente.
- De acuerdo a los manuales establecidos para realizar la tarea de mantenimiento programada se realizó un seguimiento riguroso de cada ítem a fin de desarrollar cada trabajo determinado en los manuales de la aeronave y de esta manera corregir todas las discrepancias encontradas durante el proceso de inspección del EWIS que se llevó a cabo.

4.2 RECOMENDACIONES

- Se debe tomar en cuenta que antes de empezar con el montaje y desmontaje de un componente de la aeronave, se debe revisar la información técnica necesaria para evitar problemas al momento de realizar las tareas de mantenimiento, así también se las debe ejecutar en un ambiente con buena iluminación si es posible con la luz del día para evitar malas prácticas de mantenimiento.
- Para obtener un correcto desarrollo del proyecto en el cumplimiento de las tareas y normas establecidas, se deben utilizar las herramientas especiales y equipos específicos requeridos para cada componente y de esta manera evitar daños en los dispositivos de la unidad de potencia auxiliar, cuidando la integridad y aeronavegabilidad de los mismos siguiendo los procedimientos establecidos.
- El uso del equipo de protección personal es muy esencial, ya que en el área de trabajo pueden existir varios riesgos que afecten a la integridad física y mental de los técnicos de mantenimiento aeronáutico y estudiantes de mecánica aeronáutica por lo que es indispensable utilizar estos equipos.

GLOSARIO

A

Aeronavegabilidad: es la aptitud técnica y legal que deben tener todas las aeronaves para poder sobrevolar en condiciones seguras.

Aeronave: toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire.

Aislamiento eléctrico: se produce cuando se cubre a un elemento de una instalación eléctrica con un material que no es conductor de electricidad.

Asidero: parte sobresaliente de un objeto, que sirve para sostenerlo, asirlo o agarrarse a él.

B

Bibliografía: descripción escrita de conocimiento tomado a partir de libros.

C

Cámara de combustión: es el lugar en donde se produce la combustión en el motor del combustible conjuntamente con el comburente.

Certificado tipo: es el certificado básico de diseño para avión, motor y hélice que establece el diseño tipo como: planos y especificaciones, dimensiones etc.

Circundante: que está situado alrededor de una cosa.

Combado: cualquier objeto que se encuentre curvado o abombado.

Contaminación: acción y resultado de contaminar la atmosfera, el agua o cualquier otra cosa.

Corrosión: es una reacción química producto de la unión del metal con el oxígeno, causando un alto impacto electroquímico de carácter oxidativo.

D

Decoloración: eliminación de los pigmentos naturales y de los productos colorantes de un componente.

Degradación: es una reacción química que consiste en romper uno o varios enlaces en el interior de una molécula, dividiéndose en otras más pequeñas.

Detrimento: destrucción leve o parcial de algún componente.

E

Enrutamiento: es un encaminamiento o guía de un arnés de cables por donde se envían datos.

H

Hermeticidad: componente que se encuentra perfectamente cerrado o sellado.

Humedad: es un factor climatológico que se define como vapor de agua contenido en la atmósfera.

I

Impelente: acción de empujar o impulsar.

Inspección: examen o reconocimiento para comprobar el estado de algún componente.

Instalación: se refiere a una estructura que puede variar en tamaño y que está dispuesta a cumplir un objetivo específico.

Intermetálicos: son sólidos que contienen dos o más elementos metálicos, con opcionalmente uno o más elementos no metálicos, cuya estructura cristalina se diferencia de los otros constituyentes.

M

Mantenimiento: trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de componentes, modificación o rectificación de defectos.

Mella: rotura o hendidura en un material o dispositivo.

Modificación: cambio en una aeronave o componente de ella aprobados por el fabricante, con objeto de introducir mejoras o actualizarla de acuerdo al desarrollo técnico aeronáutico.

O

Objetivo: relativo a un tema u objeto en específico, independiente de juicios personales.

P

Pestillo: componente de una cerradura, que, al cerrar las compuertas, entra en el hueco correspondiente de un marco.

Puridad: contiene una cualidad de puro.

R

Receptáculo: cavidad que puede contener o que contiene cualquier cosa.

Rozaduras: marca dejada sobre una superficie por un roce.

S

Sensor: dispositivo que detecta variaciones en una dimensión física y las convierte en señales útiles para un sistema de medida o control.

Snecma ATAR: turborreactor de flujo axial fabricado por un constructor francés Snecma.

Succión: es una acción y resultado de succionar o chupar.

T

Torsión: deformación de un cuerpo por la acción de dos fuerzas opuestas que actúan en planos paralelos, de modo que cada sección del mismo experimenta una rotación con relación a la precedente.

Turbina: dispositivo en la que se aprovecha la energía de un fluido propulsor que hace girar una rueda.

Turborreactor: motor a reacción, utilizado principalmente en la propulsión de aeronaves, que está provisto de una turbina de gas que, al expandirse por medio de toberas, produce un efecto de propulsión.

V

Varado: que algo se detiene.

Vibración: movimiento oscilatorio de una partícula o de un cuerpo que genera alrededor de su posición central o de equilibrio.

ABREVIATURAS

°C: Grados centígrados

Ac: Corriente alterna

AC: Circular de asesoramiento

APU: Unidad de Potencia Auxiliar

Dc: Corriente directa

DET: Inspección detallada

DVI: Inspección visual detallada

EGT: Exhaust Gas Temperature

EPP: Equipo de protección personal

EWIS: Electrical Wiring Interconnection System

EZAP: Enhanced zonal analysis procedure

FAA: Administración Federal de Aviación.

FAE: Fuerza Aérea Ecuatoriana.

GVI: inspección visual general

HYD: Hidráulico.

LRU: unidad de línea reemplazable.

MPD: Documento de planificación de mantenimiento.

PSI: Libras por pulgada cuadrada.

SWPM: Manual de prácticas de cableado estándar.

BIBLIOGRAFÍA

- ACE. (Mayo de 2016). *Alta Tensión y Subestaciones Eléctricas*. Obtenido de Alta Tensión y Subestaciones Eléctricas:
<http://asesoriaycapacitacionempresarial.mx/alta-tension-y-subestaciones-electricas/>
- Administration, F. A. (2012). *Aviation Maintenance Technician*. Estados Unidos: U.S. Department of transportation .
- AeroHispanoBlog*. (11 de mayo de 2014). Obtenido de AeroHispanoBlog:
<http://www.aerohispanoblog.com/boeing-737/>
- Aiteco Consultores. (s.f.). *Diagrama de flujo gestion de procesos* . Obtenido de Diagrama de flujo gestion de procesos :
<https://www.aiteco.com/diagrama-de-flujo/>
- Boeing. (2013). *STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL*. U.S: Boeing.
- BOEING. (23 de Mayo de 2015). *Manual de Mantenimiento ATA 49*. Latacunga, Cotopaxi, Ecuador: Boeing.
- BOEING 737*. (11 de Febrero de 2016). Obtenido de BOEING 737:
http://www.todo-aviones.com.ar/usa/boeing737/ficha_737.htm
- El mundo de la Aviacion. (05 de Febrero de 2012). *Pasion por volar*. Obtenido de Pasion por volar: <http://www.pasionporvolar.com/apu-auxiliar-power-unit/>
- Estructuras aeronauticas . (s.f.). *ingenieria y estructuras aeronauticas* . Obtenido de ingenieria y estructuras aeronauticas :
<https://www.josemiguelatehortua.com/>
- Estructuras Aeronauticas . (s.f.). *Ingenieria y estructuras aeronauticas* . Obtenido de Ingenieria y estructuras aeronauticas :
<https://www.josemiguelatehortua.com/practicas-estandar/tips-criterios-de-inspecci%C3%B3n/>
- FAA. (24 de Mayo de 2017). *Especificaciones de certificación*. Obtenido de Subparte H: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25%20Amendment%205%20-%20Change%20Information.pdf>

- Federal Aviation Administration . (14 de Junio de 2016). *Aircraft EWIS Practices Job Aid 2.0*. Obtenido de Aircraft EWIS Practices Job Aid 2.0:
https://www.faa.gov/training_testing/training/air_training_program/job_aids/media/EWIS_job-aid_2.0_Printable.pdf
- Hisco. (s.f.). *El equipo de Protección Personal*. Obtenido de El equipo de Protección Personal: <https://hiscomexico.com/el-equipo-de-proteccion-personal/>
- Legal Information Institute. (8 de Noviembre de 2007). *14 CFR Part 25, Subpart H - Electrical Wiring Interconnection Systems (EWIS)*. Obtenido de 14 CFR Part 25, Subpart H - Electrical Wiring Interconnection Systems (EWIS): <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/part-25/subpart-H>
- Oñate, A. E. (2007). *Conociminetos del avion* . España: International Thomson Editores Spain "Paraninfo" SA.
- Prezi. (01 de Diciembre de 2014). *AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL*. Obtenido de AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL:
<https://prezi.com/2xlih7b2q69z/aircraft-maintenance-manual/>
- SCRIBD. (25 de MAYO de 2018). Obtenido de SCRIBD:
<https://es.scribd.com/document/361873900/boeing-737-200>
- SlidePlayer. (14 de Mayo de 2014). *Diagrama de flujo de procesos* . Obtenido de Diagrama de flujo de procesos : <https://slideplayer.es/slide/142680/>
- TRAINING, E. (s.f.). *Electrical Wiring Interconnection Systems*. Obtenido de Electrical Wiring Interconnection Systems:
http://www.ewis.fr/?id=21&menu=1&Aeronautic-wiring_en&PHPSESSID=e91a30761f56792495b05016dd0eb77a
- Transport Canada. (20 de Mayo de 2010). *Inspection of Electrical Wiring Interconnection Systems*. Obtenido de Inspection of Electrical Wiring Interconnection Systems:
<https://www.tc.gc.ca/eng/civilaviation/publications/tp14331-section9-3260.htm>

ANEXOS

ANEXOS

ANEXO A MANUAL DE MANTENIMIENTO MONTAJE Y DESMONTAJE DEL APU.

ANEXO B INSPECCIÓN VISUAL GENERAL DEL EWIS.

ANEXO C PROCEDIMIENTOS GENERALES DE LIMPIEZA.

ANEXO D HANDBOOK Y MANUAL DE PRATICAS ESTÁNDAR DE CABLEADO.

ANEXO E MANUAL DE MANTENIMIENTO CHEQUEO OPERACIONAL.

ANEXO F DIAGRAMA DE FUJO DE PRÁCTICAS ESTÁNDAR.

ANEXO G ORDEN DE TRABAJO

ANEXO H CERTIFICADO DE CONFORMIDAD

ANEXO I PLANOS DE LA HERRAMIENTA HOISTING CRADLE ASSEMBLY

ANEXO J HOJA DE VIDA

ANEXO A

MANUAL DE MATENIMIENTO DESMONTAJE DEL APU.



APU POWER PLANT - REMOVAL/INSTALLATION

1. General

A. This section covers removal/installation of the APU power plant, consisting of the APU engine, ac electrical generator, and engine mount brackets. The procedure given is for removal of the APU power plant and installation of a replacement unit. However, the same procedure can be used for maintenance of power plant. The unit may be lowered on an aero stand for replacement of the engine mount brackets or the ac electrical generator. Access to the ac electrical generator is gained simply by removing lower shroud, but due to the weight of the generator and space limitations, replacement of the generator is simplified if the APU power plant is lowered as described above.

2. Equipment and Materials

- A. Hoisting Cradle Assembly - F80002, or F80114-1 (preferred)
- B. Two Fishpole Hoist Assemblies - F80039-1, or PF51-003 (preferred, PF Industries 9320 15th South, Seattle, Washington 98108). Alternate Fishpole Hoist Assemblies, (10/3641 Hoist - Fishpole, Manual Powered (Quantity of 3) Didsbury Engineering Co. Ltd, Manor Road, Levenshulme, Manchester M19 3EJ).
- C. Transportation Dolly - F72950-2 superseded by F72950-127 or F72950-138 (for future procurement)

3. Prepare to Remove APU Power Plant

- A. Open the following circuit breakers on circuit breaker panel P6.
 - (1) Fire DETECTION APU
 - (2) APU GENERATOR CONTROL
 - (3) APU CONT
 - (4) HOT BAT, BAT BUS CONT
 - (5) HOT BAT, GEN CONT
 - (6) HOT BAT BUS
- B. Open the circuit breaker on M280 module - APU accessory unit on E3-3 electronic shelf.
- C. Position BATTERY SWITCH and APU START SWITCH to OFF and placard that APU maintenance is "in work."
- D. Open APU compartment access door latches and open door. Install door support rods.
- E. Support lower shroud, open shroud latches, and remove shroud.

CAUTION

EXERCISE EXTREME CARE NOT TO DAMAGE SHROUD DRAIN LINES WHEN HANDLING SHROUD.

4. Remove APU Power Plant

- A. Disconnect APU harness, APU starter motor, and APU generator plugs from receptacles in upper shroud.
- B. Disconnect APU generator control plug from receptacle in upper shroud.
- C. Disconnect EGT indicating system plug from receptacle in upper shroud.
- D. Disconnect bleed load control air line from fitting in upper shroud.
- E. Disconnect pressure re-oil line from fitting in upper shroud.
- F. Disconnect fuel hose from elbow on low-pressure fuel filter (View 1, Fig. 401). Catch dripping fuel in a suitable container.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 401
Aug 01/06



MAINTENANCE MANUAL

- G. Disconnect fire detection sensor element plug from receptacle in upper shroud.
- H. Disconnect APU to upper shroud bonding jumper (Fig. 401, Detail C).
- I. Remove clamp attaching bleed air duct coupling to turbine plenum bleed air flange.
- J. Push bleed air duct coupling outboard as far as it will go.
- K. Move compressor air inlet duct lock handle outboard until heel of cam is free from spring arm. Rotate compressor plenum downward so that compressor air inlet opening in plenum no longer matches air inlet duct in upper shroud.
- L. Install hoist assemblies to brackets in APU compartment with pins.

CAUTION

CHECK THAT HOIST CABLES ARE UNIFORMLY WRAPPED AROUND DRUMS BEFORE ATTEMPTING TO SUPPORT APU. CABLES THAT ARE NOT UNIFORMLY WRAPPED AROUND DRUMS CAN CAUSE A SHORT BUT SUDDEN DROP OF THE UNIT, IMPARTING A SHOCK LOAD TO THE HOIST AND FITTINGS.

- M. When using F80002 cradle, insert tubes in cradle base and secure in place with pins.
- N. Attach hoist cables to cradle assembly tubes with pins.
- O. Install cradle base on APU power plant and secure in place with pins (Fig. 401).
- P. Pull hoist cables taut to remove load from APU engine mounts.
- Q. Remove nuts, washers, and bolts fastening mount caps to engine mount brackets. Do not remove cap and mount bracket hinge bolts. Open mount caps.

NOTE: The weight of a dry APU is approximately 318-326 pounds (144-148 kilograms).

- R. Lower power plant slowly. Guide unit to clear bleed air duct coupling, fuel line, and airplane structure.
- S. After the unit is set on transportation dolly, slacken hoist cables.
- T. Disconnect hoist cables from tubes by removing pins.

NOTE: If spare cradles are available, they may be used for transportation and storage of APU power plants.

- U. Inspect torque box, air inlet liner and aft bulkhead for cracks. If cracks are found, refer to the structural repair manual for damage limits.
- 5. Install APU Power Plant
 - A. Position APU power plant, installed on a cradle base, directly under APU compartment.
 - B. When using F80002 cradle, insert tubes in cradle base and secure in place with pins (Fig. 401).
 - C. Connect hoist cables to tubes with pins.
 - D. Rotate compressor plenum air inlet opening down.

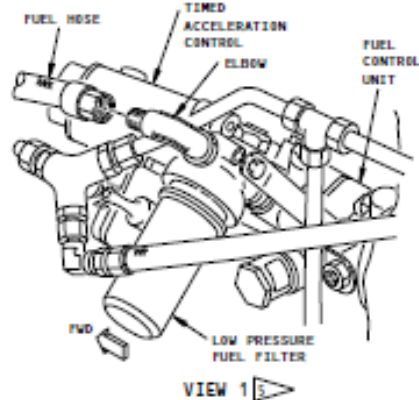
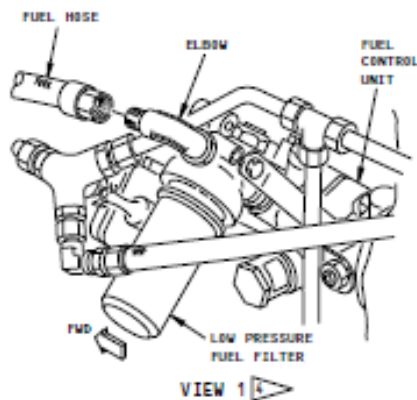
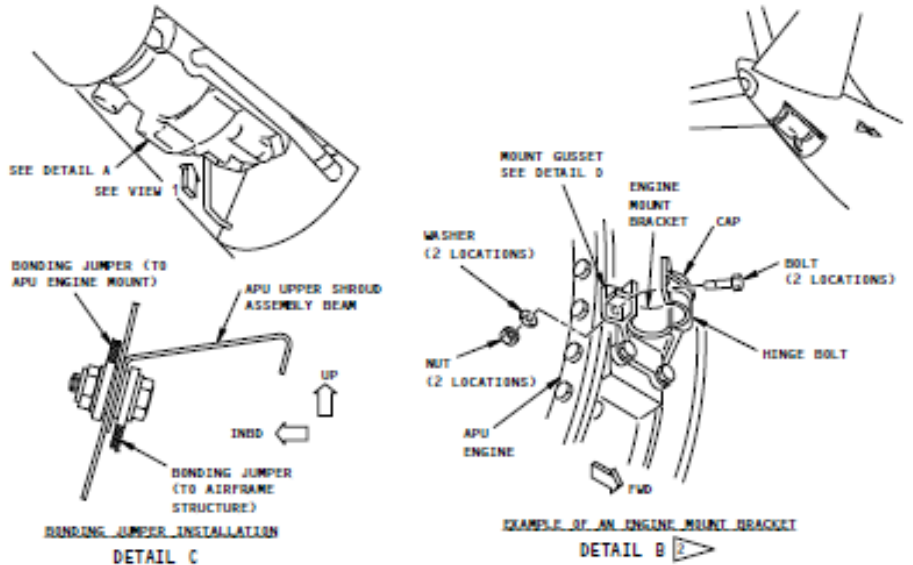
EFFECTIVITY




BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 402
Aug 01/06



-  APU'S WITHOUT TWO WASHERS BELOW THE BOLT HEAD
-  FUEL CONTROL UNIT WITHOUT THE TIMED ACCELERATION CONTROL
-  FUEL CONTROL UNIT WITH THE TIMED ACCELERATION CONTROL

APU Power Plant Installation
 Figure 401 (Sheet 1)

40155A

EFFECTIVITY

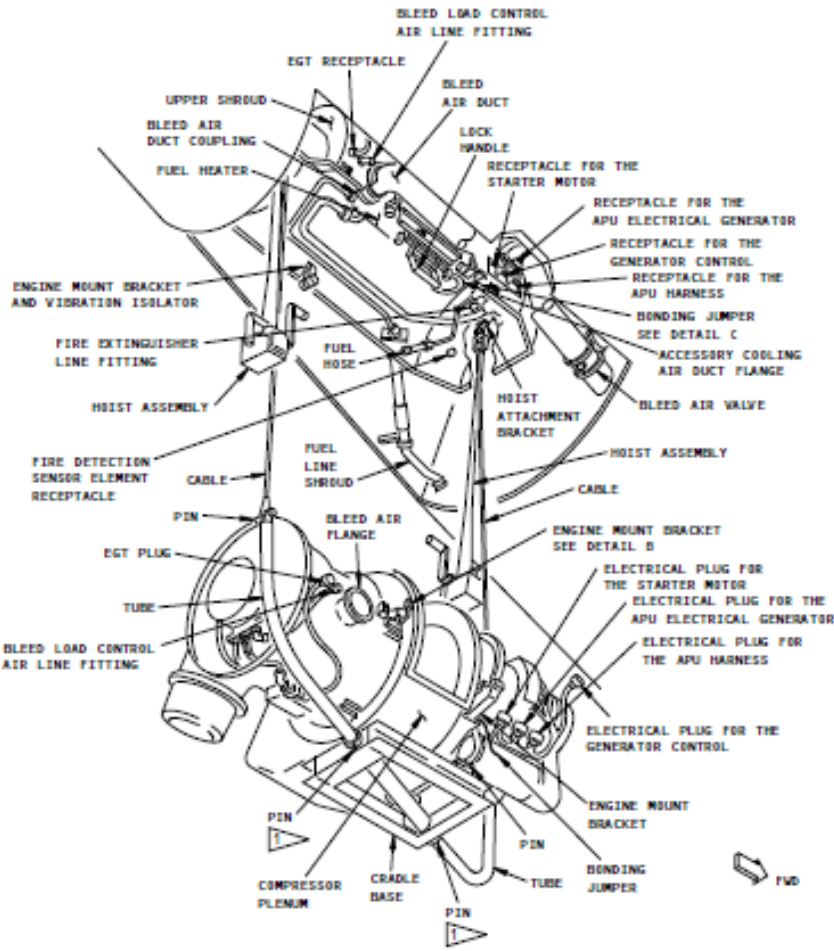
BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 403
 May 01/03

BOEING
737 
MAINTENANCE MANUAL



DETAIL A

▲ APPLICABLE TO P80002
 CRADLE ASSEMBLY ONLY

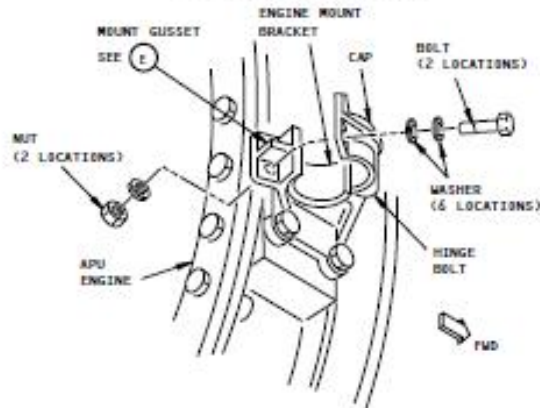
APU Power Plant Installation
 Figure 401 (Sheet 2)

40254

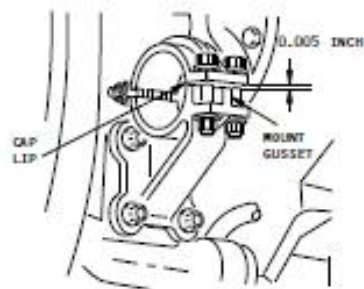
EFFECTIVITY ———— D6-12080
 BAB ALL

49-11-00

Page 404
 May 01/03



EXAMPLE OF AN ENGINE MOUNT BRACKET
DETAIL B



EXAMPLE OF A CAP AND
MOUNT GUSSET ADJUSTMENT
DETAIL D

APU'S WITH TWO WASHERS BELOW THE
BOLT HEAD

APU Power Plant Installation
Figure 401 (Sheet 3)

48257A

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 405
May 01/03



- E. Slowly raise APU power plant. Guide unit to clear airplane structure.

NOTE: The weight of a dry APU is approximately 318–326 pounds (144–148 kilograms).

CAUTION WHILE RAISING APU, CHECK THAT CABLES WRAP UNIFORMLY AROUND DRUMS. IF CARE IS NOT TAKEN WHILE RAISING UNIT, CABLES MAY BECOME TANGLED ON DRUMS. THIS CAN CAUSE A SHORT BUT SUDDEN DROP OF THE UNIT, IMPARTING A SHOCK LOAD TO THE HOIST AND FITTINGS.

- F. When power plant is nearly in place, stop hoisting operation and make following checks:
- (1) Ensure that mount caps do not interfere with installation.
 - (2) Check that cooling air inlet duct seal is properly aligned with cooling air fan flange.
 - (3) Align compressor plenum air inlet flange with upper shroud air inlet duct and guide into place as APU is raised.
- G. Raise APU slowly into place.

CAUTION AVOID ANY SIDEWAYS MOVEMENT OF THE APU OVER THE LAST ONE- INCH OF TRAVEL. THIS COULD CAUSE THE COOLING AIR INLET DUCT SEAT TO BE MISALIGNED WITH THE COOLING FAN FLANGE AND IMPAIR THE COOLING AIR SYSTEM.

- H. With the APU in place, make sure the seal of the cooling air inlet duct is touching the cooling fan flange:
- (1) APU's WITH A SEAL CLAMP; If the seal is not touching the cooling fan flange, adjust the seal:
 - (a) Lower the APU.
 - (b) Loosen the seal clamp and pull the seal down the necessary distance for the seal to touch the cooling fan flange.
 - (c) Tighten the seal clamp.
 - (d) Lift the APU into its position.
 - (2) APU's WITHOUT A SEAL CLAMP If there is a clearance between the cooling fan flange and the seal for the cooling air duct, close the clearance (Fig. 403):
 - (a) Lift or lower the APU by pulling or pushing the APU gearbox assembly until the seal is lightly compressed by the cooling fan flange.

NOTE: Lowering the right aft mount on the APU will lift the cooling fan flange and compress the seal. Lifting the right aft mount will lower the cooling fan flange and make the seal not compressed.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 406
Aug 01/06



MAINTENANCE MANUAL

- (b) Measure the distance from the bottom of the vibration isolator on the right aft mount to the bottom of the cap on the engine mount bracket.

NOTE: The clearance between the vibration isolator and the cap must be 0.08–0.14 inches.

- (c) Do the above adjustment steps again until the clearance between the vibration isolator and the cap is correct.

- I. Close mount caps and install bolts, washers, and nuts. Tighten nuts to a torque range of 30 to 40 pound-inches.

NOTE: Ensure minimum gap of 0.005-inch between cap lip and mount gusset after torquing. This will ensure positive clamp-up on vibration isolator.

- J. Rotate compressor plenum to match compressor air inlet opening in plenum with air inlet duct in upper shroud.
- K. Move compressor air inlet duct lock handle inboard until heel of cam falls behind spring arm. Install locking screws and nuts (2) to secure locking handle.
- L. Slacken hoist cables and disconnect cables from tubes by removing pins.
- M. Remove pins securing cradle base to APU power plant and remove cradle.
- N. Remove pins securing hoist to brackets in APU compartment and remove hoists.
- O. Slide bleed air duct coupling inboard as far as it will go.
- P. Install clamp attaching bleed air duct coupling to turbine plenum bleed air flange. Tighten clamp-coupling nut to a torque range of 45 to 55 pound-inches.
- Q. Connect pressure re-oil to fitting in upper shroud.
- R. Connect fuel hose to elbow on low-pressure fuel filter (View 1, Fig. 401).
- S. Connect fire detection sensor element plug to receptacle on upper shroud and safety wire.
- T. Connect bleed load control air line to fitting in upper shroud.
- U. Connect EGT indicating system plug to receptacle in upper shroud and safety wire.
- V. Connect APU generator control plug to receptacle in upper shroud and safety wire.
- W. Connect APU harness, APU starter motor, and APU generator plugs to receptacles in upper shroud and safety wire connectors.
- X. Connect APU to upper shroud bonding jumper (Fig. 401, Detail C).
- Y. Depressure or purge the fuel system by motoring (AMM 49-11-0/201).
6. Restore Airplane to Normal Configuration
- A. Position lower shroud against upper shroud and close shroud latches.

CAUTION

MAINTAIN A MINIMUM CLEARANCE OF 0.18 INCH BETWEEN ENGINE PLUMBING, FIRE DETECTOR, CLAMPS AND INSIDE SURFACE OF LOWER SHROUD. EXERCISE EXTREME CARE NOT TO DAMAGE SHROUD DRAIN LINES WHEN HANDLING SHROUD.

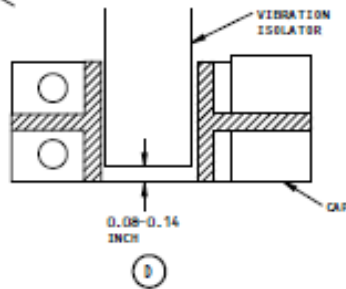
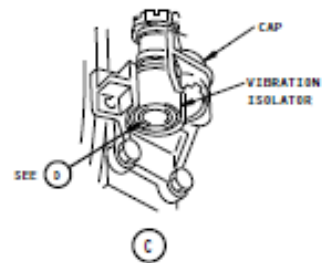
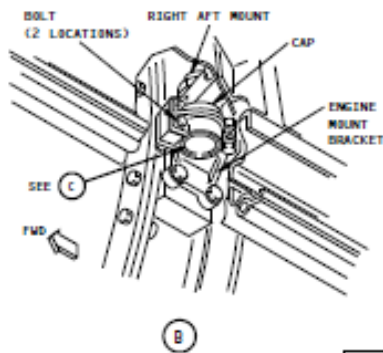
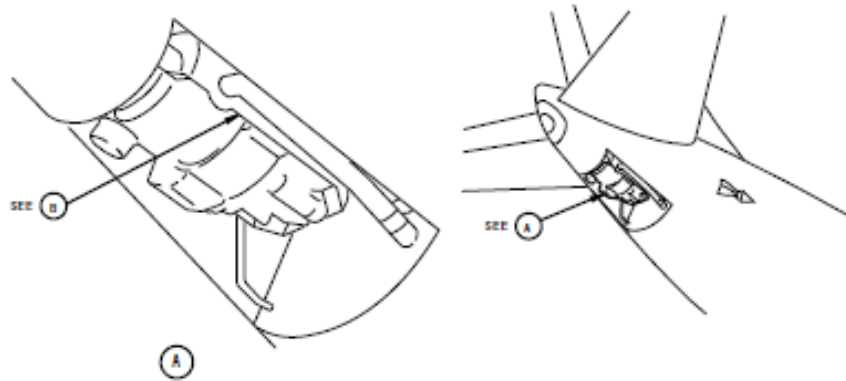
EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 407
May 01/03



Right Aft mount Adjustment
 Figure 402

41283

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 408
 May 01/03

BOEING
737 
MAINTENANCE MANUAL

- B. Disengage APU compartment access door rods and stow rods. Close and latch access door.
- C. Close the following circuit breakers on circuit breaker panel P6.
 - (1) FIRE PROTECTION, DETECTION APU
 - (2) APU GENERATOR CONTROL
 - (3) APU CONT
 - (4) HOT BAT, BAT BUS CONT
 - (5) HOT BAT, GEN CONT
 - (6) HOT BAT BUS
- D. Close the circuit breaker on M280 module - APU accessory unit on E3-3 electronics shelf.
- E. Position BATTERY SWITCH to ON and remove placards.
- F. Test and adjust power plant. Refer to APU Power Plant - Adjustment/Test.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

49-11-00

Page 409
May 01/03

ANEXO B

INSPECCIÓN VISUAL GENERAL DEL EWIS.



MAINTENANCE MANUAL

GENERAL VISUAL INSPECTION OF EWIS (EZAP) MAINTENANCE PRACTICES

1. General
 - A. This procedure contains scheduled maintenance task data.
2. General Visual Inspection of EWIS
 - A. General
 - (1) This procedure is a scheduled maintenance task.
 - (2) This procedure is an Enhanced Zonal Analysis Procedure (EZAP) task.
 - (3) This procedure performs a general visual inspection of Electrical Wiring Interconnection System (EWIS).
 - B. Definitions
 - (1) Electrical Wiring Interconnection System (EWIS) means any wire, power feeder, wiring device, or combination of these, including termination devices, installed in any area of the aircraft for the purpose of transmitting electrical energy, including data and signals, between two or more intended termination points. The EWIS is defined in full by 14 CFR section 25.1701.
 - (2) General Visual Inspection (GVI) is a visual examination of an interior or exterior area, installation, or assembly to detect obvious damage, failure, or irregularity. This level of inspection is made from within touching distance unless otherwise specified. A mirror may be necessary to enhance visual access to all exposed surfaces in the inspection area. This level of inspection is made under normally available lighting conditions such as daylight, hangar lighting, flashlight, or droplight and may require removal or opening of access panels or doors. Stands, ladders, or platforms may be required to gain proximity to the area being checked.
 - C. References
 - (1) AMM 20-40-11/201, Static Grounding
 - (2) AMM 20-60-02/201, Cleaning to Remove Combustible Materials (EZAP)
 - (3) AMM 20-60-07/201, Protection of the EWIS During Maintenance
 - (4) SWPM 20-10-20, Standard Wiring Practices Manual
 - D. Procedure
 - (1) Do this procedure: Static Grounding (AMM 20-40-11/201).
 - (2) If it is necessary to touch the EWIS, it is recommended to remove electrical power from the EWIS to be inspected:

NOTE: You can remove all electrical power from the aircraft if the removal from one or more systems is not possible.

 - (a) Identify the applicable electrical system(s) for the the EWIS to be inspected.
 - (b) Open circuit breakers and switches for the EWIS to be inspected.
 - (c) Put a collar/warning tag on the applicable circuit breaker(s), and warning tag on the applicable switch(s) for the EWIS to be inspected.
 - (3) Remove panels as necessary to gain access to the EWIS.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

20-60-04

Page 201
Aug 01/13



MAINTENANCE MANUAL

(4) Do these steps to perform a general inspection of the EWIS:

NOTE: You do not need to pull on the wire bundles, shake the wire bundles, or disconnect the connectors to perform this inspection.

(a) Protect all EWIS during the inspection:

- 1) The EWIS that are undisturbed and kept free of contamination will provide trouble-free service without the need for unscheduled maintenance.

CAUTION KEEP TOOLS, TOOL TRAYS, AND OTHER WORK ITEMS OFF OF THE WIRES. OBJECTS PUT ON THE WIRE BUNDLES OR THEIR RELATED COMPONENTS CAN CAUSE DAMAGE TO THE WIRES, INSULATION, AND CONNECTORS.

CAUTION DO NOT PUT PRESSURE ON THE WIRE BUNDLES, ELECTRONIC SYSTEMS, OR STRUCTURES IN THE COMPARTMENT. PRESSURE CAN CAUSE DAMAGE TO WIRE BUNDLES AND ELECTRICAL CONNECTIONS.

CAUTION DO NOT CUT, CAUSE NICKS, OR CAUSE OTHER DAMAGE TO THE CABLES, WIRES, METAL-BRAIDED SHIELD, OR OVERBRAID. DAMAGE TO THESE COMPONENTS CAN CAUSE MALFUNCTIONS, OR DAMAGE TO OTHER EQUIPMENT.

- 2) The EWIS can be easily damaged during the inspection if they are used as a handhold or support for personal equipment.

CAUTION DO NOT USE WIRE BUNDLES, TUBING, DUCTS, OR OTHER ENGINE COMPONENTS AS A STEP OR HAND-HOLD. DAMAGE TO EQUIPMENT CAN OCCUR.

(b) Check the EWIS and the area around them for combustible material such as dust, lint and other surface contamination.

- 1) If combustible material is found, do this task: Cleaning to Remove Combustible Material (EZAP), [AMM 20-60-02/201](#).

(c) Check the EWIS for contact, chafing, sagging, security, visible damage, lacing tape/ties installation, sheath/conduit deformity or installation, end of sheath rubbing on end attachment, missing or damaged grommets, dust and lint accumulation, surface contamination, deterioration of previous repairs.

(d) Check connectors for external corrosion, backshell tail, rubber pad/packing on backshell, backshell wire securing device, missing or broken safety wire, discoloration or evidence of overheat on terminal lugs or blocks, torque stripe misalignment.

(e) Check switches for rear protection cap damage.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

20-60-04

Page 202
Aug 01/13



- (f) Check ground points for corrosion, bonding braid/bonding jumper, broken or disconnected braid, multiple strands corroded or broken.
- (g) Check EWIS clamps or brackets for presence, corrosion, condition, bends or twists, attachment, protection/cushion.
- (h) Check EWIS supports such as rails, racks, shelves, or tubes/conduits for: breaks, deformity, missing fasteners, missing edge protection on rims of feed through holes, race track cushion damage.
- (i) If damage is found on any EWIS, do the following:
 - 1) Do this procedure: Protection of the EWIS During Maintenance (AMM 20-60-07/201).
 - 2) Repair or replace per the applicable task: Standard Wiring Practices (SWPM 20).
 - 3) If damage is found with the pressure seals, replace the component, Standard Wiring Practices Manual (~~SWPM 20-10-20~~).
- (5) Install all panels removed for access.

CAUTION

MAKE SURE THAT YOU REMOVE ALL TOOLS, LOOSE PARTS AND UNWANTED MATERIAL FROM THE AREA WHEN YOU COMPLETE MAINTENANCE. DAMAGE TO EQUIPMENT COULD OCCUR.

- (6) Restore electrical power in the area(s) and/or from the item(s) that had the electrical power removed.
 - (a) Remove the collar/warning tag on the applicable circuit breaker(s), and warning tag on the applicable switch(s) for the area(s) and/or from the item(s) that had the electrical power removed.

EFFECTIVITY

BAB ALL

D6-12080

20-60-04

Page 203
Aug 01/13

ANEXO C

PROCEDIMIENTOS GENERALES DE LIMPIEZA.



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

CLEANING OF WIRE HARNESSSES

E. General Conditions for Cleaning with an Aqueous Cleaner

These conditions are applicable:

- The mixture of the aqueous cleaner and the contamination must be a safe mixture
- The maximum permitted pH of a cleaner is 9.0
- Different cleaners must not be mixed
- An aqueous cleaner must not be mixed with a solvent
- The cleaner must be a permitted cleaner for the materials in a wire harness
- The area that must be cleaned must sufficiently drain large volumes of liquid
- The sensitive components in the area must have satisfactory protection; refer to the Aircraft Maintenance Manual
- The local environmental laws must be obeyed
- The cleaner must be applied only with the procedure that is permitted or specified.

WARNING: IT CAN BE DANGEROUS TO MIX SOME TYPES OF AQUEOUS CLEANERS WITH SOME TYPES OF CONTAMINATION. MAKE SURE THAT THE MIXTURE OF THE CLEANER AND THE CONTAMINATION IS PERMITTED. INJURY TO PERSONNEL CAN OCCUR.

CAUTION: AN AQUEOUS CLEANER THAT HAS A PH MORE THAN 9.0 MUST NOT BE APPLIED TO THE WIRE HARNESS. DAMAGE TO THE WIRE HARNESS AND OTHER EQUIPMENT CAN OCCUR.

CAUTION: AN AQUEOUS CLEANER THAT IS NOT SPECIFIED FOR THE MATERIALS AND THE COMPONENTS IN A WIRE HARNESS MUST NOT BE APPLIED TO THE WIRE HARNESS. DAMAGE TO THE WIRE HARNESS CAN OCCUR.

CAUTION: A HIGH VOLUME OF AQUEOUS CLEANER MUST NOT BE APPLIED TO AN AREA UNLESS THE LIQUID CAN DRAIN SUFFICIENTLY. IF THE LIQUID DOES NOT DRAIN SUFFICIENTLY, DAMAGE TO THE EQUIPMENT OR A STRUCTURE CAN OCCUR.

F. Necessary Materials and Tools

Table 1
RECOMMENDED SOLVENTS

Solvent	Specification	Supplier
Alcohol, Isopropyl	TT-I-735 Grade A	An available source
	TT-I-735 Grade B	An available source
Alcohol, Denatured, Ethyl	O-E-760	An available source
Naphtha, Aliphatic	TT-N-65, Type II	An available source

20-10-04

D6-54446

Page 3
Feb 01/2013



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

CLEANING OF WIRE HARNESSSES

Table 2
NECESSARY TOOLS

Material or Tool	Description	Part Number or Specification	Supplier
Brush	1. The bristles are soft and not abrasive; 2. The bristle retainer is not metal; 3. The cleaners do not cause damage to the brush materials	Specified by supplier	An available source
Cloth, Cleaning	Cotton, non-woven	CCC-C-46	An available source
Compressed Gas	Air, Clean and dry	Specified by supplier	An available source
	Nitrogen, Clean and dry	Specified by supplier	An available source
Swabs	Cotton, lint free	Specified by supplier	An available source
Vacuum	The brush has soft bristles	Specified by supplier	An available source
Wiper	Cotton, low lint	Specified by supplier	An available source
	Cotton, non-woven Grade 142951	BMS15-5 Class A	BBA Nonwovens Walpole
	Cotton, cheesecloth No. 10, 20, 40	BMS15-5 Class A	American Fiber & Finishing
	Cotton, cheesecloth No. 9017	BMS15-5 Class A	DeRoyal Textiles
	Cotton, gauze sponge No. 582556	BMS15-5 Class A	American Fiber & Finishing
	Cotton, gauze sponge No. 9405	BMS15-5 Class A	DeRoyal Textiles
	Cotton, HAN SIN SANG SA Fabric Code No. 3030	BMS15-5 Class A	HO CHANG Medical Company
	Cotton, Hermilex No. 300, 400	BMS15-5 Class A	DeRoyal Textiles
	Cotton, Rymplecloth No. 201, 300, 301	BMS15-5 Class A	American Fiber & Finishing
	Cotton, Weston cloth No. 8000	BMS15-5 Class A	Nippon Weston Company

2. SELECTION OF A CLEANING PROCEDURE

A. Selection of an Applicable Cleaning Procedure

NOTE: Connectors can be environmentally sealed or unsealed. Each type has a different cleaning procedure. Environmentally sealed connectors are identified in Subject 20-60-08.

20-10-04

Page 4
Feb 01/2013

D6-54446

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See this page for details



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

CLEANING OF WIRE HARNESSSES

3. CLEANING OF A WIRE HARNESS THAT HAS CONTAMINATION ON THE INTERNAL SURFACES

A. Removal of Heavy Contamination with a Solvent

Heavy contamination can be:

- A petroleum based material
- A hydraulic fluid
- A wet or dried mixture of a fluid and a solid
- A wet or dried semi-solid.

Refer to Paragraph 2.A. for the conditions that are applicable for this procedure.

- (1) Identify the electrical system that must be cleaned.
- (2) Open all circuit breakers and all switches for the wire harness and the equipment in the area that must be cleaned. Refer to Subject 20-00-10.

Make sure that the applicable wire harness or wire harnesses are de-energized.

- (3) Electrostatically ground the airplane. Refer to the Aircraft Maintenance Manual.
- (4) Install the necessary protection for all equipment and all components that are sensitive to contamination and solvents.

Make sure that all disconnected connectors in the area have sufficient protection.

- (5) Make a selection of:
 - An aliphatic naphtha from Table 1
 - An isopropyl alcohol from Table 1
 - A wiper or a cloth from Table 2.

WARNING: SOLVENTS ARE FLAMMABLE. MAKE SURE THAT THE QUANTITY OF SOLVENT NEAR THE AIRPLANE IS NOT MORE THAN THE QUANTITY THAT IS NECESSARY TO CLEAN THE WIRE HARNESS.

CAUTION: A SOLVENT THAT IS NOT SPECIFIED FOR THE MATERIALS AND THE COMPONENTS IN A WIRE HARNESS MUST NOT BE APPLIED. DAMAGE TO THE WIRE HARNESS CAN OCCUR.

- (6) Disassemble a short length of the wire harness:
 - (a) Remove the necessary wire harness supports to get access to the contamination.
Make sure that the wire harness has sufficient support after the supports are removed.
 - (b) Remove the wire harness ties along the free length.
 - (c) Move the wires apart.

CAUTION: A WIRE OR A CABLE MUST NOT BE MOVED MORE THAN IT IS NECESSARY TO CLEAN IT. DAMAGE TO THE WIRE OR THE CABLE CAN OCCUR.

- (7) Remove the contamination.

Refer to Paragraph 4. for the procedure to remove the contamination from:

- A backshell
- The external surface of the connector
- An area of a wire that is less than 6 inches from the end of a connector.

20-10-04

D6-54446

Page 7
Nov 01/2009

ANEXO D

HANDBOOK Y MANUAL DE PRATICAS ESTÁNDAR DE CABLEADO.



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

WIRING ASSEMBLY AND INSTALLATION CONFIGURATION

These conditions are applicable for the wire harness in a high vibration area, Vibration Level 3 and those parts of the wire harnesses that go from the wing seal rib into the strut or the sailboat areas:

- For a wire harness that goes through the leading edge gap, but does not go into the strut, the conditions for all other high vibration areas are applicable
- Lacing tape wire harness ties must be assembled at intervals of a maximum of 2 inches
- The necessary number of lacing tape wire harness ties must be assembled on the wire harness to make sure that the wire harness does not bend between the wire harness ties; refer to Figure 3
- The necessary number of lacing tape wire harness ties must be assembled on the wire harness to make sure that the outer diameter of the wire harness does not become larger between the wire harness ties; refer to Figure 3

For a high vibration area, Vibration Level 2, these conditions are applicable:

- For the 737 model only, the lacing tape wire harness ties on a power feeder wire harness on the leading edge of the wing must be assembled at intervals of a maximum of 2 inches
- Lacing tape wire harness ties must be assembled at intervals between 6 inches and 8 inches
- The necessary number of lacing tape wire harness ties must be assembled on the wire harness to make sure that the wire harness does not bend between the wire harness ties; refer to Figure 3
- The necessary number of lacing tape wire harness ties must be assembled on the wire harness to make sure that the outer diameter of the wire harness does not become larger between the wire harness ties; refer to Figure 3



Not Acceptable



Acceptable

INTERVALS FOR WIRE HARNESS TIES
Figure 3

E. Plastic Tie Strap and Adhesive Tape Wire Harness Ties

For the conditions that are applicable for a plastic tie strap wire harness ties on a wire harness with coax cable, refer to Paragraph 3.F.

20-10-11

D6-54446

Page 4
Jul 01/2011



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

WIRING ASSEMBLY AND INSTALLATION CONFIGURATION

Plastic tie strap and adhesive tape wire harness ties are not permitted:

- In a fuel tank
- In the unpressurized area
- In a high vibration area; refer to Subject 20-02-30
- On a wire harness that has a Temperature Grade C or Temperature Grade D
- Where a broken tie strap can let the wire harness move against an abrasive surface
- Where a broken tie strap can let the wire harness cause an interference with mechanical linkage.

Plastic tie strap and adhesive tape wire harness ties are a satisfactory alternative to lacing tape wire harness ties when these conditions occur:

- The wire harness is installed in the pressurized area of the airplane
- The wire harness has a Temperature Grade A or Temperature Grade B.

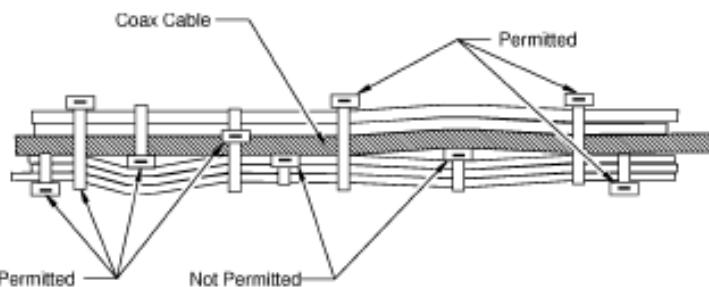
NOTE: Boeing Service Engineering can supply more data about the temperature grade of a wire harness.

NOTE: In the production of some airplanes, plastic tie strap wire harness ties have been installed on wire harnesses in the unpressurized area and in high vibration areas. These installations are satisfactory. If it is necessary to replace a plastic tie strap wire harness tie on one of these wire harnesses, only a lacing tape wire harness tie is permitted.

F. Wire Harnesses that have Coax Cable

These conditions are applicable:

- The outside of the head of a plastic tie strap must not be against a coax cable
- It is necessary to move the head of a plastic tie strap away from a coax cable when the outside of the head of the plastic tie strap touches the coax cable
- The inside of the head of a plastic tie strap is permitted to be against a coax cable
- It is not necessary to move the head of the plastic tie strap away from a coax cable when the inside of the head of the plastic tie strap touches the coax cable
- When a coax cable or a wire harness that contains a coax cable is added to a wire harness that has a plastic tie strap, it is not necessary to remove the plastic tie strap.



PERMITTED CONFIGURATIONS OF PLASTIC TIE STRAPS ON A WIRE HARNESS THAT HAS A COAX CABLE
Figure 4

20-10-11

Page 5
Feb 01/2012

D6-54446

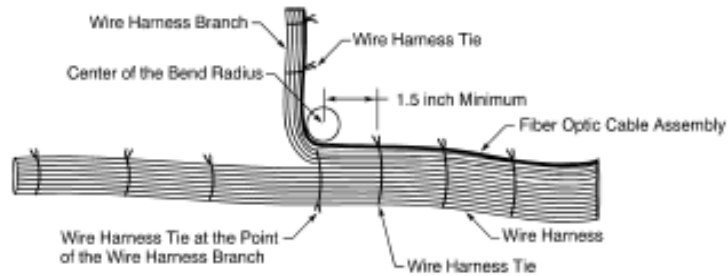
BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See the page for details



707, 727-787

STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL

WIRING ASSEMBLY AND INSTALLATION CONFIGURATION



LOCATION OF THE WIRE HARNESS TIES AT A BRANCH

Figure 5

A deformation of the jacket of the cable from an assembled wire harness tie or plastic tie strap is permitted, if each of these conditions occur:

- The deformation does not go through the surface of the jacket
- The diameter of the cable at the maximum depth of the deformation is more than 85 percent of the diameter of the cable.

H. Wire Harness Branches

These conditions are applicable:

- If it is possible, a wire harness branch must make a smooth curve from the harness in the same plane as the centerline of the wire harness; refer to Figure 6
- If it is possible, all wires must be parallel and adjacent to each other and the wire harness before the wire harness branch is made
- If it is possible, a wire harness tie must be assembled or a plastic tie strap installed a maximum of 1 inch in front of the wire harness branch
- If it is possible, a wire harness tie must be assembled or a plastic tie strap installed a maximum of 1 inch behind the wire harness branch
- If it is possible, the wire harness branch must not go across other wires when it makes a curve from the wire harness; refer to Figure 7
- When a wire harness has a small number of wires that go to the branch point from opposite directions, a wire harness tie must be assembled or a plastic tie strap installed on the wire harness and the wires at the point of the branch; refer to Figure 8
- If the wire harness branch must go across the wire harness, the wire harness must have protection; refer to Figure 9 and Figure 10.
- Adhesive tape wire harness ties are not permitted on a wire harness branch.

20-10-11

Page 7
Feb 01/2013

D6-54448

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See this page for details

ANEXO E

MANUAL DE MANTENIMIENTO CHEQUEO OPERACIONAL.



AUXILIARY POWER UNIT - ADJUSTMENT/TEST

1. General

- A. This section provides adjustment/test procedures using airplane instrumentation. For adjustment/test procedure using the AiResearch tester, refer to AMM 49-21-0/501.
- B. The APU is tested by accomplishing the following:

CAUTION TO AVOID DAMAGING APU, OBSERVE OPERATING LIMITS (AMM 49-11-0/201).

- (1) Operating the APU under a "Loaded" condition and observing that APU operates within defined limits
 - (2) A fuel control unit acceleration limiter valve cracking pressure (opening) test
 - (3) A fuel control unit governor speed setting test under a NO LOAD condition
 - (4) Bleed air valve opening rate test
- C. The APU does not require any adjustments other than those specified as an integral part of the APU operational test. Procedures for operating the APU are given in AMM 49-11-0/201. You must do the APU operation test - LOADED CONDITION after you replace the APU, fuel control unit or bleed air valve. It is not necessary to do the cracking pressure test for the acceleration limiter valve or governor speed setting test under a NO LOAD condition for the fuel control unit after you replace the APU, fuel control unit or bleed air valve. It is not necessary to do the opening rate test for the bleed air valve after you replace the APU, fuel control unit or bleed air valve. You can use these tests for troubleshooting or adjustments of the fuel control unit or bleed air valve.
 - D. Design parameters and operating characteristics determine operating limits of the engine. If the limits listed in AMM 49-11-0/201 are exceeded, the engine must be shut down immediately and the malfunction corrected.
 - E. A dc boost pump provides a positive, low pressure source of fuel to the APU. The following four tests are used to confirm proper operation of the dc boost pump: APU dc boost pump operational test; APU dc boost pump sequencing test; normal APU start, operation and shutdown test; APU start, operation and shutdown without APU dc boost pump. Each test is independent from the others and may be performed after the APU dc boost pump has been replaced or if an APU dc boost pump malfunction is suspected.

2. APU Operational Test

- A. Equipment and Materials
 - (1) 0 - 100 pressure gage and appropriate fittings, or Pressure Gage and Case Set - No. 282645, AiResearch Manufacturing Co., Phoenix, Arizona (Stores Code PM 80749)
 - (2) RPM Indicator and Tachometer-Generator Test Set - F72891-1
 - (3) FUEL CONTROL UNIT WITHOUT THE TIMED ACCELERATION CONTROL; Screwdriver and Wrench Assembly - No. 280353, AlliedSignal Inc., Airline Services Division, P.O. Box 52170, Phoenix, AZ 85072-2170

BOEING
737 
MAINTENANCE MANUAL

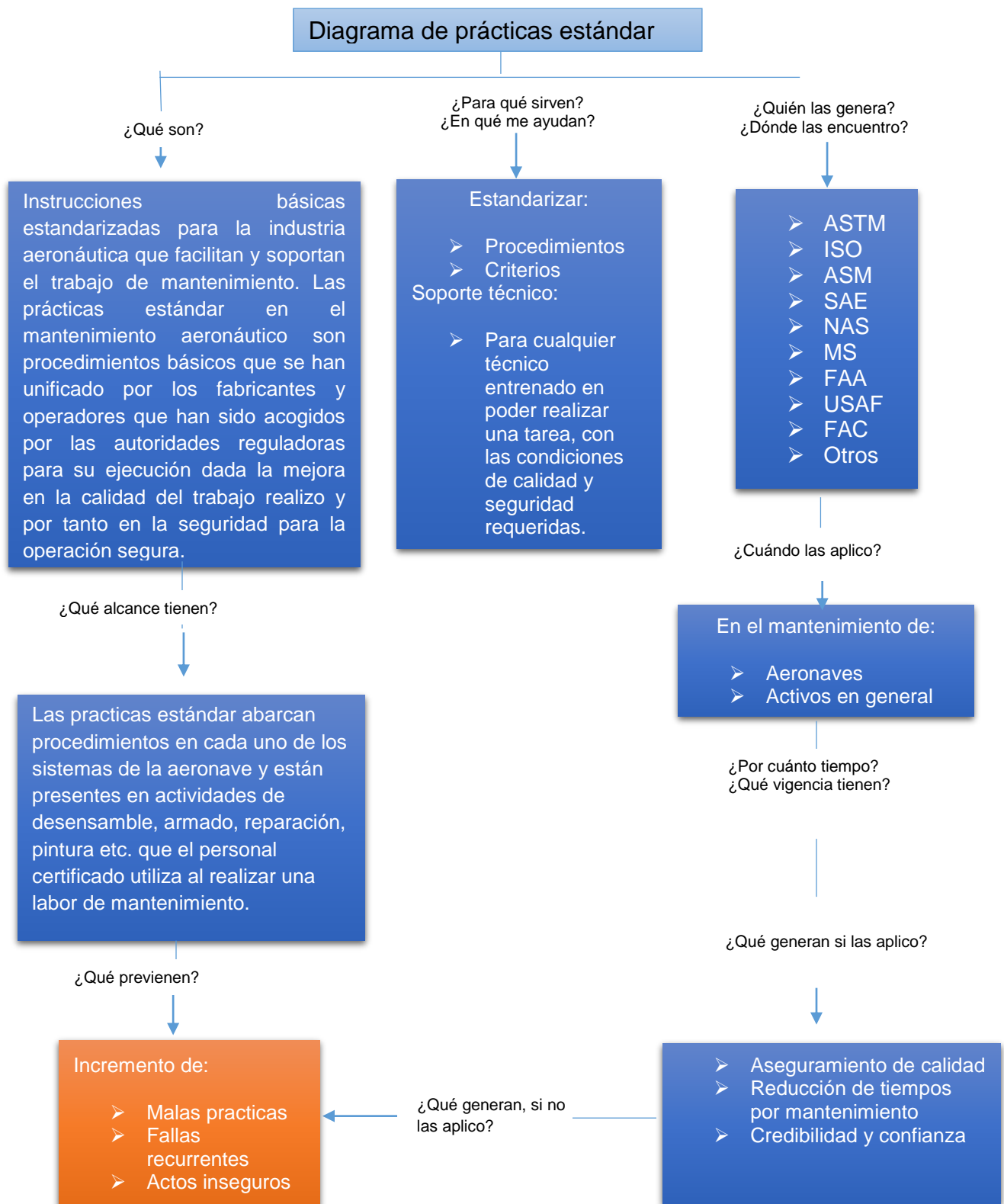
- (4) FUEL CONTROL UNIT WITH THE TIMED ACCELERATION CONTROL;
Jamnut Wrench - No. 833275-1, AlliedSignal, Inc.
 - (5) FUEL CONTROL UNIT WITH THE TIMED ACCELERATION CONTROL;
Adjuster Wrench - No. 833274-1, AlliedSignal Inc.
 - (6) High pressure hose - 1/4 inch ID - commercially available
- B. Test APU Operation - LOADED CONDITION
- (1) Operate APU (AMM 49-11-0/201).

CAUTION TO AVOID DAMAGING APU OBSERVE OPERATING LIMITS (AMM 49-11-0/201).

- (2) With "no load" applied, engine speed should stabilize at 405 - 410 CPS as indicated on generator frequency meter.
- (3) Position air conditioning L PACK and R PACK valve switches to ON.
- (4) Make sure the engines 1 and/or 2 BLEED switches on the P5 forward overhead panel are in the OFF position.
- (5) Check that ISOLATION VALVE is in AUTO position.
- (6) On forward overhead panel, position APU BLEED AIR valve switch to ON.
- (7) Observe engine frequency on frequency meter at load application.
- (8) Move air conditioning control cabin temperature selector to MANUAL COLD until air mix valves indicate COLD.
- (9) Observe engine speed at full bleed load operation on frequency meter. Stabilized generator frequency under load should not be more than 10 CPS below that observed in (2).
- (10) Incrementally add 60 amps additional electrical load to APU generator.
- (11) Observe engine exhaust gas temperature on indicator at full bleed air load operation ("loaded" condition). This temperature is controlled by APU (load) control thermostat and should stabilize between 620°C and 650°C. (See also note 1, page 501, chapter (AMM 49-52-32/501)).
- (12) If EGT in step (11) was not met, adjust or shim control thermostat (AMM 49-52-32/501).
- (13) Remove electrical load (as required).
- (14) Position air conditioning R PACK and L PACK valve switches to OFF.
- (15) Position APU BLEED AIR valve switch to OFF.
- (16) Allow engine to operate at "no load" governed frequency for one minute (minimum).
- (17) Position APU master switch to OFF.

ANEXO F

DIAGRAMA DE PRÁCTICAS ESTÁNDAR



ANEXO G

ORDEN DE TRABAJO

FUERZA AEREA ECUATORIANA						ORDEN DE TRABAJO		REPARTO: <u>AVIACION</u>	
1. No. de Orden de Trabajo <u>W077-05-236</u> <small>10-111-111-222</small>	2. Lugar de Trabajo <u>PIAZA BOLIVAR</u>	3. Aeronave <u>B737-200</u>	4. Serie / Avión <u>FAE 630</u>	5. Horas del Avión <u>54 195:00</u>	6. Fecha de Emisión <u>17-SEPT-2018</u>				
7. Modelo / Motor <u>318D-17</u>	8. Serie / Motor <u>1. P6698354</u> <u>2. P6698606</u>	9. Tiempo desde Nuevo (TSN) <u>1. 40.934.25</u> <u>2. 67.917.15</u>		10. Tiempo desde Overhaul (TSO) <u>1. 815.25</u> <u>2. 413.25</u>		11. Grado y Nombre emisor de W.O. <u>Subs. Ruiz Jose</u>			
12. Identif. Componente o Equipo <u>N/A</u>	13. Número de Serie <u>N/A</u>	14. Tiempo desde Nuevo <u>N/A</u>		15. Tiempo desde Overhaul <u>N/A</u>		16. Grado y Nombre archivo de W.O. <u>Subs. Ruiz Jose</u>			
17. Referencias técnicas, OTs, Tarjetas de Trabajo, etc.	18. Tipo de Mantenimiento (Preventivo, correctivo)	19. COMIENZA		20. TERMINA		21. Total Horas Hombre	22. Grado y Nombre		
		dd/mm/aa	Hora	dd/mm/aa	Hora				
a. <u>MPD DE-17594-1</u>	<u>P</u>	<u>17/09/2018</u>	<u>08:00</u>	<u>17/09/2018</u>	<u>12:00</u>	<u>3.6</u>	<u>SGOP LOACHAMIN</u>		
b. <u>REV R</u>	<u>L</u>					<u>3.6</u>	<u>SGOP CUSMENDOS</u>		
c.						<u>3.6</u>	<u>SGOP MONTESPIRO</u>		
d.						<u>3.6</u>	<u>SGOP TILLALAZA</u>		
e.						<u>3.6</u>	<u>SGOP VERILATO</u>		
23. DISCREPANCIAS: <u>REQUIERE INSPECCION TIPO "A" DE ACUERDO MPD BOEING DOCUMENT DE-17594-1 REV R.</u>									
24. ACCIÓN CORRECTIVA: <u>REALIZADA INSPECCION TIPO "A" DE ACUERDO MPD BOEING DOCUMENT DE-17594-1 REV R.</u> <u>SGOP MONTESPIRO</u>									
25. FIRMAS DE RESPONSABILIDAD		<u>W. Torres I</u> JEFE SEC. CONTROLES		<u>SGOP. Loachamin</u> SUPERVISOR (GRADO, NOMBRE Y FIRMA)		<u>Subs. Inzunza P</u> INSP. CONTROL CALIDAD (GRADO, NOMBRE Y FIRMA)			

EL SUPERVISOR ASIGNADO, VERIFICARÁ QUE EL PERSONAL SE ENCUENTRE CON LA DOCUMENTACIÓN TÉCNICA, EQUIPO Y HERRAMIENTAS NECESARIAS PARA CUMPLIR CON EL TRABAJO, UNA VEZ CONCLUIDA LA TAREA, ESTE ORDEN DE TRABAJO DEBE SER REMITIDA A LA SECCIÓN CONTROLES PARA SU R


FORMA FAE 349 CIELOS AERONAVE 43.263

Emitado por el Departamento de Desarrollo Organizacional de la Dirección de Mantenimiento FAE


ANEXO H

CERTIFICADO DE CONFORMIDAD

REPUBLICA DEL ECUADOR


"EL ECUADOR HA SIDO, ES Y SERÁ PAÍS AMAZÓNICO"

FUERZA AÉREA
ALA DE TRANSPORTES Nro. 11



DE: Señor Mayor Téc. Avc. Alonso Ortega Armijos
COMANDANTE DEL ESCUADRON AVC. PESADA Nro. 1121

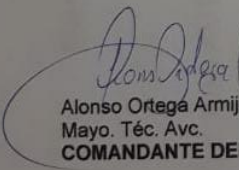
PARA: Señor Ing. Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TEGNOLOGIAS-ESPE


ASUNTO: Doc. De Conformidad de Trabajo Práctico

FECHA: Latacunga, 11 de octubre de 2018

La presente tiene por objeto comunicar a usted, señor Ing. Rodrigo Bautista, **DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TEGNOLOGIAS-ESPE**, la **CONFORMIDAD** del Escuadrón Avc. Pesada Nro.1121 perteneciente al Grupo Logístico Nro. 112, del Ala de Transportes Nro. 11, ubicado en la ciudad de Latacunga comunica; de la labor ejecutada por la señorita Cáceres Toapanta Joselyn Belén con cédula de Ciudadanía Nro. 1723110936, estudiante **DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TEGNOLOGIAS-ESPE** de la carrera Mecánica Aeronáutica "Mención Aviones", quien realizó el trabajo práctico de Graduación con el Tema: **INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVION BOEING 737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONAUTICO DEL ALA DE TRANSPORTES Nro. 11**; en tal virtud se extiende el presente documento, exteriorizando que la señorita estudiante cumplió con todas las Normativas Técnicas y de Seguridad en nuestro Centro de Mantenimiento.

Atentamente,
DIOS, PATRIA Y LIBERTAD


Alonso Ortega Armijos
Mayo. Téc. Avc.
COMANDANTE DEL ESCUADRON AVC. PESADA Nro.1121



Referencia.-
Anexo.-
Copia.-

J. Reinoso.-

Av. Amazonas y Antonio Clavijo
Telf: 20599
email:secretariagrupoalacoala11,despliegue@fae.mil.ec

Boeing Proprietary

Document Category: Boeing Engineering

Commercial Data

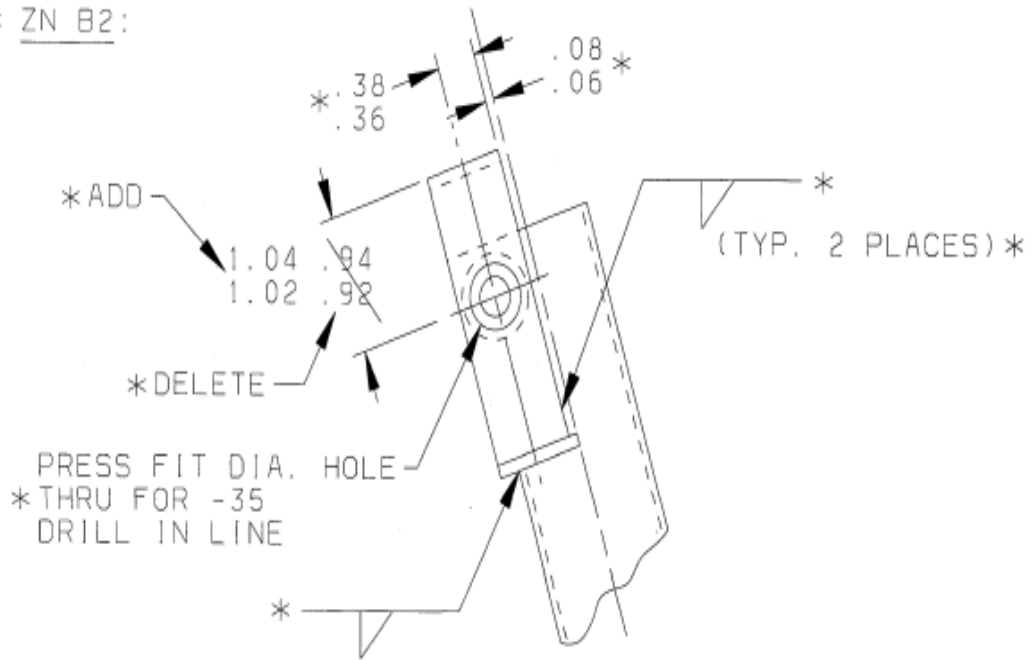
Export Jurisdiction:

DESIGN GROUP GSE

BUDGET NO. M-7366

DRAWN F. AVILA	DATE 09/22/05	DWG QUAL	DATE	THE BOEING COMPANY		* -ADCN REF	DWG TITLE		
CHECKED/PHONE B. BRADHAM	STRUCT/STRESS NSAR			ADCN ADVANCE DRAWING CHANGE NOTICE THE DWG WILL BE CHANGED TO INCLUDE THIS ADCN		MODEL 737	HOIST ASSEMBLY - AUXILIARY POWER UNIT		
ENGINEER R. DROESENWELLER	MATL & PRCS 11/14/05					PIN/ITEM/VBS NO.	SEQ	ADCN	DRAWING NO.
	DWG PROCESSING			REASON: DRAFTING ERROR	CHNG NO. D.I.I. 2600000068		1	F80039	2 A
		REL 777.LAINE 4/24/06	CODE	PRD INFO EXISTING PARTS SATISFACTORY		REQUESTED			
PROJECT APPROVAL <i>[Signature]</i>	CHNG EFF 4/25/06					C1/PE1			

* ZN B2:



DI 5007 3940 CATIA REV 2/97

Document Number: OF-80039

Type: DWG

ID: 0002

REV: A

ADCN

001

Name: Juergen Kahlweiss

User is responsible to ensure document is the latest revision.

Not Valid After: 05 25 2018

HOJA DE VIDA



DATOS PERSONALES

NOMBRE: Joselyn Belén Cáceres Toapanta

NACIONALIDAD: ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 10 de Julio de 1996

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 172311093 - 6

TELÉFONOS: 0969039862

CORREO ELECTRÓNICO: caceres96jb1@hotmail.com

DIRECCIÓN: Napo y Guayaquil. Latacunga

ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela “Pedro Fermín Cevallos”

SECUNDARIA: Colegio “Eloy Alfaro”

SUPERIOR: Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato General en Ciencias

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

EMPRESA: Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (80 H)

EMPRESA: 15 BAE “PAQUISHA” (160 H)

EMPRESA: GAE 44 “PAZTAZA”. (200 H)

EMPRESA: Centro de mantenimiento “ALA DE TRANSPORTE N° 11”, (200 H)

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONZABILIZA EL AUTOR**

JOSELYN BELEN CACERES TOAPANTA

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECANICA AERONAUTICA

ING. RODRIGO BAUTISTA

SESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, **JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA**, Egresada de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones, en el año de 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 1723110936, autora del trabajo de Graduación “**INSPECCIÓN DE EWIS DEL APU DEL AVIÓN BOEING 737-200 EN EL CENTRO DE MANTENIMIENTO AERONÁUTICO ALA DE TRASPORTES N° 11**”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad De Gestión De Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para constancia firmo la presente sesión de propiedad intelectual.

JOSELYN BELÉN CÁCERES TOAPANTA

Latacunga, 24 de Octubre de 2018