



“Reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor acorde información técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD para la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.”

Masache Quespaz, Edgar Steven

Departamento De Ciencias De La Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Monografía, previo a la obtención del título de Tecnología Superior en Mecánica

Aeronáutica

Tnlgo. Arcos Castillo, Rogelio Paul

2023

Latacunga

REPORTE DE VERIFICACIÓN



CERTIFICADO DE ANÁLISIS
magister

MASACHE QUESPAZ EDGAR STEVEN

5%
Similitudes



0%
Tercio entre similitudes
0% similitudes entre carillas

2%
Misma no exactitud

Nombre del documento: MASACHE QUESPAZ EDGAR STEVEN.pdf
ID del documento: C10401515192-20231208040774-890318480
Tamaño del documento original: 2,99 Mb

Depositar: GABRIEL SEBASTIAN ROSA VILLAMIN
Fecha de depósito: 22/02/2023
Tipo de carga: Interfaz
Fecha de fin de análisis: 22/02/2023

Número de palabras: 11.188
Número de caracteres: 34.833

Distribución de las similitudes en el documento



Fuentes principales detectadas

Nº	Descripciones	Similitudes	Utilizaciones	Datos adicionales
1	www.agencia.mec.gub.uy/estados-actuales.com https://www.agencia.mec.gub.uy/estados-actuales.com/000172/estados-inspecciones-y-manuales-inspecci	3%		Palabras similares: 26 (203 palabras)
2	repositorio.cepa.edu.ec Implementación de un manual de procedimientos de esta	1%		Palabras similares: 16 (42 palabras)
3	repositorio.cepa.edu.ec Documentación y protocolo del estado y de la izquierda del estado	1%		Palabras similares: 16 (34 palabras)
4	repositorio.cepa.edu.ec Separación de los estadísticos vertical y horizontal de l	< 1%		Palabras similares: < 1% (21 palabras)
5	repositorio.cepa.edu.ec Inspección de la sección caldera (Fot. Técnico Inspección) d	< 1%		Palabras similares: < 1% (44 palabras)

Fuentes con similitudes fortuitas

Nº	Descripciones	Similitudes	Utilizaciones	Datos adicionales
1	www.agencia.mec.gub.uy/estados-actuales.com Estados Comparativos en Estados - Actualiza	< 1%		Palabras similares: < 1% (10 palabras)
2	repositorio.cepa.edu.ec Inspección de los componentes del estadístico horizontal y	< 1%		Palabras similares: < 1% (11 palabras)

Fuentes mencionadas (sin similitudes detectadas)

Estas fuentes han sido citadas en el documento sin evidenciar similitudes.

1	https://www.fsa.gov/dfs/fsa.gov/dfs/regulations_policies/handbooks_manuals/estados/			
2	https://www.fsa.gov/dfs/documentlibrary/media/library_circulars/C1-15-16_en			
3	https://www.fsa.gov/dfs/documentlibrary/media/library_circulars/C1-08.pdf			
4	https://www.flickr.com/photos/arcoscastillo/photography/23179627360/			



ROGELIO PAUL ARCOS
CASTILLO

TLGO. ARCOS CASTILLO ROGELIO PAUL

C10401515192



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

Certificación

Certifico que la monografía, “**Reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor acorde información técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD para la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.**” fue realizado por el señor **Edgar Steven Masache Quespaz**, la misma que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisada y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se la sustente públicamente.

Latacunga 22 de febrero 2023



TLGO.ARCOS CASTILLO ROGELIO PAUL
CI:0401515192



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

Responsabilidad de Autoría

Yo/nosotros, **Masache Quespaz, Edgar Steven**, con cédula de ciudadanía nº 1726632928, declaro que el contexto, ideas y criterios de la monografía: **“Reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor acorde información técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD para la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga 23 de febrero 2023

A handwritten signature in blue ink is shown above a dotted line. The signature appears to be 'Masache Quespaz, Edgar Steven'.

Masache Quespaz, Edgar Steven

C.C.: 1726632928

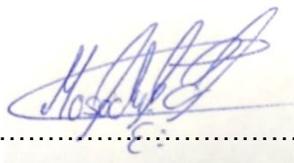


**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

Autorización de Publicación

Yo/nosotros **Masache Quespaz, Edgar Steven**, con cédula de ciudadanía n° 1726632928, autorizo a la Universidad De las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“Reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor acorde información técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD para la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi/nuestra responsabilidad.

Latacunga 23 de febrero 2023



Masache Quespaz, Edgar Steven

C.C.: 1726632928

Dedicatoria

Se lo dedico a Dios, el cual ha guiado mi camino, por darme salud, perseverancia para seguir superándome, además el ser bendecido por una hermosa familia, al igual que conocer en el transcurso de mi vida a incondicionales docentes y amigos.

Dedico este presente proyecto a mi madre, a mis hermanos, a mis tías y a mi abuela, el cual han sido parte de mi formación y superación, al igual en contar con su apoyo incondicional en todo momento, agradezco sus consejos, sabiduría. Doy gracias a ustedes he logrado ser lo que soy ahora. Es un honor y orgullo ser su hijo, hermano, sobrino y nieto.

A mi bis-abuelo que en paz descanse, mi mayor fuente de apoyo, por ser la persona que me impulso a no decaer cuando todo este mal, por haber sido el hombre que me incitaba a investigar a llenarme de curiosidad de cómo funcionan las cosas, el buscar una explicación lógica a lo que no comprendía, ha nunca dejar de estudiar, por haberme demostrado que todo es posible si uno se lo propone.

Masache Quespaz Edgar Steven

Agradecimiento

A mi madre aquella madre de familia la cual me ha dedicado su atención, comprensión, apoyo y el amor de madre que un hijo puede desear, el cual me ha acompañado en el transcurso de mi formación académica.

A mis hermanos por estar presentes en esta etapa de mi vida, el cual han sido el motivo de mi esfuerzo diario de superación, y el acompañarme en esta caminar en las buenas y en las malas.

Al Tnlgo. Paul Arcos, tutor del proyecto de titulación, por acompañarme en este proceso, apoyándome con su conocimiento y experiencia laboral, que sin su ayuda habría tenido un camino distinto, doy gracias por el haber tenido un excelente profesor, mentor y un guía nato.

A la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE-L (Gral. Guillermo Rodríguez Lara), por permitirme instruirme de conocimientos además de conocer a incondicionales compañeros y amigos. A mis profesores, por encaminarme en este peldaño de mi vida, por fomentar el deseo de alcanzar mis sueños y ambiciones para ser un buen profesional.

Masache Quespaz Edgar Steven

ÍNDICE DE CONTENIDO

Carátula	1
Reporte de verificación	2
Certificación	3
Responsabilidad de Autoría.....	4
Autorización de Publicación	5
Dedicatoria	6
Agradecimiento.....	7
Índice de contenido	8
Índice de figuras	13
índice de tablas.....	16
Resumen.....	17
Abstract	18
Capítulo I Introducción	19
Antecedentes.....	19
Planteamiento Del Problema	19
Justificación	20
Objetivos.....	21
<i>Objetivo General</i>.....	21
<i>Objetivo Específicos</i>.....	21
Alcance.....	21

Capítulo II Marco Teórico	22
Reseña Histórica De La Aeronave Jet Hawker Siddeley Hs 125-400 (XB-ILD)	22
<i>Evolución de la Aeronave Hawker Siddeley HS-125</i>	<i>23</i>
Datos generales de la Aeronave Hawker Siddeley HS-125.....	24
Especificaciones de la Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400	25
Características Generales del motor Rolls Royce Viper 522.....	25
<i>Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522.....</i>	<i>26</i>
Fuselaje del Aeronave.....	27
<i>Tipos de fuselaje.....</i>	<i>27</i>
Fuselaje Hawker Siddeley HS 125-400	30
<i>Características del fuselaje Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400.....</i>	<i>31</i>
Capotas del motor Rolls Royce Viper 522	33
<i>Compuertas del motor Rolls Royce Viper 522.....</i>	<i>35</i>
Inspección visual.....	35
<i>Tipos de Inspecciones visuales</i>	<i>36</i>
<i>Métodos de Inspección visual</i>	<i>36</i>
Daños Estructurales en la Aeronave Hawker Siddeley 125-400.....	37
<i>Tipos de Daños Estructurales en Aeronaves</i>	<i>38</i>
Corrosión en la Aeronave	40
<i>Identificación de Corrosión en la Aeronave.....</i>	<i>41</i>
<i>Tipos de Corrosión en la Aeronave.....</i>	<i>41</i>

	10
Investigación para daños estructurales en aeronaves	52
<i>Evaluación de daños estructurales en aeronaves</i>	52
Métodos de Inspección Visual Detallada	53
<i>Ensayos No Destructivos</i>	53
Capítulo III Desarrollo del tema.....	56
Preámbulo.....	56
Ubicación de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XD-ILD	56
Manuales de Mantenimiento Aeronáutico	57
<i>AMM-Manual de Mantenimiento Aeronáutico</i>	57
<i>SRM-Manual de Reparación Estructural de la Aeronave</i>	58
<i>CCM-Manual de Control de la Corrosión</i>	59
Medidas de seguridad	63
Herramientas y equipos utilizados para la reparación estructural de la aeronave Hawker Siddeley 135-400.....	64
Materiales utilizados para la reparación estructural de la aeronave Hawker Siddeley 135-400.	65
Procedimiento para la reparación estructural del revestimiento de la aeronave...66	
<i>Inspección visual</i>	66
<i>Inspección Preliminar</i>	66
<i>Búsqueda de corrosión</i>	67
<i>Iluminación</i>	67
<i>Comodidad Personal</i>	68

<i>Accesos a zonas de inspección</i>	68
<i>Limpieza previa</i>	69
<i>Inspección</i>	69
<i>Registros de la inspección</i>	70
Tipos de daños estructurales encontrados tras la inspección visual	71
Tipos de corrosión encontrados tras la inspección visual de la aeronave	73
<i>Referencias</i>	75
<i>Introducción</i>	76
<i>Alcance</i>	76
<i>Responsabilidades</i>	76
Procedimiento	76
<i>Pasos previos a la inspección</i>	76
<i>Calibración general del equipo</i>	77
<i>Inspección</i>	78
Interpretación y evaluación de la inspección	79
Posterior a la inspección	79
Criterio de aceptación y rechazo	80
Procedimiento para el desmontaje de las capotas del motor	80
<i>Descubrir el motor</i>	80
Traslados de los componentes de la aeronave Hawker Siddeley 135-400	81
Procedimiento para la reparación del revestimiento de los Cowlings	82

Reparación de la piel dañada	84
<i>Añadir refuerzo</i>	85
Procedimiento de pintura para los componentes estructurales de la aeronave	86
<i>Limpieza de los componentes</i>	86
<i>Método de decapado y alisado de las superficies</i>	87
<i>Prevención y tratamiento anticorrosivo</i>	88
Preparación de las superficies antes de la pintura.....	89
<i>Recubrir las áreas a pintar – enmascarar</i>	89
Aplicación del primer o fondo	90
Aplicación de la pintura	90
Traslados de los componentes de la aeronave Hawker Siddeley 135-400	91
Procedimiento para el montaje de las capotas del motor de la aeronave.....	92
<i>Cubrir el motor</i>	92
Capítulo IV Conclusiones y recomendaciones	93
Conclusiones.....	93
Recomendaciones.....	94
Bibliografía.....	95
Anexos.....	98

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 <i>Hawker Siddeley Hs 125-400 (XB-ILD)</i>	23
Figura 2 <i>Roll Royce Viper 522</i>	26
Figura 3 <i>Fuselaje tipo Reticular</i>	28
Figura 4 <i>Fuselaje tipo Monocasco</i>	29
Figura 5 <i>Fuselaje Hawker Siddeley HS 125-400</i>	32
Figura 6 <i>Capotas del motor Rolls Royce Viper 522</i>	34
Figura 7 <i>Compuertas del motor Rolls Royce Viper 522</i>	35
Figura 8 <i>Corrosión Superficial</i>	42
Figura 9 <i>Corrosión por picaduras</i>	43
Figura 10 <i>Corrosión por exfoliación</i>	44
Figura 11 <i>Corrosión intergranular</i>	44
Figura 12 <i>Corrosión interfacial</i>	45
Figura 13 <i>Corrosión por grietas</i>	46
Figura 14 <i>Corrosión de metales diferentes-Galvánica</i>	47
Figura 15 <i>Corrosión por rozamiento</i>	48
Figura 16 <i>Corrosión microbiológica</i>	49
Figura 17 <i>Corrosión filiforme</i>	50
Figura 18 <i>Corrosión por fatiga</i>	50
Figura 19 <i>Corrosión por agrietamiento de baja tensión</i>	51
Figura 20 <i>Hawker Siddeley 125-400 - Universidad de las Fuerzas Armadas</i>	57
Figura 21 <i>AMM-Manual de Mantenimiento Aeronáutico</i>	58
Figura 22 <i>SRM-Manual de Reparación Estructural de la Aeronave</i>	58
Figura 23 <i>CCM-Manual de Control de la Corrosión</i>	59
Figura 24 <i>AC 43-4B</i>	60
Figura 25 <i>AC 43.13-1B</i>	61

Figura 26 <i>FAA-H-8083-30A (Aviation Maintenance Technician Handbook– General)</i>	62
Figura 27 <i>FAA-H-8083-31A (Aviation Maintenance Technician Handbook– Airframe)</i>	63
Figura 28 <i>Medidas de seguridad</i>	64
Figura 29 <i>Inspección visual</i>	66
Figura 30 <i>Inspección Preliminar</i>	67
Figura 31 <i>Búsqueda de corrosión</i>	67
Figura 32 <i>Accesos a zonas de inspección</i>	68
Figura 33 <i>Limpieza previa</i>	69
Figura 34 <i>Inspección</i>	70
Figura 35 <i>Registros de la inspección</i>	71
Figura 36 <i>Pasos previos a la inspección</i>	77
Figura 37 <i>Calibración general del equipo</i>	78
Figura 38 <i>Inspección</i>	79
Figura 39 <i>Interpretación y evaluación de la inspección</i>	80
Figura 40 <i>Desmontaje de las capotas del motor</i>	81
Figura 41 <i>15 BAE “Paquisha”</i>	82
Figura 42 <i>Reparaciones estructurales</i>	83
Figura 43 <i>Precaución para evitar daños estructurales</i>	84
Figura 44 <i>Reparación de la piel dañada</i>	85
Figura 45 <i>Añadir refuerzo</i>	86
Figura 46 <i>Limpieza de los componentes</i>	87
Figura 47 <i>Método de decapado y alisado de las superficies</i>	87
Figura 48 <i>Limpieza por Alumiprep</i>	88
Figura 49 <i>Agente protector Alodine</i>	89
Figura 50 <i>Recubrir las áreas a pintar – enmascarar</i>	89
Figura 51 <i>Aplicación del primer o fondo</i>	90

Figura 52 <i>Aplicación de la pintura</i>	91
Figura 53 <i>Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-L</i>	91
Figura 54 <i>Montaje de las capotas del motor</i>	92

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 <i>Especificaciones Hawker Siddeley HS125-400</i>	25
Tabla 2 <i>Especificaciones Roll Royce Viper 522</i>	26
Tabla 3 <i>Materiales para la reparación estructural</i>	65
Tabla 4 <i>Daños Estructurales</i>	72
Tabla 5 <i>Corrosión</i>	74

Resumen

El proyecto de titulación a realizar especifica los procesos para la reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor en la aeronave de entrenamiento de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica modelo Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XDB-ILD. Se presentará el tema de este proyecto de titulación de fin de carrera en donde se indican los objetivos generales y específicos llegando así a los resultados deseados. El marco complementario teórico de investigación se centra en reseñas y descripciones del avión Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XDB-ILD, la investigación se detalla en información de la estructura del fuselaje y motor. En la parte del desarrollo del tema describiremos cada uno de los procesos a realizar para el desmontaje, reparación y montaje de las nacelles del motor, basándonos en la información técnica, con procesos técnicos de reparación estructural con ayuda de herramientas y equipos especiales específicos para así lograr con éxito al cumplimiento del trabajo. Por último, con la entrega de herramientas especiales y las reparaciones estructurales del revestimiento a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-L, servirá como material educativo y de aprendizaje para educadores y estudiantes, con el objetivo de ampliar sus conocimientos en el ámbito de la aeronáutica.

Palabras clave: motor Roll Royce, nacelles, desmontaje, montaje, manuales de reparación estructural.

Abstract

The degree project to be carried out specifies the processes for the repair of the coating of the aircraft structure and engine in the training aircraft of the Higher Technology Career in Aeronautical Mechanics, Hawker Siddeley HS 125-400 model with registration number XDB-ILD. The subject of this final degree project will be presented, where the general and specific objectives are indicated, thus reaching the desired results. The complementary theoretical framework of research focuses on reviews and descriptions of the Hawker Siddeley HS 125-400 aircraft with registration XDB-ILD, the research is detailed in information on the structure of the fuselage and engine. In the development part of the topic, we will describe each of the processes to be performed for the disassembly, repair and assembly of the engine nacelles, based on the technical information, with technical processes of structural repair with the help of special tools and specific equipment in order to successfully accomplish the work. Finally, with the delivery of special tools and structural repairs of the coating to the University of the Armed Forces ESPE-L, it will serve as educational and learning material for educators and students, with the objective of expanding their knowledge in the field of aeronautics.

Keywords: engine Roll Royce, nacelles, disassembly, assembly, structural repair manual

Capítulo I

Introducción

Antecedentes

La Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE brinda un servicio de educación pública dentro del territorio ecuatoriano, una de las carreras el cual ofrece esta prestigiosa institución superior es la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica situada en la ciudad de Latacunga bajo la dirección y certificación por parte de la Regulación de la Dirección General de Aviación Civil (RDAC) parte 147, el cual forma futuros mecánicos aeronáuticos en donde desempeñaran tareas de mantenimiento preventivo y correctivo.

El mantenimiento dentro de las aeronaves de entrenamiento de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica es un proceso muy indispensable, se debe tomar en cuenta las especificaciones descritas en la documentación técnica de las aeronaves, en este caso de la aeronave Hawker Siddeley 125-400, esta aeronave nace en los años 60 en donde era conocido como DH. 125, su fabricación fue desarrollada por ingenieros aeronáuticos pertenecientes bajo la licencia de Havilland, esta aeronave es capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos, su fuente de propulsión del HS-125-400 se basa a dos motores turbofans Rolls-Royce Viper 522 de 1.525kg de empuje.

Planteamiento Del Problema

Los estudiantes de la Carrera en Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, al disponer de un taller de reparación estructural, no poseen el equipamiento necesario para la realización de reparaciones estructurales para la aeronave Hawker Siddeley 125-400 motivo de esto se realiza la implementación de herramientas destinadas al laboratorio de reparación estructural de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica.

A causa de la pandemia declarada el 11 de marzo del 2020 y la implementación de una modalidad virtual a una carrera práctica - presencial, los estudiantes de la Carrera en

Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica se ha perdido la práctica de manipulación de herramientas el cual se implementa en las tareas de mantenimiento, en especial las tareas en el área de reparación estructural.

Las aeronaves de entrenamiento el cual posee la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica están expuestas a diversos cambios climáticos e impurezas que se presentan en un ambiente a la intemperie, lo que puede generar un grave problema en la estructura de la aeronave y sus componentes, es por ello que a base de una inspección se procederá a realizar un plan de mantenimiento adecuado el cual permitirá evitar algún percance o de ya existir solucionarlo de la manera más rápida posible.

Justificación

El presente proyecto técnico beneficiará a la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE sede Latacunga, en base a la documentación técnica, para identificar si existe alguna disformidad o daño estructural dentro de la aeronave y del motor, a su vez realizar la reparación estructural e implementación de conservación de las zonas a reparar.

Este trabajo tendrá como beneficiarios a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE sede Latacunga el cual ayudara a fomentar la practica en reparaciones estructurales y forjar excelentes mecánicos aeronáuticos, formando parte del Departamento de Ciencias de la Energía con tecnólogos e ingenieros aeronáuticos con licencia que permiten compartir sus conocimientos y experiencias para los estudiantes que se preparan para ser profesionales.

El proyecto será factible porque existe personal calificado y los laboratorios de reparación estructural para poder realizar las debidas reparaciones en la aeronave y del motor, verificando si es permisible realizar una reparación mínima o caso contrario se recurrirá hacer una reparación mayor, pues las decisiones a tomar serán mediante la documentación técnica aplicable a la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Objetivos

Objetivo General

Realizar una reparación estructural por condición de desgaste y agentes externos en la aeronave Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD, de acuerdo al Manual de Reparación Estructural (SRM), perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la sede Latacunga.

Objetivo Específicos

- Obtener información técnica para la reparación del revestimiento estructural de la aeronave y motor, según el manual de reparación estructural de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Efectuar las reparaciones necesarias en las áreas afectadas del revestimiento estructural de la aeronave y motor según las especificaciones del manual de reparación estructural de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Evaluación de la reparación del revestimiento estructural de la aeronave y motor para la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Alcance

Este proyecto tiene como alcance a la restauración del revestimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125-400, a su vez proporcionar las herramientas técnicas para capacitar a los alumnos de la carrera de Mecánica Aeronáutica, de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, mediante el uso del manual de reparación estructural (SRM), el cual aplicaría para daños menores por hundimientos, delaminación dentro del laboratorio de reparación estructural.

Capítulo II

Marco teórico

Reseña Histórica De La Aeronave Jet Hawker Siddeley Hs 125-400 (XB-ILD)

La aeronave Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula mexicana XB-ILD fue reclamada por César Fernández (anterior jefe legislativo de Manabí y considerado narcotraficante). El avión fue retenido en el caso de tráfico de estupefacientes llamado "Aniversario" y fue utilizado para el transporte del propio César Fernández, cubriendo trayectos desde México hasta Ecuador ya que se demostró que Fernández trabajaba para el cartel de narcotraficantes de Sinaloa.

En un primer momento, tras su incautación, la aeronave permaneció en el anterior refugio confidencial "AEROFER" dependiente del Consep (Consejo Nacional de Sustancias Estupefacientes y Psicotrópicas). El Consep, como depositario legal de sustancias o mercancías por aquel entonces, optó por entregar el avión a la FAE en comodato injustificado.

La FAE realizó los sistemas legítimos y las confirmaciones especializadas del avión para que muy bien pueda ser utilizado en misiones estratégicas con especialistas comunes y militares y como vehículo de rescate en crisis; durante este ciclo, el avión recibió la matrícula ecuatoriana FAE-050.

Independientemente de la multitud de gestiones realizadas, no pudieron recuperar legalmente el avión, ya que se encontraba en tierra, sin documentación especializada y no en condiciones mecánicas para su restauración.

El avión volvió a la propiedad del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Área Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador y fue trasladado a la terminal aérea "Cotopaxi", explícitamente al depósito de la DIAF (Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea

Ecuatoriana). Debido a que el avión estaba defectuoso y consumía espacio dentro del galpón, fue trasladado a la base táctica del ALA N°11.

A través de las estrategias individuales, el Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE sede Latacunga consiguió que INMOBILIAR cediera el avión a la Unidad de Gestión de Tecnología, el cual pasaría a pertenecer a la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica para ser utilizado como avión escuela para el establecimiento. (Sandro Rota, 2015)

Figura 1

Hawker Siddeley Hs 125-400 (XB-ILD)



Nota. Tomado de (Sandro Rota, 2015)

Evolución de la Aeronave Hawker Siddeley HS-125

Muy posiblemente del mejor plan de diseño en la industria británica aeronáutica, el Hawker Siddeley HS-125 era uno de los mejores jets originales del negocio y en estructura creada permanece en curso con Raytheon. El HS-125 comenzó su vida como un proyecto de De Havilland antes de que la organización resultó ser importante para el grupo de Hawker Siddeley. Al igual que el modelo DH-125, este avión corporativo de tamaño moderado voló originalmente el 13 de octubre de 1962. Por un período, el DH-125 fue nombrado la corriente mítica de la serpiente, mientras que apenas ocho aeroplanos introductorios de la creación de la serie 1 fueron trabajados antes de que los transportes se movieran a la serie más notable 1A

proveniente de Norteamérica y la serie 1B para los sectores de negocio totales. Se construyeron 77 aviones. Mientras tanto, la Serie 2 era una filial táctica que trabajaba para la RAF inglesa como mentor de ruta del Territorio T1. Las rediseñadas Series 3A y 3B (29 fabricadas) tenían un peso bruto superior, mientras que las 3A/RA y 3B/RA (36 construidas) eran considerablemente más pesadas con combustible adicional para un mayor alcance. En el momento en que De Havilland convergió con Hawker Siddeley, se anunció la Serie 4, que destacaba varios refinamientos menores, cuando se ensamblaron los 400A y 400B y la Serie 116. La última súper Viper de 125 controlada que se ensambló fue la Serie 600A y 600B. La Serie 600 incluía un fuselaje ampliado que disponía de asientos estándar en el alojamiento primario de seis a ocho plazas, o hasta 14 en un diseño de alto espesor. Diferentes cambios incorporaban los turborreactores Rolls-Royce Snake 601-22 más impresionantes, una cola vertical y un equilibrio ventral alargados y un depósito de gasolina de pala dorsal alargado.

Datos generales de la Aeronave Hawker Siddeley HS-125

Presentado en 1977, el Siddeley 125-400 ha perseverado a través de debido a su solidez, espacioso stand-up lodge y tratar de valor. El Siddeley 125-400 es sin duda un maquina incondicional, sin embargo, un avión en este día y la edad que posee de líneas suaves y limpias están fuera de lugar. Todavía es serio en su grupo con un alcance de alrededor de 2.100 nm y viaja a 420 kts. Durante mucho tiempo ha sido el número uno de las organizaciones contratadas, y actualmente es un avión muy barato de comprar, pero caro de utilizar. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2003)

Especificaciones de la Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400

Tabla 1

Especificaciones Hawker Siddeley HS125-400

Especificaciones Hawker Siddeley HS 125-400	
Capacidad típica de pasajeros	7
Autonomía	1,950 nm
Velocidad de crucero	436 nudos
Altura de la cabina	5,75 pies
Ancho de la cabina	5,75 pies
Longitud de la cabina	19,33 pies
Volumen de la cabina	562 pies cúbicos
Flota activa	28
Disponibilidad de alquiler en la actualidad	1
Fechas de producción	1968 – 1973
Adaptaciones de motores	Viper 522 – TFE31-3 – 400AS/731

Características Generales del motor Rolls Royce Viper 522

El Rolls Royce Viper 522 es un motor de flujo de cubo directo. El aire que entra en el motor se coordina al soplador por las alabes de ayuda de la admisión de aire. Como el aire viaja a través del soplador organiza, sus incrementos de tensión. A medida que la corriente sale del soplador, un grupo de filamentos rectos de dos etapas se encarga del aire compactado hacia el segmento de combustión. La cámara de ignición es anular y utiliza 12 quemadores desintegradores de tipo "varilla" como técnica esencial para consumir el combustible. Seis "quemadores de atomización" iniciales se utilizan mientras gira el motor y éstos se cierran en algún lugar cerca del control del motor cuando la presión de soporte de la válvula (PIV) llega a la presión esencial del combustible. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2003)

Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522

Tabla 2

Especificaciones Roll Royce Viper 522

Especificaciones Rolls Royce Viper 522	
Tipo	Turbo jet
Longitud	1,625 mm (64,0 in)
Diámetro	624 mm (24.55 in)
Peso vacío	249 kg (549 lb)
Compresor	Axial de 7 etapas
Cámara de Combustión	24 quemadores, anulares
Turbina	Etapas Única
Tipo de Combustible	AVTAG, AVTUR
Sistema de Aceite	Barrido, medido
Empuje Máximo	12 kN a 13,800 rpm (2,700 lbf)
Relación de presión total	4.3:1
Flujo máximo de aire	20 kg/s (44 lb/s)
Consumo específico de combustible	1.09 lb/h
Consumo de Aceite	0.7 L/H (1,25 pt/h)
	4.9:1

Figura 2

Roll Royce Viper 522



Nota. Motor Roll Royce modelo Vipér 522

Fuselaje del Aeronave

El fuselaje es la reunión principal del avión, es el cuerpo del avión. En el fuselaje se alojan el equipo, los viajeros, la carga y la gran mayoría de los componentes para controlar el avión.

Decimos que el fuselaje es la parte principal del avión porque las demás partes son anexas a él, directamente o por implicación. El estado del fuselaje fluctúa en función de la misión principal del avión. Hoy en día, se supone que incluso aviones de negocios de límite extremadamente alto con un fuselaje de dos capas entran en el mercado, aceptando el Airbus A380, por ejemplo.

La zona recta del fuselaje, por ejemplo, la transversal, tendrá en general forma redondeada, entre otras razones porque esta forma matemática alivia los amontonamientos forzados por la compresión de la logia. De hecho, un fuselaje que no tenga una forma de segmento transversal redonda, en general, la abrazará cuando esté expuesto a la diferencia de presión interior entre la presurización del compartimento y la relativa al entorno exterior.

Independientemente de eso, es importante traer a colación que muchos factores del plan están comprometidos con el último estado del fuselaje; entre otros, para dar un modelo, cálculos que puedan dar mayores índices de resistencia en percances suaves o directos. En estos casos, de lo que se trata es de conservar la energía de desfiguración más extrema imaginable cuando el avión entra en contacto con el suelo.

Tipos de fuselaje

Mediante la ingeniería aeronáutica y a través de la historia se han modificado y reestructurado tres tipos de fuselajes:

Fuselaje tipo Reticular

El fuselaje transversal, también llamado fuselaje cilíndrico, está hecho de tubos de acero, soldados, organizados como tirantes en los contornos. Las carcasas son componentes que dan forma y rigidez al diseño.

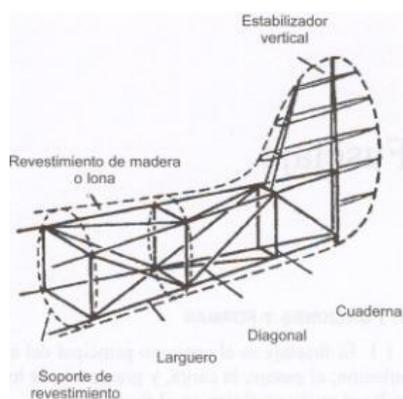
La construcción redondeada se recubre posteriormente con planchas de madera o metálicas, o más a menudo con material, de modo que el fuselaje adquiere una forma exterior uniforme y aerodinámica.

Es vital tener en cuenta que el revestimiento exterior no añade solidaridad subyacente a la reunión. En otras palabras, los montones en tierra y en vuelo son sostenidos por las competencias, las diagonales y los bordes que estructuran la construcción redondeada, pero no en lo más mínimo por el material de recubrimiento. En consecuencia, en este tipo de fuselaje, las cualidades de resistencia mecánica de la piel no son de pertinencia esencial, ya que se oprime exclusivamente a los poderes debido a la tensión única del aire.

Este desarrollo se utiliza en ciertos tipos de avión ligero, con el objetivo de que la fuerza neumática única no es vital por la misma razón.

Figura 3

Fuselaje tipo Reticular



Nota. Tomado de (Antonio Esteban Oñate, 2008)

Fuselaje tipo Monocasco

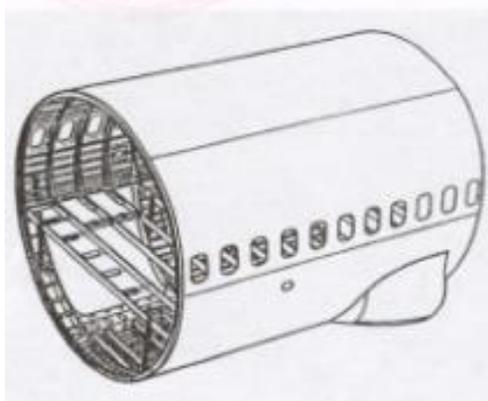
Este desarrollo se utiliza en ciertos tipos de aviones ligeros, con la intención de que una sola fuerza neumática no sea vital por la misma razón, el fuselaje monocasco es una construcción originaria de la industria naval, hasta el punto de que los primeros aviones que volaron con la estructura de fuselaje monocasco fueron antiguos hidroaviones construidos con madera.

La estructura monocasco es un tubo en el que se colocan a intervalos una serie de cerchas verticales. Las cerchas verticales se denominan cuadernas. El armazón tiene la función de dar forma y rigidez al tubo, el término monocasco significa todo en una pieza, la construcción monocasco proporciona un interior protegido y silencioso.

La carcasa exterior es parte integrante de la estructura del fuselaje. Esto se debe a que está firmemente unida al armazón. Por eso se dice que la piel metálica de la estructura monocasco es resistente; esto significa que la piel soporta y transmite las tensiones que experimenta el fuselaje, la piel resistente está hecha de chapa metálica. La chapa metálica, por supuesto, tiene un grosor determinado para soportar la presión de trabajo. Un mayor grosor significa un mayor peso del avión, por lo que las estructuras monocasco se aplican hoy en día en misiles, aviones objetivo y en cualquier lugar donde el grosor de chapa requerido no sea excesivo, debido a la pequeña longitud del avión.

Figura 4

Fuselaje tipo Monocasco



Nota. Tomado de (Antonio Esteban Oñate, 2008)

Fuselaje tipo Semimonocasco

El fuselaje semimonocasco se convierte en la estructura estándar. Elimina el problema del grosor de la piel de la estructura monocasco. El fuselaje se fabrica con una chapa más fina y se introducen piezas intermedias de refuerzo.

La parte intermedia de la estructura semimonocasco es el larguero, el larguero y el bastidor, el larguero se ensambla uniendo los bastidores a lo largo del eje longitudinal del fuselaje y la presencia de estos miembros estructurales permite que la chapa de la piel sea delgada y ligera. Permite que todo el.

Los larguerillos son los elementos longitudinales más importantes del fuselaje semimonocasco.

Los larguerillos tienen una función secundaria de refuerzo, pero dan forma al fuselaje y son el principal punto de fijación de las chapas de revestimiento. Todo el entramado de cuadernas, larguerillos, larguerillos y pieles se unen para formar una estructura completa y rígida.

Fuselaje Hawker Siddeley HS 125-400

El fuselaje es una construcción semimonocasco totalmente metálica de piel empujada soportada por larguerillos fortificados Revival y contornos.

La región del fuselaje entre los mamparos de presión delanteros y traseros forma un caparazón de presión para mayor comodidad del grupo y de los viajeros. Las aberturas delineadas en los lados izquierdo y derecho del fuselaje dan la sección lejana y las salidas particulares de la crisis.

La parte despresurizada más bajo del segmento delantero de la nariz se trabaja para contener el tren de aterrizaje de la nariz-rueda cuando está retirado. Delante del mamparo de

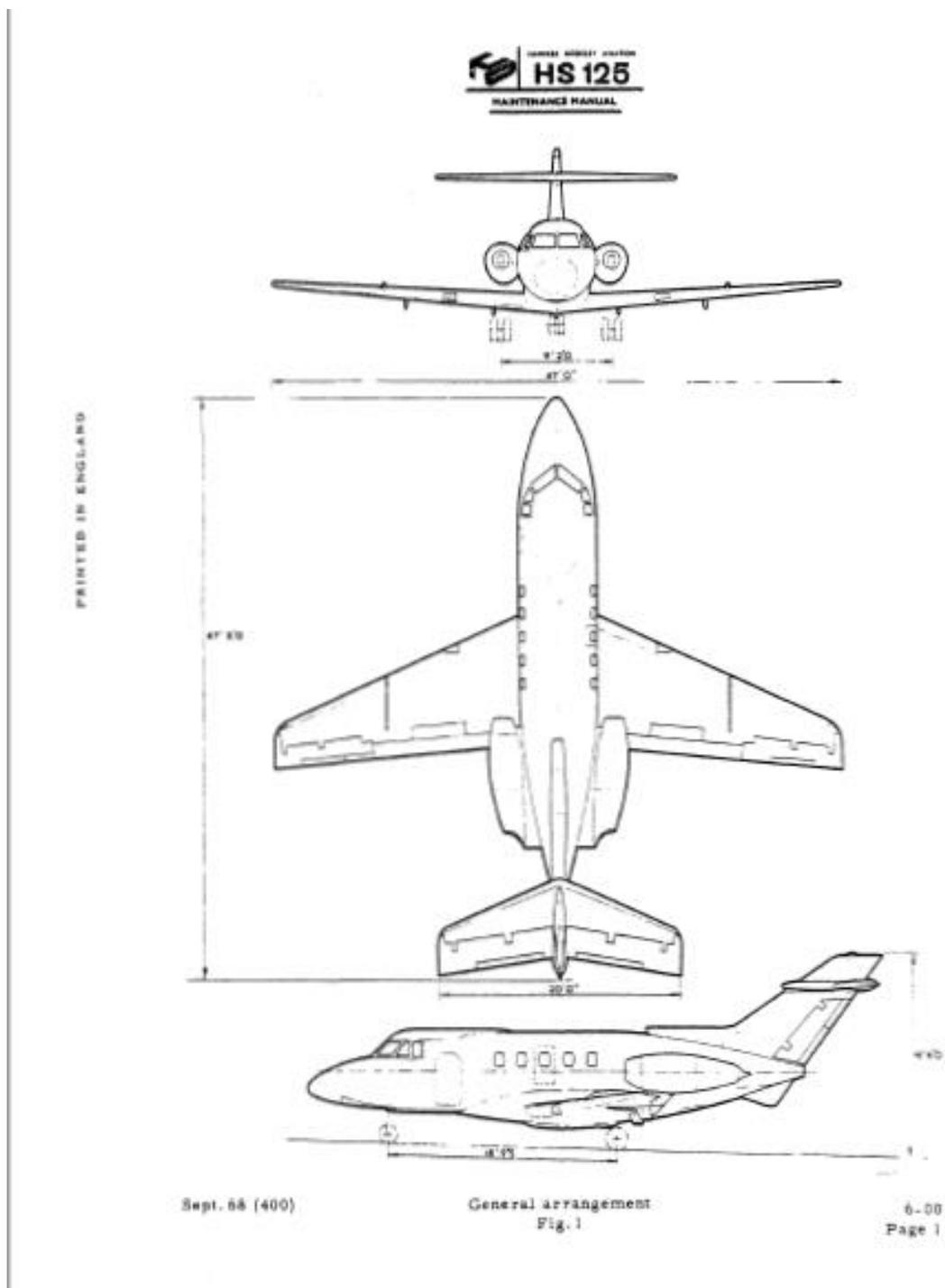
tensión delantero hay espacio para el radar climático y el hardware relacionado. Un radomo dieléctrico pivotante está unido al contorno delantero del segmento de morro.

Características del fuselaje Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400

El fuselaje se separa en tres secciones: morro, centro y parte trasera, el avión presenta estas divisiones junto con las áreas de los compartimentos de vuelo y de viajeros y bastidores. Además, muestra el curso de acción y la numeración de los combates del fuselaje y los intercostales, esta numeración debe ser utilizada para el área mientras se revela el daño del fuselaje a British Aviation.

Figura 5

Fuselaje Hawker Siddeley HS 125-400



Nota. Tomado de (RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY, 2003)

Capotas del motor Rolls Royce Viper 522

La planta motriz está rodeada por siete capós, dos de los cuales (el capó delantero y el trasero) están atornillados directamente al motor para facilitar el montaje del resto. Un conducto de protección está atornillado a la válvula de purga de aire del compresor, válvula de purga.

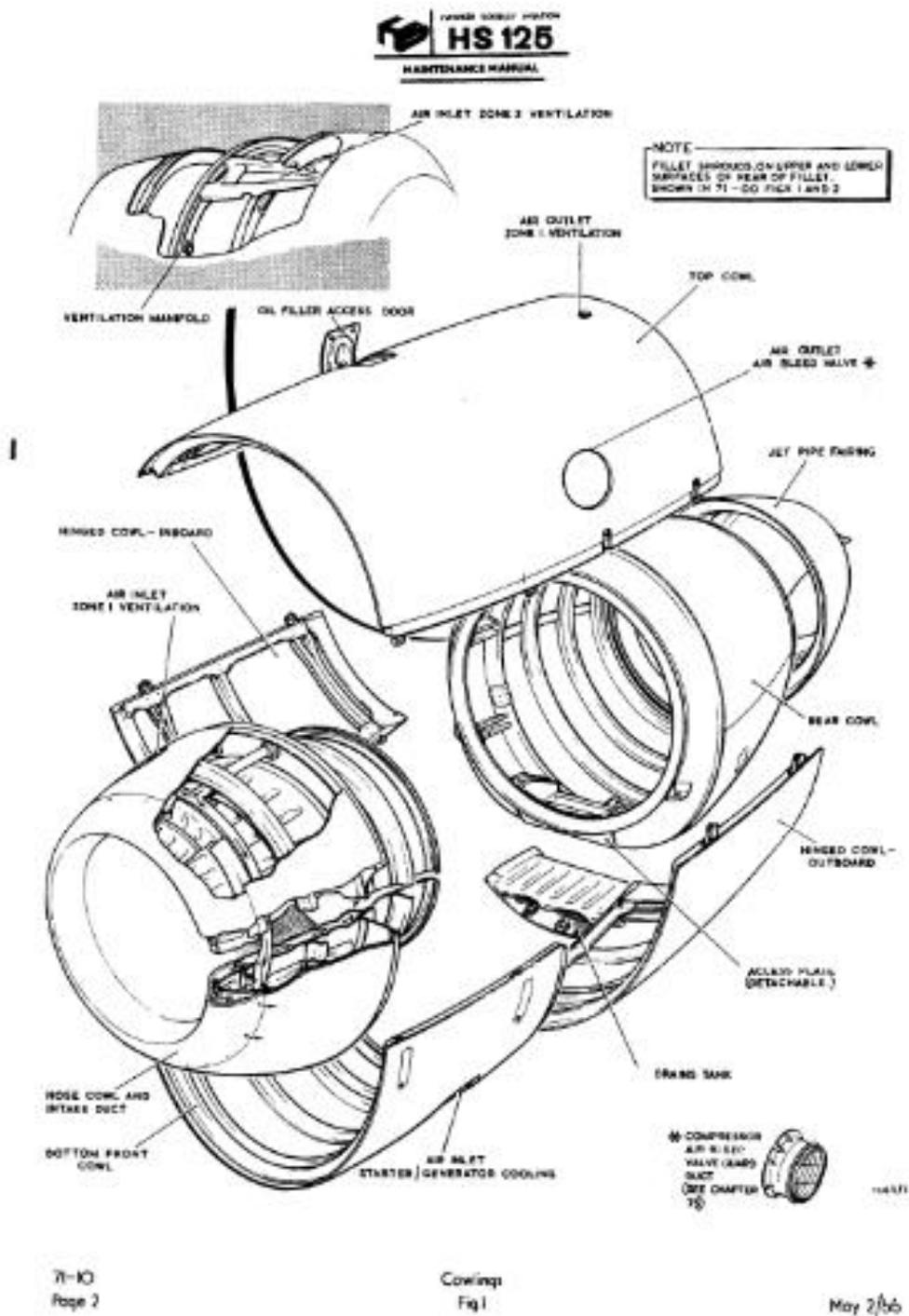
La zona 1 es accesible a través de cuatro capós rápidamente desmontables: el capó superior, el capó inferior delantero y los dos capós laterales con bisagras. Los capós laterales tienen pasadores de bisagra de liberación rápida, pero el resto de los capos de la Zona 1 se fijan mediante cierres basculantes que también se utilizan para bloquear los capós adyacentes.

La zona 2 y la zona de escape están delimitadas por el carenado trasero y el carenado del tubo de inyección, respectivamente; este último está atornillado al carenado trasero y ambos están conectados al filete (a través de los obenques superior e inferior del filete) mediante cierres giratorios de acción rápida.

Los carenados, de construcción convencional, están fabricados en Alelud, excepto cuando constituyen cortafuegos. Los capós son manuales y, por lo tanto, no son intercambiables entre las dos centrales. Los capós abisagrados están equipados con puntales de soporte que permiten fijarlos en posición abierta durante el mantenimiento. Cuando sea necesario, se instalarán paneles de acceso/extracción en caso de incendio y pequeños paneles que den acceso a los puntos de mantenimiento de "primera línea". Un depósito de drenaje está atornillado y completa el contorno de la parte delantera inferior del capó trasero. (Hawker Beechcraft Corporation, 2003)

Figura 6

Capotas del motor Rolls Royce Viper 522



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2003)

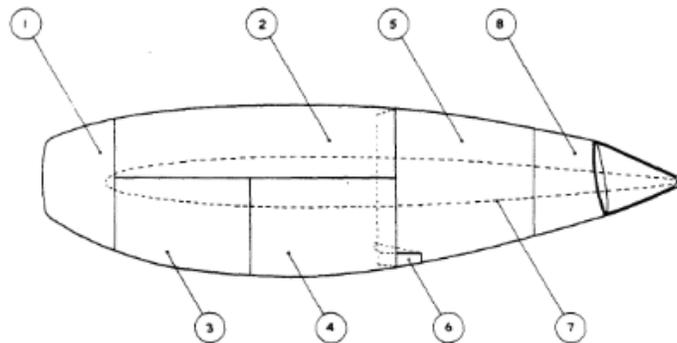
Compuertas del motor Rolls Royce Viper 522

Los componentes y elementos estructurales que proporcionan un medio para alojar y montar un motor a cada lado del fuselaje:

- Nose Cowl
- Top Panel
- Bottom Panel
- Hinged Doors
- Rear Cowl
- Drains Tank
- Pod Filler
- Jet Pipe Fairing

Figura 7

Compuertas del motor Rolls Royce Viper 522



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2003)

Inspección visual

La inspección visual puede mejorarse observando la zona sospechosa con una luz brillante, una lupa y un espejo. Algunos defectos pueden ser tan evidentes que no es necesario

aplicar otros métodos de inspección. La ausencia de defectos visibles no significa que no sea necesario seguir examinando. Algunos defectos pueden estar bajo la superficie o ser tan pequeños que el ojo humano, incluso con la ayuda de una lupa, no puede detectarlos.

Tipos de Inspecciones visuales

Las aeronaves pueden llegar a tener diferentes tipos de inspecciones visuales por lo general son 4 tipos de inspecciones las cuales son:

La inspección de recorrido es una verificación general para evaluar el estado general de la aeronave y su cumplimiento de las normas de seguridad. Lo realiza un inspector humano caminando por el suelo alrededor de la aeronave, como sugiere el nombre.

La inspección visual general se realiza de manera rutinaria para inspeccionar, localizar y evaluar cualquier daño, falla o anomalía. Para la mayoría de las áreas, el inspector humano requiere equipo adicional, como escaleras y recolectores.

Una inspección visual detallada consiste en un examen intensivo de un área, componente o sistema específico para la detección de daños. Por lo general, se requieren algunas herramientas, incluido el uso de una linterna, una lupa, espejos o herramientas de medición especiales, etc.

Es posible que se requiera una inspección visual detallada especial para la evaluación de daños de un elemento, instalación o ensamblaje específico.

Métodos de Inspección visual

Grietas superficiales

Cuando busque grietas superficiales con una linterna, dirija el haz de luz en un ángulo de 5 a 45 grados desde la superficie de inspección hacia la cara. No dirija el haz de luz en un ángulo tal que el haz de luz reflejado incida directamente en los ojos. Mantenga los ojos por

encima del haz de luz reflejado durante la inspección. Determine la extensión de las grietas encontradas dirigiendo el haz de luz perpendicularmente a la grieta y trazando su longitud. Utilice una lupa de 10 aumentos para confirmar la existencia de una presunta grieta. Si esto no es suficiente, utilice otras técnicas de NDI, como la de líquidos penetrantes, partículas magnéticas o corrientes de Foucault, para comprobar la existencia de grietas.

Boroscopio

Los boroscopios se utilizan en programas de mantenimiento de aeronaves y motores para reducir o eliminar la necesidad de costosos trabajos de demolición. Los motores de turbina de las aeronaves tienen puertos de acceso específicamente diseñados para endoscopios. Los boroscopios también se utilizan ampliamente en diversos programas de mantenimiento de aviación para determinar la aeronavegabilidad de componentes de difícil acceso.

Los boroscopios se utilizan normalmente para inspeccionar el interior de cilindros hidráulicos y válvulas en busca de picaduras, estrías, porosidad y marcas de herramientas; buscar cilindros agrietados en motores de pistón de aeronaves; inspeccionar álabes de turbina y tubos de combustión de motores turbo reactores; verificar la correcta colocación y asiento de juntas, uniones, empaquetaduras y subconjuntos en zonas de difícil acceso; y evaluar daños por objetos extraños (FOD) en aeronaves, fuselajes y motores. Los boroscopios también pueden utilizarse para localizar y recuperar objetos extraños en motores y fuselajes.

Muchos boroscopios proporcionan imágenes que pueden visualizarse en un ordenador o monitor de vídeo para interpretar mejor lo que se ve y grabar imágenes para futuras consultas.

Daños Estructurales en la Aeronave Hawker Siddeley 125-400

El término daño, tal como se utiliza en este manual de reparación estructural para la aeronave Hawker Siddeley HS-125, es aquel que produce una distorsión permanente o una

alteración de la sección transversal de una pieza estructural. (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Tipos de Daños Estructurales en Aeronaves

En un avión podemos reconocer varios tipos de daños primarios, estos daños pueden ser leves o excesivamente perjudiciales para el avión, estos daños se conocen como:

Abrasión

Una abrasión es un área dañada de cualquier tamaño que produce un cambio en el área de la sección transversal debido a raspaduras, roces, raspaduras u otra erosión de la superficie.

Corrosión

Destrucción de un metal por acción química o electroquímica.

Grietas

Una grieta es una fractura parcial o una rotura completa en el material con el cambio de sección transversal más significativo.

Doblez

Es un área dañada que está deprimido o doblado hacia atrás, de modo que sus fronteras son afiladas o con bien definidas las líneas o crestas. Se considera igual que una grieta.

Delaminación

Es un tipo de desunión que ocurre entre capas de material. Si una sección de daño permitido o sección de reparo no da límites para desuniones, entonces use los límites especificados para delaminaciones.

Abolladura

Una abolladura es normalmente una zona dañada que está deprimida con respecto a su contorno normal. No se produce ningún cambio en la sección transversal del material y los límites de la zona son suaves.

Desunión

Una desunión ocurre cuando hay una separación entre una o más capas de un material unido. También una desunión ocurre cuando hay separación entre una piel y un núcleo. Una desunión no tiene que ocurrir a través de toda la superficie. Si una sección de daño permitido o sección de reparación no da límites para desuniones, entonces use los límites especificados para delaminaciones.

Gouge (Gubia)

Una gubia es un área de daño de cualquier tamaño que resulta en un cambio en el área de la sección transversal. Suele estar causada por el contacto con un objeto relativamente afilado que produce un surco continuo, afilado o liso en forma de canal en el material.

Agujero

Es una perforación o recorte que está completamente rodeada por material en buen estado. Otro tipo de daño que puede ser removido haciendo un agujero de gran tamaño o un

agujero que tiene forma irregular, si este agujero se queda un el límite de daño permitidos o puede ser reparado con un procedimiento aprobado.

Perforación

Es un daño que va completamente a través a del espesor de la pieza y no tiene una forma regular. Por ejemplo, una perforación puede ocurrir cuando una parta es golpeada por un objeto filoso. Una reparación del daño debe ser menos que los límites de daño permitidos.

Mella

Pequeña pérdida de material debida a un golpe, etc., en un borde de un miembro o de una piel.

Rasguño

Un rasguño es una línea de daño causada generalmente por un objeto muy afilado que produce un cambio en la sección transversal.

Corrosión en la Aeronave

La corrosión es un fenómeno natural que transforma los materiales de alta resistencia utilizados en la construcción de aviones en compuestos estables, como óxidos o sulfatos. Si se permite que continúe sin control, serán necesarias reparaciones costosas o, lo que es más grave, puede ponerse en peligro la integridad del componente.

Los aviones 125 y Hawker han utilizado tradicionalmente el mejor tratamiento protector disponible en el momento de la construcción para reducir el riesgo de daños por corrosión, la identificación de la corrosión, las técnicas de N.D.T. asociadas, la restauración de los tratamientos protectores incluyendo la protección adicional dada por los tratamientos protectores temporales y los contaminantes comunes que pueden acelerar el proceso de

corrosión. El uso de estas técnicas permitirá minimizar la corrosión, reconocerla en una fase temprana y tratarla eficazmente reduciendo los costes de reparación y el tiempo de inactividad del avión.

Identificación de Corrosión en la Aeronave

La corrosión es la tendencia de los metales a volver a un estado más natural cuando se someten a una acción química o electroquímica, el metal pasa de ser un material intrínsecamente inestable a un compuesto metálico estable mediante el proceso de corrosión, el resultado es la lenta destrucción del metal.

En la fase de diseño se eligieron diversos materiales resistentes a la corrosión y tratamientos protectores eficaces para obtener la máxima resistencia posible a la corrosión. Sin embargo, la corrosión puede producirse cuando el tratamiento protector se daña físicamente, en determinadas condiciones climáticas o por la influencia de ciertos materiales, por ejemplo, sales o contaminantes.

La limpieza regular, el mantenimiento, la rectificación del tratamiento protector dañado, la identificación temprana y la eliminación de la corrosión son formas esenciales de mantener las aeronaves libres de corrosión, es muy importante poder reconocer la corrosión en sus primeras etapas para poder tomar medidas correctivas antes de que sean necesarias reparaciones o sustituciones costosas.

Tipos de Corrosión en la Aeronave

Corrosión Superficial

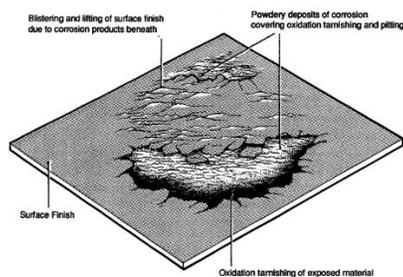
La corrosión superficial es el resultado de la acción directa de un metal con un electrolito como el agua. Los iones metálicos disueltos se combinan con iones hidroxilo en la solución para formar hidróxidos que posteriormente se secan y se convierten en óxido metálico,

la formación de ampollas o el levantamiento de la pintura suele ser una señal temprana de que hay corrosión bajo la superficie de la pintura.

Al retirar la pintura, la corrosión se reconoce por la aparición de un polvo blanco en la superficie de la aleación de aluminio. Si no se trata, la corrosión de la superficie puede extenderse y provocar picaduras graves, corrosión intergranular e incluso grietas en el material.

Figura 8

Corrosión Superficial



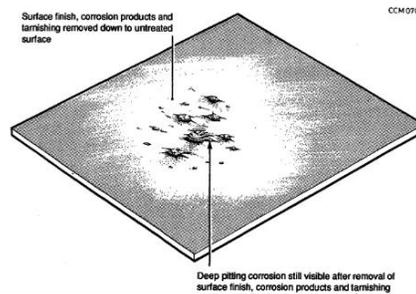
Nota. Tomado de (Hawker Siddeley CCM, 2008)

Corrosión por picaduras

La corrosión por picaduras es la rotura localizada de la película protectora natural o aplicada sobre la superficie del metal y puede ser el punto de partida de la corrosión intergranular. Afecta a una superficie relativamente pequeña, pero se extiende profundamente en el espesor del material. En casos extremos, la corrosión por picaduras puede penetrar todo el espesor de la piel si se descuida.

Figura 9

Corrosión por picaduras



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión por exfoliación

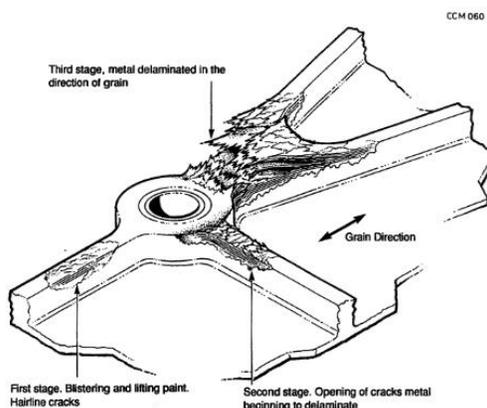
La corrosión por exfoliación es un tipo de intergranular que se observa más comúnmente aleaciones de aluminio laminado o extruido, estos procesos hacen que los granos del metal fluyan en la dirección del laminado o la extrusión para formar una estructura en capas.

Cuando se produce corrosión en estos materiales, penetra en el material a lo largo de los límites de los granos. En su primera fase, la corrosión por exfoliación puede detectarse como una ligera protuberancia en la superficie del material que puede provocar la descamación del acabado de la pintura.

También pueden verse grietas finas, a medida que aumente el volumen de producto de la corrosión, estas grietas comenzarán a abrirse y el material empezará a des laminarse.

Figura 10

Corrosión por exfoliación



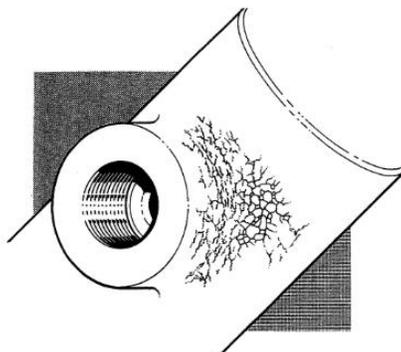
Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión intergranular

La corrosión intergranular se concentra en los límites de grano del metal, produce una red de grietas finas en la superficie del metal, pero como a menudo hay un conjunto de productos de corrosión visibles, puede producirse una amplia penetración de las grietas en el metal antes de que sean evidentes a simple vista.

Figura 11

Corrosión intergranular



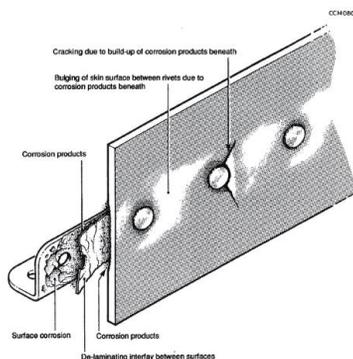
Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión interfacial

La corrosión interfacial se produce en las caras de contacto de dos piezas cuando el agua u otra sustancia corrosiva penetra en la junta, la corrosión puede provocar el abombamiento del componente, grietas, remaches fallidos y la apertura de los bordes de la junta, los productos de la corrosión pueden acabar apareciendo en los bordes exteriores de las dos piezas, la corrosión que se produce en una interfase no protegida se debe a la corrosión por hendiduras o a la corrosión de metales distintos.

Figura 12

Corrosión interfacial



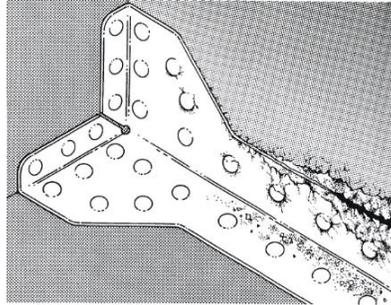
Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión por grietas

Se trata de una corrosión local causada por la aireación diferencial de una junta y su penetración por un electrolito, como el agua, la elevada concentración de actividad corrosiva en el lugar afectado da lugar a una corrosión por picaduras grave, este tipo de corrosión se evita aplicando el esquema de protección a las superficies de unión y ensamblando todas las piezas con un sellante como interfase, el uso de un sellador de fileteado en todos los bordes de los paneles y componentes después del montaje también ayuda en este sentido.

Figura 13

Corrosión por grietas



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión de metales diferentes-Galvánica

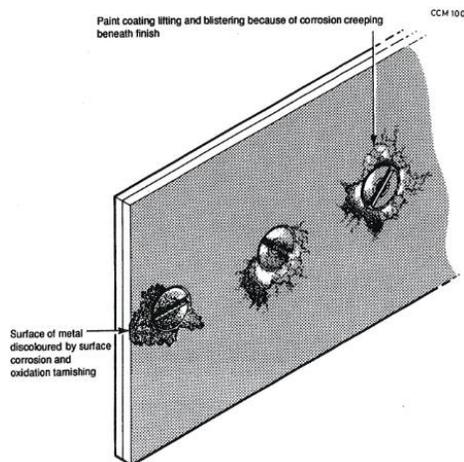
La corrosión de metales diferentes se produce cuando dos materiales diferentes entran en contacto en presencia de un líquido conductor, esta acción electrolítica provoca la corrosión de un material, el ánodo, mientras que el otro material, el cátodo, no se corroe, pero puede verse afectado por la fragilización por hidrógeno.

La corrosión aparecerá como corrosión superficial, para evitar este tipo de corrosión, las piezas se ensamblan utilizando un sellador como interfase, también se puede obtener una protección adicional rociando uno o ambos metales distintos con una capa de metal puro antes del ensamblaje.

Hay que tener cuidado de no confundir el polvo blanco del zinc pulverizado con la corrosión del material base, la formación de polvo se debe a que el metal pulverizado cumple su función de protección anticorrosiva de sacrificio.

Figura 14

Corrosión de metales diferentes-Galvánica



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

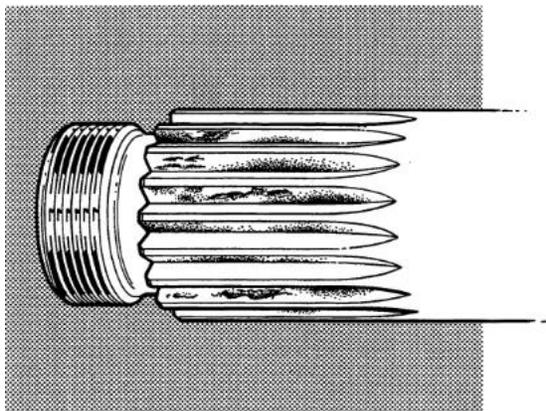
Corrosión por rozamiento

La corrosión por frotamiento se produce por el rozamiento de dos superficies en contacto bajo carga, lo que provoca una erosión constante del material, la acción de roce destruye cualquier película protectora natural y desprende pequeñas partículas metálicas de la superficie del metal.

Estas partículas se oxidan y forman compuestos abrasivos duros, por lo que este tipo de corrosión se autoperpetúa, la corrosión por frotamiento se manifiesta en una fase temprana por la decoloración de la superficie, normalmente no afecta a una gran superficie de un componente metálico, pero puede iniciar la formación de grietas por fatiga y el consiguiente fallo.

Figura 15

Corrosión por rozamiento



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

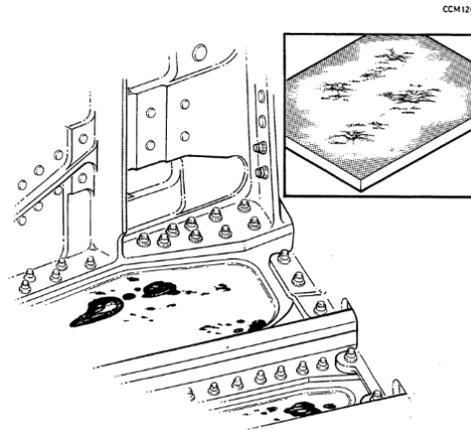
Corrosión microbiológica

La corrosión microbiológica está causada por la acumulación de microorganismos que se encuentran en los fluidos contaminados y normalmente se limita a las superficies internas de los depósitos de combustible integrales, el tipo más conocido de microorganismo causante de la corrosión microbiológica es la bacteria *cladosporium resinae*, que es un componente natural del suelo.

El aire y el vapor de agua se introducen fácilmente en los depósitos de combustible, lo que proporciona las condiciones ideales para que se produzca la germinación en cualquier interfase entre el combustible y el agua, los cambios químicos provocados por la descomposición de estos microorganismos conducen a la formación de ácidos que atacan a las aleaciones de aluminio y pueden provocar una corrosión por picaduras grave.

Figura 16

Corrosión microbiológica



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión filiforme

Cuando iones bombeados por el agua, como cloruros o sulfatos, quedan atrapados bajo las películas de pintura, pueden producirse dos formas de corrosión:

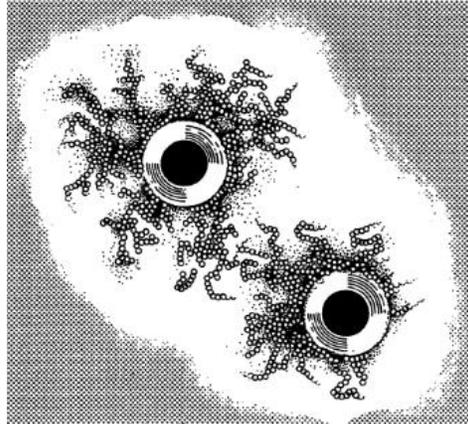
Picaduras superficiales o corrosión intergranular, en la que la película de pintura se ampolla y se rompe con facilidad.

Corrosión superficial, en la que la película de pintura permanece intacta, pero se destruye la adherencia al sustrato, lo que provoca la formación de rastros o corrosión bajo la película, como las huellas de los gusanos. Esto se denomina corrosión filiforme.

En los patrones filiformes bien desarrollados, sólo la cabeza de crecimiento activa contiene la solución agresiva, siendo el resto de la estela productos de la corrosión.

Figura 17

Corrosión filiforme



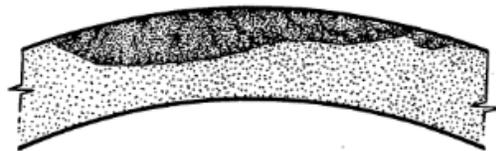
Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión por fatiga

El fallo del sustrato metálico puede producirse en un entorno corrosivo, con menos inversiones de tensión que cuando se ensaya en aire seco, la corrosión puede producir pequeñas picaduras que actúan como elevadores de tensión, provocando la formación temprana de grietas de fatiga, o puede hacer que una grieta de fatiga que ya se ha formado crezca más rápidamente, lo que se conoce como fatiga por corrosión.

Figura 18

Corrosión por fatiga



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Corrosión por agrietamiento de baja tensión

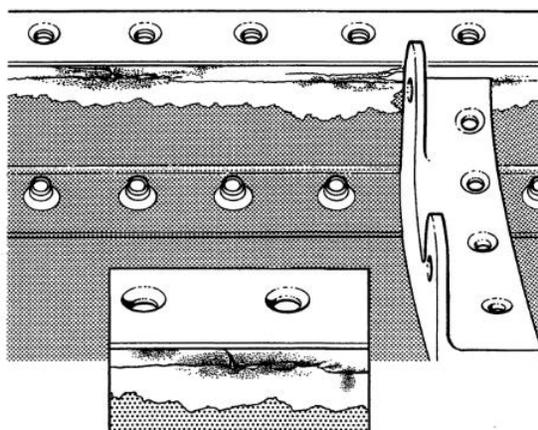
El agrietamiento por corrosión bajo tensión se produce por la exposición acumulativa a un esfuerzo de tracción en presencia de un entorno corrosivo y puede deberse a las cargas de servicio, a la técnica de fabricación o montaje o a la acción de acuñamiento de los productos de la corrosión.

Las grietas por corrosión bajo tensión pueden ser intercristalinas o transcristalinas, dependiendo del material y de las condiciones corrosivas, las grietas comienzan en una zona de alta concentración de tensiones y luego penetran en el grueso del metal, provocando finalmente el fallo completo del componente.

Las grietas comienzan en una zona de alta concentración de tensiones y luego penetran en la mayor parte del metal, causando finalmente el fallo completo del componente, las tensiones de tracción que provocan el fallo pueden ser residuales, en sus primeras etapas, las grietas por corrosión bajo tensión pueden ser difíciles de detectar sin el uso de sofisticadas técnicas de END.

Figura 19

Corrosión por agrietamiento de baja tensión



Nota. Tomado de (Hawker Beechcraft Corporation, 2008)

Investigación para daños estructurales en aeronaves

Para poder determinar los procedimientos de reparación necesarios, es preciso investigar adecuada y minuciosamente el tipo y el alcance de los daños.

Comience la inspección antes de iniciar el desmontaje, ya que de lo contrario podrían alterarse las pruebas de los daños. Una dificultad inusual para retirar los paneles o abrir las puertas suele indicar distorsión, ya sea del panel o de sus alrededores. Las abolladuras y los dobleces son bastante fáciles de detectar, pero las grietas y la corrosión no son tan evidentes. Las grietas a veces se parecen a arañazos y sólo un método homologado de detección de grietas las identificará correctamente. La corrosión a menudo se encuentra bajo la pintura ampollada o descascarillada y tanto la pintura como la corrosión deben eliminarse antes de poder evaluar los daños.

La inspección de los daños causados por un impacto grave no debe limitarse a las inmediaciones, sino que debe extenderse a las piezas circundantes y a las conexiones a través de las cuales puedan haberse transmitido cargas anormales, que puedan haber transmitido cargas anormales, las discontinuidades en la película de pintura y las cabezas inclinadas de los elementos de fijación son indicios útiles.

Evaluación de daños estructurales en aeronaves

La clase de avería depende no sólo de su gravedad, sino también de su posición en el avión, esta última consideración hace necesario correspondiente a la parte dañada para determinar si el daño es admisible, reparable o irreparable.

Daños Admisibles

Los daños admisibles se definen como daños leves o de poca importancia, y que no es probable que sean de suficiente gravedad como para propagar otros daños.

Una corrosión, un arañazo, una mella, una gubia o una abrasión son admisibles si la depresión causada por su eliminación está dentro de los límites definidos para la pieza y se aplica el tratamiento de protección adecuado.

No es necesaria ninguna acción correctora para una abolladura fuera de la zona de suavidad aerodinámica siempre que esté libre de rayas y grietas y se encuentre dentro de los límites definidos para la pieza.

Las grietas en la estructura primaria no están permitidas y deben ser detenidas y al menos reparadas temporalmente antes del siguiente vuelo. Las grietas en la estructura secundaria son admisibles en algunas zonas si se detiene su crecimiento hasta que sea posible repararlas.

Daños Reparables

Los daños que superen los límites admisibles se repararán recortando la zona dañada de un componente estructural e insertando o fijando una pieza de refuerzo, estas reparaciones específicas se encuentran en cada capítulo de este manual, la ausencia de una referencia de reparación no tiene por qué significar que la pieza no pueda repararse.

Daños Irreparables

Los daños no reparables se definen como daños en los componentes estructurales que no pueden repararse y en los que se recomienda la renovación, ya que se considera que una reparación no es práctica ni económica.

Métodos de Inspección Visual Detallada

Ensayos No Destructivos

Los ensayos no destructivos, también conocidos por su abreviatura END, son aquellos ensayos que se realizan sobre una sección o construcción y que no producen ningún tipo de cambio o daño extremadamente duradero al elemento a ensayar. En SCI Control y Revisión

contamos con una división experta en la realización de este tipo de ensayos. En este artículo daremos sentido a los ensayos no horrendos aplicados a la aviación. Detallaremos cuáles son los END que realizamos aplicados a este ámbito y cuál es su técnica. Los ensayos no destructivos aplicados a la aviación que realizamos en SCI. Seguiremos dando sentido a los principales ensayos que realizamos en el área de aviación.

X-ray

La inspección por rayos X permite detectar defectos y anomalías internas, como grietas, corrosión, inclusiones y variaciones de espesor, sin necesidad de desmontar la estructura circundante.

Eddy Current

La inspección por corrientes de Foucault permite detectar anomalías superficiales y, en cierta medida, subsuperficiales en materiales conductores, como grietas, picaduras y corrosión intergranular. Las corrientes de Foucault también son adecuadas para medir la conductividad y determinar el estado del tratamiento térmico. Por consiguiente, la medición de la conductividad también puede utilizarse para determinar los efectos y el alcance de los daños causados por el fuego.

Líquidos Penetrantes

La inspección por ultrasonidos puede llevarse a cabo en casi todos los tipos de materiales utilizados en la construcción de aircrafts. Es un método extremadamente sensible para detectar anomalías superficiales y subsuperficiales. Cuando se puede establecer una comparación directa con una pieza de prueba, su capacidad para encontrar anomalías es excelente.

Los ultrasonidos también pueden utilizarse para determinar el espesor del material que queda tras la eliminación de la corrosión, siempre que la superficie sea plana. Si la eliminación de la corrosión ha producido una superficie irregular, puede ser posible medir desde la cara opuesta para determinar el espesor del material restante.

Partículas Magnéticas

Los ensayos con partículas magnéticas se utilizan para identificar defectos o discontinuidades superficiales y subsuperficiales en materiales ferromagnéticos. Se realizan aplicando un polvo metálico sobre la superficie a inspeccionar. El polvo metálico se aplica bajo la acción de un campo magnético que provocará la acumulación del polvo en las discontinuidades.

Es un procedimiento muy rápido que puede aplicarse a superficies ferromagnéticas independientemente de su tamaño.

Ultrasonido

La inspección por ultrasonidos puede realizarse en casi todos los tipos de materiales utilizados en la construcción aeronáutica. Es un método extremadamente sensible para detectar anomalías superficiales y subsuperficiales. Cuando se puede realizar una comparación directa con una muestra, su capacidad para encontrar anomalías es excelente.

Los ultrasonidos también pueden utilizarse para determinar el espesor del material restante tras la eliminación de la corrosión, siempre que se disponga de una superficie plana sobre la que colocar la sonda de exploración. Si la eliminación de la corrosión ha producido una superficie irregular, puede ser posible sellar desde la cara opuesta para determinar el espesor del material restante.

Capítulo III

Desarrollo del tema

Preámbulo

En descripción del siguiente capítulo se mencionan los procedimientos que se realizó para el desmontaje, reparación estructural y montaje de los cowling del motor del AVION JET HAWKER SIDDELEY HS 125-400. Se adapto todo el conocimiento adquirido en la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica y por medio de la ayuda de la tutoría del Tlgo. Paul Arcos encargado de este proyecto para el adecuado uso y manejo en este tipo de tareas. Este proyecto de graduación es con la finalidad de proporcionar la preservación de la aeronave, además de la implementación de herramientas para futuras reparaciones estructurales así ayudar a la formación de futuros mecánicos aeronáuticos.

Ubicación de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XD-ILD

La aeronave se encuentra en las instalaciones de la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE-L" Campus Guillermo Lara ubicado en Belisario Quevedo, en donde esta aeronave sirve para que los estudiantes en formación de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica.

La aeronave Hawker Siddeley 125-400 es un jet privado el cual consta con un motor Rolls Royce Viper 522 en donde actualmente está fuera de servicio, pero los docentes instruidos en la materia de mantenimiento aeronáutico lo usan para instruir a los estudiantes, para que puedan relacionarse con la practica dentro del ámbito laboral.

Figura 20

Hawker Siddeley 125-400 - Universidad de las Fuerzas Armadas



Nota. Aeronave de entrenamiento Hawker Siddeñey 125-400

Manuales de Mantenimiento Aeronáutico

Los manuales a utilizar en este proyecto de grado el cual consta de la reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor del Hawker Siddeley 125-400, serán el AMM, SRM, apoyado a su vez de circulares de asesoramiento y handbooks por parte de la FAA.

AMM-Manual de Mantenimiento Aeronáutico

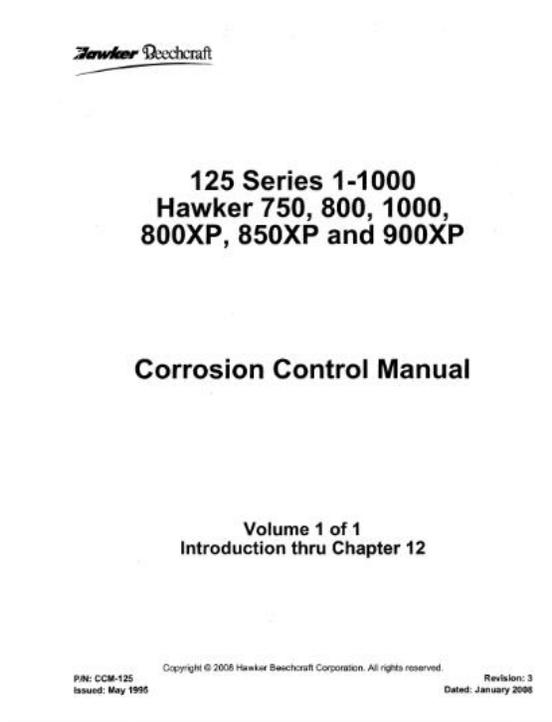
El manual de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 en las diferentes ATAS el cual contiene el manual encontré información para las tareas de mantenimiento y especificación de la aeronave según las practicas estándares de la aeronave.

CCM-Manual de Control de la Corrosión

El manual de control de la corrosión de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 detalla la prevención de la corrosión, los tipos de corrosión que puede formarse en la aeronave, y dar soluciones para cautelar la estructura de la aeronave.

Figura 23

CCM-Manual de Control de la Corrosión



Nota. Tomado de (*Hawker Beechcraft Corporation, 2008*)

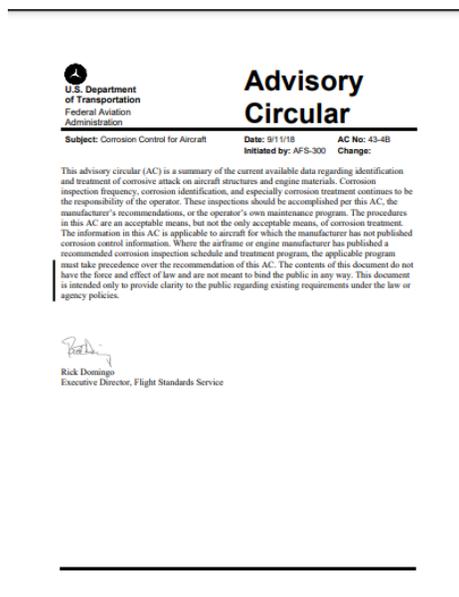
AC 43-4B

Esta circular de asesoramiento (AC) es una sinopsis de la información accesible en curso con respecto a la identificación y el tratamiento de la corrosión destructiva en los diseños de aviones y materiales de motor. La recurrencia de la revisión de la corrosión, la prueba reconocible del consumo y, en particular, el tratamiento de la corrosión sigue siendo obligación del administrador.

Estas revisiones deben ser logradas por este acondicionador de la circular, las sugerencias del productor, o el propio programa de apoyo del administrador.

Figura 24

AC 43-4B



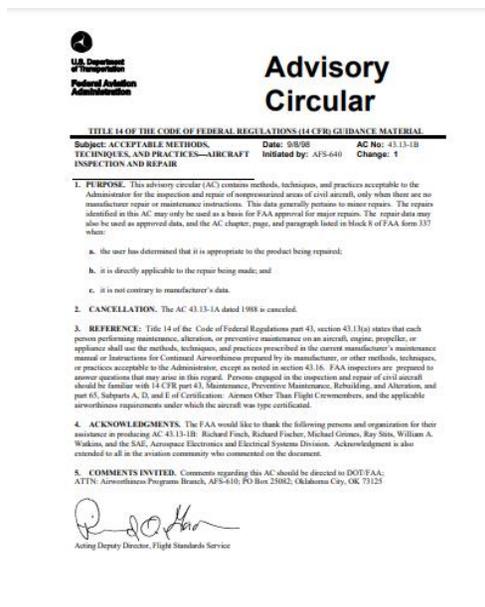
Nota. Tomado de (Federal Aviation Administration, 2018)

AC 43.13-1B

Esta circular de asesoramiento (AC) contiene estrategias, métodos y prácticas adecuadas al gestor para la evaluación y reparación de zonas no comprimidas de aviones comunes justo cuando no existen directrices de mantenimiento o conservación del fabricante. Esta información se refiere en su mayor parte a reparaciones menores.

Figura 25

AC 43.13-1B



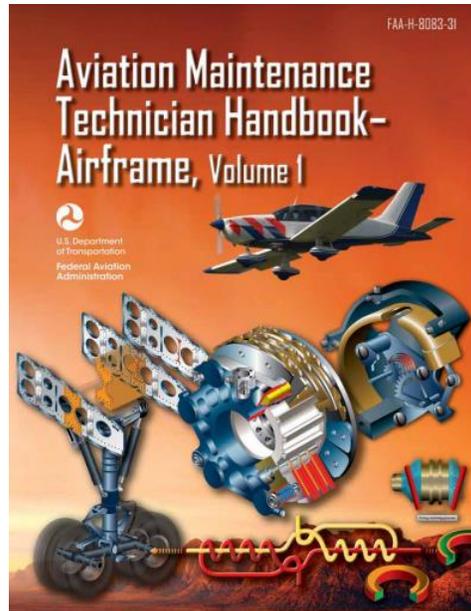
Nota. Tomado de (Federal Aviation Administration, 1998)

FAA-H-8083-30A (Aviation Maintenance Technician Handbook– General)

Este volumen contiene datos sobre matemáticas, planos de aviones, peso y equilibrio, materiales de aviones, ciclos y dispositivos, ciencia física, potencia, examen, tareas en tierra y directrices de la FAA que administran la acreditación y el trabajo de los expertos en mantenimiento. Nuevo a este volumen es un segmento que tiende a cómo los expertos eficaces de la ayuda del vuelo consolidan la información y la familiaridad con la moral, la habilidad impresionante y las variables humanas en el campo.

Figura 27

FAA-H-8083-31A (Aviation Maintenance Technician Handbook– Airframe



Nota. Tomado de (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2012)

Medidas de seguridad***Utilización de equipos de protección personal***

- Guantes de nitrilo
- Gafas protectoras
- Overol
- Zapatos con punta metálica
- chaleco reflectivo

Figura 28

Medidas de seguridad



Nota. Equipo de protección personal - operación en tierra

Herramientas y equipos utilizados para la reparación estructural de la aeronave Hawker**Siddeley 135-400.**

- Juego de llaves mixtas (boca abierta y cerrada)
- Destornilladores philps y planos
- Birbiqui
- Pinza
- Playos de presión
- Diagonal
- Alambre de frenado (0.32)
- Martillo de goma
- Martillo metálico
- Clecos
- Clequera

- Kit de buterola neumática

Materiales utilizados para la reparación estructural de la aeronave Hawker Siddeley 135-400.

Tabla 3

Materiales para la reparación estructural

Materiales Consumibles	
Pintura de poliuretano	El poliuretano es un polímero resultante de la combinación de polipol e isocianato. Sus aplicaciones son diversas, como la protección frente a los efectos actuales, una extraordinaria adaptabilidad y una alta protección frente a las agresiones sintéticas.
Alodine	Es un recubrimiento de conservación de cromato que protege el aluminio y otros metales de la erosión, la forma más común de aplicar un recubrimiento de transformación de cromato se denomina cromado.
Alumiprep	Alumiprep es un limpiador, abrillantador y acondicionador de prepintado de aluminio a base de corrosivo fosfórico incombustible. Este producto no debe utilizarse en compuestos de aluminio con alto contenido en cobre ni en piezas de fundición de aluminio.
Masilla	Formulado de dos partes formado con goma de poliéster de ejecución de élite y descrito por su increíble límite de relleno, magnífica fijación, lijado sencillo, secado rápido y obstrucción de alto efecto

Nota. Los materiales especificados en la tabla hacen referencia a los químicos para realizar la reparación estructural.

Procedimiento para la reparación estructural del revestimiento de la aeronave y del motor Hawker Siddeley 135-400.

Inspección visual

Para la inspección visual el cual realice en la aeronave Hawker Siddeley 125-400 me referi según la circular de asesoramiento 43.13-1B en el punto 5-18 el cual habla sobre un procedimiento para una inspección visual.

Figura 29

Inspección visual



Nota. Tomado de (Federal Aviation Administration, 1998)

Inspección Preliminar

Efectué una inspección preliminar en todas las áreas a inspeccionar, en busca de elementos extraños, deformaciones, objetos faltantes, aseguramiento de los componentes móviles, corrosión o daños, en caso de que si existe algún componente que no se pueda visualizar se puede apoyar con la ayuda de un espejo o un Boroscopio.

Figura 30*Inspección Preliminar*

Nota. Inspección visual a capotas del motor

Búsqueda de corrosión

En caso de encontrar corrosión la circular de asesoramiento sugiere que se trate cualquier corrosión encontrada durante la revisión preliminar tras finalizar la revisión visual de los componentes o la región elegida.

Figura 31*Búsqueda de corrosión*

Nota. Corrosión detectada

Iluminación

Proporcione una iluminación satisfactoria para iluminar la parte o región elegida.

Comodidad Personal

La comodidad individual (temperatura, viento, aguacero, etc.) del que realiza la inspección puede ser un factor a tener en cuenta en la fiabilidad del examen visual.

Ruido

Los niveles de ruido mientras se realiza una revisión visual son importantes, el sonido excesivo disminuye la fiabilidad de la inspección, se ejerce presión el cual puede prevenir una mala comunicación, este gran número de variables aumentará la probabilidad de errores.

Accesos a zonas de inspección

El acceso directo a la zona de inspección se considera fundamental para obtener resultados fiables del examen visual. El acceso comprende la demostración de entrar en una posición fiable para inspeccionar y realizar la investigación visual. Un acceso en donde no se pueda llegar puede influir en la inspección de los daños a encontrar.

Figura 32

Accesos a zonas de inspección



Nota. Acceso a zona para inspeccionar

Limpieza previa

Limpiar las regiones o la superficie de las piezas a examinar. Elimine cualquier contaminante que pudiera arruinar la revelación de los indicios superficiales existentes. Intente no eliminar la terminación defensiva de la pieza o región que precede al examen. La expulsión de la terminación podría esperarse en algún momento en un futuro no muy lejano si se espera que otras estrategias de NDI confirmen cualquier signo visual de imperfecciones que se encuentre.

Figura 33***Limpieza previa***

Nota. Limpieza de capotas

Inspección

Investigue con precaución la región en busca de discontinuidades, utilizando guías ópticas según sea necesario. Un controlador normalmente debería tener a su disposición aparatos de estimación razonables, una linterna y un espejo.

Revise si hay discontinuidades en la superficie, por ejemplo, manchas por sobrecalentamiento; piel agarrotada, hinchada o abollada; tubos rotos, desgastados, partidos o

impresos; cableado eléctrico raspado; delaminaciones de materiales compuestos; y terminaciones defensivas dañadas.

Figura 34

Inspección



Nota. Inspección a realizar en capotas del motor

Registros de la inspección

Archive todas las discrepancias mediante informe redactado, foto, así como grabación en vídeo para su correcta evaluación. Se puede reconocer todo el valor del examen visual siempre que se lleven registros de los errores encontrados en las piezas investigadas. El tamaño y el estado de la rotura y su área en la pieza deben registrarse junto con otros datos relevantes, por ejemplo, la revisión realizada o el comportamiento. La consideración en un informe de algún registro perceptible de la intermitencia hace que el informe sea más completo.

Figura 35

Registros de la inspección



Nota. Registrar los daños después de la inspección

Tipos de daños estructurales encontrados tras la inspección visual de la aeronave**Hawker Siddeley 125-400**

Los tipos de daños estructurales hallados tras la inspección visual en la aeronave Hawker Siddeley 125-400, se encontró daños por abrasión, doblez, abolladuras, mella, rasguños, estos tipos de daños a la estructura de la aeronave se reflejarán en la siguiente tabla.

Tabla 4

Daños Estructurales

Daños Estructurales	
Abrasión	 A photograph showing a person's hand touching the engine cowling of an aircraft. The cowling is white with red and black stripes. There is visible wear and tear on the surface, particularly around the engine compartment.
Doblez	 A close-up photograph of the engine cowling showing significant bulging and deformation. The metal surface is distorted, and there are visible signs of stress and damage.
Abolladura	 A photograph showing a large, deep dent or indentation in the engine cowling. The metal is crumpled and distorted, indicating a significant impact or structural failure.

Daños Estructurales	
Mella	
Rasguño	

Nota. En esta tabla se especifica los dalos estructurales encontrados tras la inspección visual realizada.

Tipos de corrosión encontrados tras la inspección visual de la aeronave Hawker Siddeley 125-400

Los tipos de corrosión hallados tras la inspección visual en la aeronave Hawker Siddeley 125-400, se encontró diferentes tipos de corrosión como: Corrosión galvánica, Corrosión picadura, Corrosión intergranular, Corrosión microbiológica, Corrosión por agrietamiento, estos tipos de corrosión a la estructura de la aeronave se reflejarán en la siguiente tabla.

Tabla 5

Corrosión

Tipos de Corrosión	
Corrosión Galvánica	
Corrosión Picadura	
Corrosión Intergranular	

Tipos de Corrosión

Corrosión

Microbiológica



Corrosión por Agrietamiento



Nota. En esta tabla se especifica los tipos de corrosión encontrados tras la inspección visual realizada.

Procedimiento de inspección para discontinuidades superficiales en la estructura del revestimiento de la aeronave y del motor Hawker Siddeley 135-400 por el proceso de Eddy Current.

Referencias

- Manual de operación del equipo utilizado
- Handbook ASNT volumen 5, Electromagnetic Testing Chapter 18, Parte 2

Introducción

Proveer a los técnicos parámetros para el cumplimiento de inspecciones no destructivas de defectología en materiales conductores.

Alcance

Aplica para analizar la existencia de discontinuidades superficiales en materiales conductores.

Responsabilidades

El nivel I NDT será responsable de preparar los equipos, materiales, calibrar, adecuar la zona de inspección y desarrollar la misma de acuerdo a este procedimiento bajo supervisión del Nivel II o III.

EL Nivel II NDT o Nivel III será responsable de interpretar, evaluar y reportar los resultados de la inspección.

El Nivel III NDT será responsable de controlar y actualizar este procedimiento.

Procedimiento***Pasos previos a la inspección***

Limpie el área a ser inspeccionada con un paño limpio húmedo con cleaner.

Remueva la suciedad, grasa, polvo, pintura en mal estado, el sellante si se requiere o cualquier cuerpo extraño que pueda afectar a la interpretación y evaluación durante la inspección.

Figura 36*Pasos previos a la inspección*

Nota. Pasos previos a la inspección por método de NDI

Calibración general del equipo

Presione el equipo con el botón ON-OFF.

Verifique que la carga de la batería sea la correcta, caso contrario cargue la batería y luego realice el trabajo.

Seleccione el tipo de probeta (lápiz o angular)

Inserte el enchufe de la probeta en el sitio adecuado de acuerdo al tipo de probeta HFEC.

Seleccione la frecuencia de acuerdo a la probeta a ser utilizada.

Verifique la funcionalidad de la probeta, observando que aparezca en la pantalla la respuesta de señal horizontal (Lift-Off).

Ajuste el ángulo para colocar el Lift-Off en la pantalla del equipo en forma horizontal de acuerdo al tipo de material a inspeccionar.

Ajuste una ganancia media en el equipo de corrientes inducidas, a fin de obtener una buena indicación. Si la ganancia es colocada muy alta el instrumento no podrá ser balanceado adecuadamente.

Balancee la probeta en el punto de calibración sobre la superficie del bloque de referencia, para obtener una señal apropiada.

Ajuste el H (horizontal), V (Vertical) de acuerdo a los requerimientos.

Compare en el área de inspección las indicaciones de discontinuidades, estas deberían aparecer en el eje vertical y estar de acuerdo a la calibración del bloque de referencias.

Coloque la probeta sobre la superficie a ser inspeccionada y verifique que el ángulo sea el correcto de acuerdo a la calibración, caso contrario ajuste el ángulo como se requiera.

Nota. Siempre refiérase al manual del equipo para su calibración.

Figura 37

Calibración general del equipo



Nota. Pasos para la calibración del equipo

Inspección

Realice un barrido con la probeta sobre la superficie a ser inspeccionada.

Si hay alguna indicación haga un análisis técnico y compare con el bloque de referencia.

Verifique la calibración del equipo cada vez que exista un cambio de datos de calibración, probeta o técnico.

Nota. Después de que la inspección fue realizada y dependiendo del número de artículos a ser inspeccionados estos serán marcados para evitar confusión y puedan ser nuevamente inspeccionados.

Figura 38

Inspección



Nota. Inspección por método de NDI

Interpretación y evaluación de la inspección

Interpretación: Determine si las discontinuidades encontradas son igual o mayor a las discontinuidades artificiales del bloque.

Evaluación: Determine si las indicaciones son causa para aceptar o rechazar el material o componente bajo inspección.

Posterior a la inspección

Desconecte la probeta del equipo.

Registre los parámetros utilizados en la inspección en la DIAF FORM QC 017 Eddy Current Inspection Report.

Limpie los accesorios utilizados.

Verifique que el equipo este apagado.

Figura 39

Interpretación y evaluación de la inspección

DIRECCIÓN DE INDUSTRIA AERONÁUTICA DIAF (DIAF)									
1. CLIENTE / REQUERIDO DATE MILITARY / 24 APR 2013			2. NOMENCLATURE HAMMER SIDDELEY			3. PART OR SECTION N/A			4. MANUFACTURER FABRIK AERONAUT
5. ITEM DESCRIPTION	6. DRAWING DATA	7. PART NUMBER	8. SERIAL NUMBER	9. PART	10. DATE	11. FREQUENCY	12. PARTS	13. EQUIPMENT	14. TEST HOUR
COUPLER ZONAS TOP PANEL	MANUAL DE ENSAYOS NO. 08/13/13/08	N/A	N/A	101	21.01.13.08	200 HRS	BRIDGE	NO	EDDED
BOTTOM PANEL, HINGED DOORS	08/13/13/08								
REMARKS AND DRAWING MARK	DIAF CAPTULO 3 CODIGO PET 1, RES 2								
15. REMARKS SIN OBTENERSE DISCREPANCIAS EQUIPO UTILIZADO: FLAW DETECTOR, MODELO: NDT-EC NO. SN: R05H156474 - SUR DATE: 04/22/2013									
17. ACCOMPLISHED BY YAGO ALLEN VIC OAC 2713					18. DATE 30/04/2013				

Nota. Certificado NDI

Criterio de aceptación y rechazo

El componente sin novedad es entregado con el Formulario RDAC 145 001.

Los resultados de las discrepancias encontradas en el componente serán remitidos al cliente junto con el DIAF FORM PA 005 en el que se detallarán las discrepancias detectadas (medidas, ubicación).

Las discrepancias detectadas y los resultados obtenidos en las inspecciones por el método de corrientes inducidas serán registrados en el DIAF FORM 017.

Procedimiento para el desmontaje de las capotas del motor de la aeronave Hawker Siddeley 135-400.

Descubrir el motor

Se abrió los puntos de accesos rápido aflojando los pernos de media vuelta.

Se aflojo las anclas de cada cowling del motor.

Top Panel

Bottom Panel

Hinged Doors

Se desmonto el cowling delantero (Top Panel) junto con el cowling interior el (Hinged Doors).

Se desmonto el cowling externo (Bottom Panel).

Se desmonto la línea de conexión del Drain Tank.

Se desmonto el Drain Tank que está sujeto con pernos.

Nota. Después del desmontaje del motor izquierdo realizar el mismo procedimiento para el motor derecho, a su vez los componentes desmontados tratarlos con cuidado para evitar más daños estructurales.

Figura 40

Desmontaje de las capotas del motor



Nota. Desmontaje de capotas del motor

Traslados de los componentes de la aeronave Hawker Siddeley 135-400 hacia la base Cmdte de la 15 BAE “Paquisha”

Los componentes se embalaron y empaquetaron para evitar daños y se trasladaron hasta la base Cmdte de la 15 BAE “Paquisha” para el respectivo proceso de reparación estructural.

Figura 41

15 BAE "Paquisha"



Nota. Llegada a la base CEMAE

Procedimiento para la reparación del revestimiento de los Cowlings de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Según el AC.43.13-1B parte 4 literal 4-50 (Procedimientos de reparación metálica) nos hace referencia general que una aeronave consta de unidades principales como: fuselaje, alas, estabilizadores, superficies aerodinámicas, trenes de aterrizaje y motor.

Nos da referencias los siguientes puntos:

Elemento estructural principal de la aeronave

Los componentes y las juntas, tal como se fabrican inicialmente, son suficientemente capaces de oponerse a estas cargas, y deben seguir siéndolo después de cualquier arreglo. Otros componentes primarios como pieles metálicas, placas, corazas, costillas de ala, mamparos, contornos de anillos, individuos intercostales, cartelas y diferentes fortificaciones y accesorios están destinados a oponerse a ansiedades complejas, de vez en cuando en tres aspectos.

Reparaciones estructurales

Cualquier mantenimiento realizado en una estructura de avión debe permitir la entrada de cada una de las cargas, soportarlas y, después, permitir que vuelvan a la construcción. El mantenimiento debe ser equivalente a la primera construcción, sin embargo, no más conectado a tierra o más rígido, que causará fijaciones de presión o cambiará la recurrencia estruendosa del diseño.

Figura 42

Reparaciones estructurales



Nota. Inicio a la reparación estructural

Según el AC.43.13-1B parte 4 literal 4-52 (Estructuras de aleación de aluminio) hace referencia que las reparaciones generales de la piel dañada en diseños monocasco de compuestos de aluminio deben realizarse según las instrucciones del fabricante aprobadas por la FAA u otra fuente respaldada por la FAA, además nos indica puntos de sugerencia para realizar una reparación en aleaciones de aluminio.

Si las piezas que se van a retirar son esenciales para la rigidez de la estructura completa, sostenga la estructura antes del desmontaje de forma que se evite la distorsión y el daño permanente del resto de la estructura.

Tener cuidado de retirar los tornillos para evitar daños a la estructura, las llaves pueden ser herramientas eficaces para retirar tornillos; sin embargo, las cargas excesivas suelen estar relacionadas con herramientas de impacto mal ajustadas o con el intento de retirar tornillos que se han agarrotado.

Figura 43

Precaución para evitar daños estructurales



Nota. Precaución en los componentes

Según el AC.43.13-1B parte 4 literal 4-58 (Métodos de reparación y precauciones para estructura de aluminio) hace referencia que las reparaciones generales de la piel dañada, en este literal hace referencia a los siguientes puntos:

Reparación de la piel dañada

En situaciones en las que la piel metálica esté muy dañada, se arreglará suplantando una plancha entera empezando por una parte subyacente y luego por la siguiente. Los pliegues de mantenimiento deben situarse a lo largo de los individuos de temple, mamparos, etc.; y cada pliegue debe hacerse igual con respecto a la medida del perno, el injerto y el diseño del perno

que los pliegues producidos en los bordes de la primera chapa. Suponiendo que los dos pliegues producidos sean únicos, se replicará el más rectificado.

Figura 44

Reparación de la piel dañada



Nota. Reparación a la piel dañada

Según el AC.43.13-1B parte 4 literal 4-59 (Reparación de componentes agrietados) hace referencia que las reparaciones generales de la piel dañada, existen procedimientos a seguir:

Añadir refuerzo

Añadir soporte para transportar las ansiedades a través del segmento dañado y para endurecer las juntas. La condición que hace que se creen roturas en un punto específico es el foco de presión por entonces relacionado con la reiteración de esfuerzos, por ejemplo, suministrados por la vibración de la construcción. La fijación de la presión podría ser debido al plan o a imperfecciones, por ejemplo, arañazos, rasguños, controles de aparatos, y las ansiedades de introducción o roturas de encuadre o actividades de tratamiento de intensidad. Hay que tener en cuenta que un aumento del grosor de la chapa por sí solo suele ser ventajoso, pero no garantiza que se solucionen las circunstancias que provocan la rotura.

Figura 45

Añadir refuerzo



Nota. Realización de refuerzos estructurales

Procedimiento de pintura para los componentes estructurales de la aeronave Hawker Siddeley 125-400

Limpieza de los componentes

Se debe realizar una prelimpieza a cada uno de los componentes, ya que puedan tener polvo, grasa, entre otros fluidos o suciedades.

Usar un pañuelo o wipe con un agente de limpieza para quitar los residuos de los componentes.

Figura 46

Limpieza de los componentes



Nota. Limpieza del revestimiento del motor

Método de decapado y alisado de las superficies

Antes de realizar el proceso de pintado se debe remover la pintura antigua, por lo que se utiliza removedor o lijado, para este proceso se utilizó el método de decapado por papel abrasivo o lija, el cual consiste en utilizar las manos y el esfuerzo físico de la persona, puede conllevar mucho tiempo y los materiales a usar son lijas, wibe y espátulas.

Se lijo con papel abrasivo en todas las superficies.

Se limpió los residuos con wibe o con presión de aire.

Figura 47

Método de decapado y alisado de las superficies



Nota. Decapado por lija

Prevención y tratamiento anticorrosivo

Para continuar con el paso de prevención y tratamiento anticorrosivo se debe considerar precauciones al momento de manipular los agentes de limpieza y de protección contra la corrosión, teniendo en cuenta los riesgos se proseguirá a realizar los siguientes puntos

Limpieza por Alumiprep

El Alumiprep es un químico el cual ayuda a limpiar, es un agente abrillantador y acondicionador de prepintado, este agente de limpieza produce en su aplicación una superficie de aluminio químicamente así limpiando la corrosión.

Figura 48

Limpieza por Alumiprep



Nota. El Alumiprep se debe diluir en agua para realizar la limpieza del componente para quitar la corrosión, es importante que después de realizar la limpieza lavar con abundante agua.

Agente protector Alodine

El Alodine es un químico el cual ayuda a proteger, es un agente protector, este agente de protección produce en su aplicación una superficie de conservación de cromato el cual protege el aluminio de la corrosión, además deja un acabado de la superficie para los recubrimientos orgánicos.

Figura 49

Agente protector Alodine



Nota. El Alodine se debe aplicar ya sea con una brocha o un cepillo para realizar la limpieza contra la corrosión, es importante que después de realizar la limpieza esperar un estimado de 3 a 5 min.

Preparación de las superficies antes de la pintura

Para continuar con la preparación de las superficies antes de la pintura se debe cubrir las áreas que no van hacer pintadas, así para evitar mancharlas.

Recubrir las áreas a pintar – enmascarar

Con la ayuda de plástico y cinta adhesiva se empieza a enmascarar todas las áreas a no ser pintadas.

Figura 50

Recubrir las áreas a pintar – enmascarar



Nota. Este proceso se debe realizar sobre toda la superficie del fuselaje para dejar el área a pintar y recubrir las áreas que no necesitaran un proceso de pintura.

Aplicación del primer o fondo

Es sumamente esencial dejar que actúe el fondo o primer sobre los componentes ya que recubrirá y protegerá el revestimiento, se debe dejar secar luego de un tiempo considerable estar lista para aplicar la pintura.

Figura 51

Aplicación del primer o fondo



Nota. Vista del acabado con primer

Aplicación de la pintura

La aplicación de la pintura se realiza cuando el primero o fondo se ha secado en su totalidad sobre todos los componentes, con la ayuda de un compresor neumático y realizar una selección de pintura el cual se usará de pintura de poliuretano, se debe tomar en cuenta que para realizar el proceso de pintura debe existir condiciones ambientales apropiadas.

Se realizó una limpieza a los componentes según exista polvo, grasa, partículas de humedad u otros residuos en la superficie.

Precautelar el tipo de pintura a usar, según los parámetros y especificaciones del fabricante.

Revisar el tiempo meteorológico.

Se aplicó de la pintura por capas homogéneas.

Figura 52

Aplicación de la pintura



Nota. Aplicación de la primera capa de pintura

Traslados de los componentes de la aeronave Hawker Siddeley 135-400 hacia la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-L

Los componentes se embalaron y empaquetaron para evitar daños y se trasladaron hasta la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-L, para el respectivo proceso de montaje.

Figura 53

Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE-L



Nota. Llegada de los componentes a la ESPE-L

Procedimiento para el montaje de las capotas del motor de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Cubrir el motor

Se montó el cowling delantero (Top Panel) junto con el cowling interior el (Hinged Doors).

Se montó el cowling externo (Bottom Panel).

Se conectó el Drain Tank que está sujeto con pernos.

Se conectó la línea de conexión del Drain Tank.

Se ajustó las anclas de cada cowling del motor.

Se cerró los puntos de accesos rápido aflojando los pernos de media vuelta.

Figura 54

Montaje de las capotas del motor



Nota. Culminación y presentación de la aeronave Hawker Siddeley 125-400

Capítulo IV

Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

Después de revisar la información técnica disponible sobre la reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor de la Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD, se pueden hacer las siguientes conclusiones:

- Se realizó la reparación estructural de acuerdo a la circulas de asesoramiento AC. 43.13-1B, a su vez con las especificaciones del manual de reparación estructural de la aeronave Hawker HS125-400.
- La documentación recopilada para la reparación estructural debe ser precisa y completos incluyendo los materiales y procedimientos utilizados, así lograr realizar la tarea designada.
- La reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y del motor es un proceso complejo que requiere un conocimiento profundo de la aeronave y de los procedimientos de reparación adecuados.
- Se finalizó la tarea de mantenimiento estructural con una inspección visual a todos los componentes ya reparados según la información técnica

Recomendaciones

Basándonos en la información técnica disponible sobre la reparación del revestimiento de la estructura de la aeronave y motor de la Hawker Siddeley HS125-400 matrícula XB-ILD, se pueden hacer las siguientes recomendaciones:

- Garantizar que el personal que realice la reparación esté debidamente capacitado y certificado por la autoridad aeronáutica correspondiente, para garantizar que se sigan los procedimientos y normas de seguridad adecuados.
- Realizar una inspección detallada de la aeronave antes de la reparación, para identificar el alcance y la naturaleza del daño, y para determinar los métodos de reparación adecuados.
- Utilizar únicamente materiales y procedimientos de reparación recomendados por el fabricante de la aeronave o por la autoridad aeronáutica correspondiente.
- Para realizar el desmontaje de las capotas tener sumamente cuidado con los componentes, terminado el proceso almacenarlos correctamente.

Bibliografía

- Administration, F. A. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook–General*. Obtenido de https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_general_handbook.pdf
- Antonio Esteban Oñate. (2008). Conocimiento del Avión. En *Estructuras del Avioón* (pág. 47). Paraninfo.
- Antonio Esteban Oñate. (2008). Estructuras del Avión. En *Conocimientos del Avion* (pág. 46). THOMSON PARANINFO.
- COMPANY, R. A. (2003). *Aircraft Maintenance Manual*. Wichita, Kansas 67201 U.S.A.: Copyright © Raytheon Aircraft Company.
- Federal Aviation Administration. (09 de 08 de 1998). *ACCEPTABLE METHODS, TECHNIQUES, AND PRACTICES AIRCRAFT, INSPECTION AND REPAIR*. Obtenido de https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_43.13-1b_w-chg1.pdf
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2003). Raytheon Aircraft. En *DH 125 Series 400A Aircraft Maintenance Manual* (págs. 06-00-00). Wichita, Kansas 67201 U.S.A.: Copyright ©.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2003). Raytheon Aircraft. En *Aircraft Maintenance Manual Volume 3 Chapter 71 thru Chapter 80* (págs. 71-00). Wichita, Kansas 67201 U.S.A.: Copyright ©.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe Volume 1*. Obtenido de https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_airframe_hb_vol_1.pdf
- Federal Aviation Administration. (09 de 11 de 2018). *Corrosion Control for Aircraft*. Obtenido de https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43-4B.pdf

Hawker Beechcraft Corporation. (2003). cowlings. Wichita, Kansas : Copyright ©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2003). Structural Repair Manual. En *Volume 3 Chapter 71 thru Chapter 80* (págs. 54-00). Wichita, Kansas: Copyright ©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Wichita, Kansas: Copyright ©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosion .Control Manual. Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosion .Control Manual. Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). *Corrosion Control Manual*. Wichita, Kansas 67201-0085 USA: Hawker Beechcraft.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosion Control Manual. Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión de metales diferentes-Galvánica . En *Corrosion .Control Manual* (pág. 4.8). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión filiforme. En *Corrosion .Control Manual* (pág. 4.11). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión microbiológica. En *Corrosion .Control Manual* (pág. 4.10). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión por agrietamiento de baja tensión . En *Corrosion Control Manual* (pág. 4.12). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión por fatiga. En *Corrosion Control Manual* (pág. 4.12). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión por grietas. Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2008). Corrosión por rozamiento. En *Corrosion Control Manual* (pág. 4.9). Wichita, Kansas: Copyright©.

Hawker Beechcraft Corporation. (2010). *Structural Repair Manual*. Wichita, Kansas 67201-0085

USA: Copyright ©.

Hawker Siddeley CCM. (2008). En *Corrosion Control Manual* (pág. 4.2). Wichita, Kansas:

Hawker Beechcraft Corporation.

RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY. (2003). HS 125 Series Aircraft Maintenance Manual. En

Dimensiones y Areas (págs. 06-00). Wichita, Kansas 67201 U.S.A.: Copyright ©.

Sandro Rota. (Agosto de 2015). *Hawker-Siddeley HS-125-400A de la Fuerza Aérea*

Ecuatoriana. Obtenido de

<https://www.flickr.com/photos/ecuadoraviationphotography/25199427365>

Anexos