



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA TECNOLÓGICA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**MONOGRAFÍA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**TEMA: REPARACIÓN DE LA PIEL DEL CONJUNTO DE CUBIERTAS
INFERIORES DEL FUSELAJE UBICADOS ENTRE LAS ESTACIONES
12 Y 16, DE ACUERDO A LOS PROCEDIMIENTOS APLICABLES A LAS
TAREAS DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE HAWKER SIDDLEY
125-400, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE**

TECNOLOGÍAS-ESPE

AUTOR: TAIBE LAGLA, CRISTIAN PAÚL

DIRECTOR: TLGA. ZABALA CÁCERES, EMMY SAMANTHA

LATACUNGA

2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ***“REPARACIÓN DE LA PIEL DEL CONJUNTO DE CUBIERTAS INFERIORES DEL FUSELAJE UBICADOS ENTRE LAS ESTACIONES 12 Y 16, DE ACUERDO A LOS PROCEDIMIENTOS APLICABLES A LAS TAREAS DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE HAWKER SIDDLEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”*** fue realizado por el señor ***Taipe Lagla, Cristian Paúl*** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditarlo y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, noviembre del 2019

Firma:

Tlga. Emmy Samantha Zabala Cáceres

C.C.: 1500636889



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **Taipe Lagla, Cristian Paúl**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: ***Reparación de la piel del conjunto de cubiertas inferiores del fuselaje ubicados entre las estaciones 12 y 16, de acuerdo a los procedimientos aplicables a las tareas de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125-400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE*** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Unidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, noviembre del 2019

Firma:

Cristian Paúl Taipe Lagla

C.C.: 050378952-1



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

*Yo, **Taipe Lagla, Cristian Paúl**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **Reparación de la piel del conjunto de cubiertas inferiores del fuselaje ubicados entre las estaciones 12 y 16, de acuerdo a los procedimientos aplicables a las tareas de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddley 125-400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.***

Latacunga, noviembre del 2019

Firma:

Cristian Paúl Taípe Lagla

C.C.: 050378952-1

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a Dios quien es un ser amoroso que nos da cada día un aliento más de vida y quien hace posible lo imposible, y me ayudo a culminar exitosamente una meta más con salud y vida.

Principalmente a mi madre por darme la vida y su infinito amor incondicional y el sacrificio que hace cada día con la esperanza de verme triunfar en todas las metas que me proponga sin pedir nada a cambio.

A mi padre que supo demostrar firmeza con sus palabras de consejos que resonaran cada día hasta que yo tenga que repetir a mis futuros hijos, con el fin de que sigan el ejemplo que mi padre me inculco desde niño.

También a mis abuelitos quienes poseen una amplia sabiduría por sus experiencia durante su juventud, los mismos que me enseñaron a ser respetuoso y saludar a todas las personas.

Y de igual forma a mis tíos y primos que siempre me acompañaron desde la niñez para jugar y enseñarme cosas nuevas cada día, con el fin pensar dos veces antes de tomar decisiones erróneas.

CRISTIAN PAÚL TAIPE LAGLA

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por dar salud y vida a mis padres quienes son el pilar fundamental de mi familia, agradezco a la Virgen de Baños de Agua Santa por guiarme por el buen camino y bañarme en su sabiduría y bendición.

A mi madre por siempre darme sus sabios consejos para ser una persona de bien a través de sus experiencias de su juventud, y por preocuparse, darme el amor incondicional y rezarle a la Virgen por nuestro bien estar.

A mi padre quien nos inculcó valores y la humildad que tengo que demostrar a mi familia, amigos y todas las personas, también por enseñarme a ser respetuoso y cumplir con mis responsabilidades y deberes.

Finalmente agradezco a la Unidad de Gestión de Tecnología por abrirme las puertas y darme la oportunidad de ingresar a sus instalaciones para formarme profesionalmente en la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones y a sus docentes quienes me proporcionaron de sus conocimientos que me servirán para mi desempeño profesional.

CRISTIAN PAÚL TAIPE LAGLA

ÍNDICE DE CONTENIDO**CARATULA****CERTIFICACIÓN i****AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD..... ii****AUTORIZACIÓN iii****DEDICATORIA..... iv****AGRADECIMIENTO v****ÍNDICE DE CONTENIDO vi****ÍNDICE DE TABLAS xii****ÍNDICE DE FIGURAS xiii****RESUMEN..... xvi****ABSTRACT..... xvii****CAPÍTULO I****ASPECTOS GENERALES**

1.1 Antecedentes..... 1

1.2 Planteamiento del problema 3

1.3 Justificación e Importancia..... 3

1.4 Objetivos..... 4

1.4.1 Objetivo General..... 4

1.4.2 Objetivos específicos..... 5

1.5	Alcance	5
-----	---------------	---

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Aeronave hawker siddeley 125-400.....	6
2.1.1	Descripción	6
2.1.2	Características.....	7
2.2	Materiales aeronáuticos.....	8
2.2.1	Propiedades de los metales.....	10
2.2.2	Aleaciones ferrosas	12
a)	Características del hierro puro.....	12
b)	Aceros al carbono	14
c)	Aceros aleados	15
d)	Aceros inoxidable.....	15
2.2.3	Aleaciones no ferrosas	16
a)	Aleaciones ligeras o aleaciones de aluminio	17
b)	Características.....	18
c)	Resistencia a la corrosión.....	18
d)	Aleaciones de aluminio en la industria aeroespacial.....	19
e)	Tratamiento térmico de las aleaciones de aluminio	24
f)	Titanio y sus aleaciones.....	24
g)	Tipos de estabilizadores	25
h)	Aleaciones alfa (α).....	26

i)	Aleaciones beta (β).....	27
j)	Aleaciones $\alpha + \beta$	28
k)	Grupo de aleaciones de titanio	29
l)	Magnesio y sus aleaciones.....	29
m)	Aleaciones de magnesio.....	30
2.3	Uniones estructurales	31
2.3.1	Remaches.....	32
a)	Tipos de remaches	33
b)	Remache de cabeza universal (AN 470)	33
c)	Remache de cabeza embutida (AN 426).....	34
d)	Remache de cabeza redonda (AN 430).....	35
e)	Remache de cabeza plana (AN-422).....	36
f)	Remache de cabeza gota de sebo (AN-455).....	37
g)	Simbolización de los remaches	37
h)	Designación para el tratamiento de los remaches	39
i)	Designación completa de aleación y temple.....	40
2.3.2	Tornillos	40
a)	Tornillos estructurales.....	41
b)	Tornillos de maquina.....	41
c)	Tornillo autorroscante	41
2.3.3	Pernos	42
a)	Identificación.....	42

b)	Pernos de tipo estándar AN	42
c)	Pernos de propósito general	43
2.4	Corrosión	43
2.4.1	Tipos de agentes corrosivos	43
a)	Ácidos	44
b)	Alcalinos	44
c)	Oxígeno y humedad	44
d)	Bacterias	45
e)	Hongos	45
2.4.2	Tipos de corrosión	45
a)	Corrosión por picadura	45
b)	Corrosión filiforme	46
c)	Corrosión intergranular	47
d)	Corrosión por exfoliación	47
e)	Corrosión galvanica	48
2.4.3	Medidas de protección contra la corrosión	48
2.4.4	Mantenimiento preventivo de corrosión	49
2.4.5	Proceso de remisión de corrosión	50
2.5	Herramientas para la reparación	50
2.5.1	Taladro neumático	50
2.5.2	Clecos sujetadores	51
2.5.3	Cortador de remaches	52

2.5.4	Barra de tronzado	53
2.5.5	Remachadora neumática.....	53
2.5.6	Avellanador.....	54
2.5.7	Buterolas.....	55
2.6	Tipos de mantenimiento.....	56
2.6.1	Mantenimiento preventivo.....	56
2.6.2	Mantenimiento correctivo.....	57
2.6.3	Mantenimiento restaurativo.....	58

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Introducción	59
3.2	Medidas de seguridad.....	59
3.2.1	Utilización del equipo de protección personal (EPP)	59
3.2.2	Herramientas para el trabajo de reparación.....	60
3.3	Planificación de tareas.....	61
3.3.1	Inspección inicial.....	62
3.3.2	Determinación de los daños permisibles	63
3.3.3	Designación de lugares en las que se realizará la reparación.....	65
3.3.4	Compra de los materiales para la tarea de reparación	66
3.3.5	Reparación de las cubiertas	66
a)	Determinación del método de reparación	67
b)	Decapado de las cubiertas	68

c)	Remoción de remaches	69
d)	Tipos de corrosión encontrados en las cubiertas.....	70
e)	Remoción de la corrosión	71
f)	Moldeo de las láminas que conforman la nueva piel	73
g)	Taladrado y preparación de los agujeros para el remachado	74
h)	Tratamiento térmico de aleación de aluminio 2024T3	76
i)	Aplicación de materiales anticorrosivos	77
j)	Proceso de remachado.....	78
3.3.6	Acabados.....	79
a)	Instalación de las cubiertas.....	80
3.3.7	Pruebas de aceptación de tareas	81
3.4	Símbolos de diagrama de flujo	81
3.4.1	Diagrama de flujo para el análisis del proyecto	82
3.5	Análisis económico	83
3.5.1	Costos primarios.....	84
3.5.2	Costos secundarios	84
3.5.3	Costos totales del proyecto de grado.....	85

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1	Conclusiones	86
4.2	Recomendaciones	87

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Propiedades de los materiales aleantes</i>	13
Tabla 2. <i>Especificaciones de estabilizador en aleaciones de titanio</i>	26
Tabla 3. <i>Grupos de aleaciones de titanio</i>	29
Tabla 4. <i>Especificaciones de las aleaciones del magnesio</i>	31
Tabla 5. <i>Tabla de aceptación de tareas</i>	81
Tabla 6. <i>Tabla de costos primarios</i>	84
Tabla 7. <i>Tabla de costos secundarios</i>	84
Tabla 8. <i>Costos totales</i>	85

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Aeronave Hawker Siddeley 125-400	7
Figura 2. Materiales aeronáuticos.....	10
Figura 3. Forma reticulada.....	12
Figura 4. Estructuras con acero al carbono.	14
Figura 5. Alabes forjados con níquel y titanio.	16
Figura 6. Aleaciones de aluminio.....	18
Figura 7. Lingotes de aluminio puro.....	19
Figura 8. Ensamblaje del fuselaje.....	20
Figura 9. Intercambiador de calor.	21
Figura 10. Vista interior de un pistón	21
Figura 11. Proceso de suelda.	22
Figura 12. Motor Lycoming.	23
Figura 13. Aleaciones de aluminio 7xxx.	24
Figura 14. Uso de titanio en motores.....	25
Figura 15. Temperatura-estabilizador.....	27
Figura 16. Alabes de un motor.....	28
Figura 17. Aleación de magnesio	30
Figura 18. Tipos de remaches en aviación.	32
Figura 19. Remache AN 470.	33
Figura 20. Remache AN 426.	34
Figura 21. Remache AN 430.	35

Figura 22. Remache AN 422.	36
Figura 23. Remache AN 455.	37
Figura 24. Identificación de remaches.	38
Figura 25. Corrosión por picadura.	46
Figura 26. Corrosión filiforme.....	47
Figura 27. Taladros neumáticos.	51
Figura 28. Clecos y porta clecos.....	52
Figura 29. Cortador de remaches.	52
Figura 30. Barra de tronzado.	53
Figura 31. Remachadora neumática.....	54
Figura 32. Tipos de avellanadores.....	55
Figura 33. Tipos de buterolas	56
Figura 34. Inspección a un motor turbina.....	57
Figura 35. Mantenimiento de motor.	57
Figura 36. Motor con hélice.	58
Figura 37. Flujograma de actividades.....	62
Figura 38. Cubiertas inferiores.....	63
Figura 39. Daño en la piel de las cubiertas.....	63
Figura 40. Presencia de corrosión	64
Figura 41. Vista exterior de las cubiertas.....	65
Figura 42. Vista interior de las cubiertas.....	65
Figura 43. Remoción de las cubiertas inferiores.....	66

Figura 44. Recubrimiento del área.....	67
Figura 45. Aplicación del removedor.	68
Figura 46. Eliminación de la pintura.....	69
Figura 47. Cubierta libre de pintura.	70
Figura 48. Remoción de remaches.....	70
Figura 49. Inspección entre láminas.	71
Figura 50. Remoción de la corrosión.	72
Figura 51. Lámina de aluminio para molde.....	73
Figura 52. Moldeo del punto de acceso.	74
Figura 53. Perforado de las láminas.	76
Figura 54. Horno para tratamiento térmico.	77
Figura 55. Aplicación de capa anticorrosiva.	77
Figura 56. Remachado de las láminas.	79
Figura 57. Pintado de las cubiertas.	80
Figura 58. Instalación de las cubiertas.	80

RESUMEN

La presente monografía detalla todos los procedimientos específicos para la remoción, reparación e instalación de las cubiertas inferiores del fuselaje central de la aeronave Hawker Siddeley 125-400. Debido a las condiciones que se encuentran los componentes a ser reparados, se utilizará la información técnica necesaria para el trabajo, tanto de los manuales como de la Circular de Asesoramiento (AC), cabe mencionar que el marco teórico también aporta suficiente información para la ejecución del proyecto. Con una inspección visual previa se pudo constatar que, al estar las cubiertas expuestas a la intemperie presentaban un excesivo deterioro en las láminas de aleación de aluminio y en los acabados. Con la ayuda de los manuales de mantenimiento de la aeronave y demás información técnica recopilada se realizará las tareas de mantenimiento y reparación de los componentes, y el cambio de varias piezas y materiales en caso de ser necesario, siendo estas igual o similares de acuerdo a la Circular de Asesoramiento. El propósito de este proyecto es conservar en buenas condiciones el avión escuela, para incentivar a las futuras generaciones de estudiantes a que interactúen con la aeronave sin el temor a equivocarse durante las prácticas académicas, siendo esta práctica la que le ayudará a ser mejor profesional.

PALABRAS CLAVE:

- **METALES**
- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - FUSELAJE CENTRAL**
- **AERONAVES - REPARACIONES**

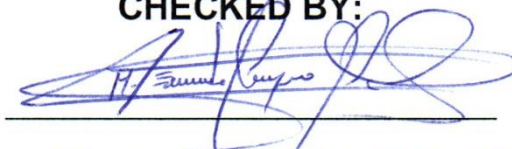
ABSTRACT

The present monograph details all the specific procedures, for the removal, repair and installation of the lower fairings of the central fuselage of the Hawker Siddeley 125-400 aircraft. Due to the conditions that were found the components to be repaired, the technical information necessary for the work will be used, both in the manuals and in the Advisory Circular (AC). With a previous visual inspection it was found that, since the components were exposed to the outdoor, these exhibited excessive deterioration in the aluminum alloy sheets and in the finishes. With the help of the maintenance manuals of the aircraft and other technical information collected, the tasks of maintenance and repair of the components will be carried out, and the change of several parts and materials if necessary, being the same or similar according to the Advisory Circular. The purpose of this project is to keep the school plane in good condition, to encourage future generations of students to interact with the aircraft without fear of making mistakes during academic practices, and this practice will help them be better professionals.

KEY WORDS:

- METALS
- HAWKER SIDDELEY 125-400
- AIRCRAFT - CENTRAL FUSELAGE
- AIRCRAFT - REPAIRS

CHECKED BY:



LCDA. MARIA ELISA COQUE

DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

“REPARACIÓN DE LA PIEL DEL CONJUNTO DE CUBIERTAS INFERIORES DEL FUSELAJE UBICADOS ENTRE LAS ESTACIONES 12 Y 16, DE ACUERDO A LOS PROCEDIMIENTOS APLICABLES A LAS TAREAS DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”

ASPECTOS GENERALES

1.1 Antecedentes

Volar, es una de las formas de demostrar la libertad en su máxima expresión a través del mundo, siendo las aves voladoras las más dichosas, que al extender sus alas y con un pequeño impulso manifiestan su libertad envidiable ante los ojos del hombre codicioso el cual, sintiéndose inconforme con el vasto mar y las grandes extensiones de tierra, se ha empeñado desde tiempos remotos conquistar el inmenso cielo azul experimentando y aventurándose a lo inciertamente posible.

La reparación de las aeronaves nace con la necesidad de preservar la integridad estructural de estas. Antes que empezara la primera guerra mundial, las primeras aeronaves se utilizaban para el aeromodelismo y estas requerían el mantenimiento y reparación principalmente en los motores con el fin de evitar una catástrofe durante sus vuelos. Con el inicio de la primera guerra mundial, los ingenieros y diseñadores se vieron forzados a construir aeronaves más veloces, resistentes y eficientes, logrando así, que

aeronaves de madera y metal, más pesados y motores con más potencia lograran elevarse hasta el cielo. El metal doblado y perforado por la incesante guerra obligó a los fabricantes a desarrollar manuales de mantenimiento, con el fin de que estas no fueran desechadas después de un par de vuelos.

A partir de entonces y por la previsión de futuros conflictos internacionales se desarrollaron aeronaves que sobrepasen las características que entorpecían a las primeras aeronaves de combate, precisando varios manuales de mantenimiento más detallados. Las reparaciones son evidentemente necesarias no solo para preservar el performance de la aeronave, sino también para garantizar la seguridad de los pasajeros y tripulación durante las operaciones de vuelo, para lo cual se ha desarrollado técnicas y equipos que se utilizan en reparaciones de aeronaves o componentes de las mismas.

La aeronave Hawker Siddeley alguna vez operó libremente por los cielos, y luego de un tiempo quedó inoperativa debido a que esta aeronave se utilizaba para realizar actos delictivos, posteriormente fue donado a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE como instrumento para el aprendizaje de sus estudiantes. La necesidad de mantener en óptimas condiciones el avión escuela Hawker Siddeley como un recurso fundamental para el aprendizaje ha llevado a la realización del presente trabajo, la reparación del conjunto de cubiertas inferior del fuselaje.

1.2 Planteamiento del problema

La carrera de Mecánica Aeronáutica cuenta con varios aviones escuela que son utilizados por los docentes para el aprendizaje de los alumnos y así mejorar su rendimiento académico. El avión escuela Hawker Siddley es una aeronave que aún se fabrica y es una de las más recientes que se ha donado a la Unidad de Gestión de Tecnologías–UGT, esta aeronave se ubica únicamente sobre una plataforma expuesta a los drásticos cambios climáticos.

Debido a que la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE no cuenta con hangares, la estructura que conforma la piel del avión escuela Hawker Siddley es la más afectada y se puede evidenciar con facilidad en el conjunto de cubiertas que se encuentra en la parte inferior del fuselaje.

De no darse una pronta solución, el deterioro por la presencia de corrosión y óxido continuará produciendo el desgaste de las láminas de aleación de aluminio que conforma el conjunto de cubiertas, reduciendo la fiabilidad del avión escuela para la instrucción, preparación y formación de futuros mecánicos aeronáuticos.

1.3 Justificación e Importancia

La Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con espacios amplios para la formación de profesionales como laboratorios y aulas, también ha sido equipada con aeronaves que, a pesar de que ya no están habilitadas para volar necesitan trabajos de mantenimiento, por esta razón la reparación de los componentes es necesaria para

preservar un recurso tan importante que beneficia principalmente a los estudiantes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica, los cuales desarrollarán un amplio conocimiento y habilidades que contribuirá en el aprendizaje y formación de excelentes profesionales.

Con esta reparación se procura que los docentes y estudiantes tengan los recursos necesarios para mejorar académicamente, empapándose de todo el conocimiento necesario y sean capaces de desenvolverse con toda seguridad y confianza al momento de poner en práctica sus habilidades en el ámbito laboral.

La realización de la reparación del conjunto de cubiertas inferiores del fuselaje del avión escuela Hawker Siddley es factible, ya que se dispone de información técnica, herramientas y equipos para proceder con el trabajo de mantenimiento, y además la Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con las instalaciones adecuadas para la realización del trabajo.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Reparar la piel del conjunto de cubiertas inferiores del fuselaje ubicado entre las estaciones 12 y 16, de acuerdo a los procedimientos aplicables a las tareas de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddley HS 125-400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar información técnica necesaria, para la realización de la reparación del área afectada en la piel del conjunto de cubiertas de la aeronave.
- Implementar un horno industrial para realizar tratamiento térmico a las láminas de aluminio que se utilizarán en la reparación de la piel del conjunto de cubiertas del fuselaje de la aeronave.
- Realizar la tarea de mantenimiento 51-50-11, para la reparación del conjunto de cubiertas inferiores del fuselaje, en base al manual de reparación estructural de la aeronave.

1.5 Alcance

La finalidad de esta reparación es mantener en óptimas condiciones el avión escuela Hawker Siddeley, logrando que el tiempo de vida útil de esta estructura se prolongue, así los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica puedan realizar estos tipos de trabajos, y de esta manera se conserven estos recursos de aprendizaje; los mismos que contribuyen para mejorar su rendimiento académico y servirán para la instrucción de las próximas generaciones de estudiantes de la carrera, formando profesionales de calidad en el ámbito aeronáutico.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Aeronave hawker siddeley 125-400

2.1.1 Descripción

De acuerdo con al contenido que se aprecia en AirplaneMart.com menciona que “De Havilland comenzó en 1961 a trabajar en un revolucionario jet para pequeñas empresas, el DH.125 Jet Dragon, el cual reemplazaría al avión de negocios De Havilland Dove y el transporte ligero. Se diseñó para una aeronave de ala baja con fuselaje presurizado para dos tripulantes y seis pasajeros. Estos dos turbojet Bristol Siddeley Viper fueron montados en el fuselaje posterior, también diseño alas con frenos aerodinámicos que permitieran operar en pequeños aerodromos. La primera aeronave comprado por un cliente, más largo y con una envergadura mayor voló el 12 de febrero de 1963”. (AirplaneMart, 2011)

La aeronave pasó por muchos cambios de designación durante su vida útil. Hawker Siddeley había comprado a Havilland el año anterior al inicio del proyecto, pero la antigua marca heredada y la designación "DH" se utilizaron en todo el desarrollo. Después de que el avión alcanzó la producción completa, el nombre finalmente se cambió a "HS.125".



Figura 1. Aeronave Hawker Siddeley 125-400

Fuente: (AviationSafetyNetwork, 2013)

Cuando British Aerospace vendió su división Business Jets a Raytheon (Raytheon Aircraft Company) en 1993, el avión adquirió el nombre de Raytheon Hawker. El fuselaje, las alas y el alerón están hasta el día de hoy completamente ensamblado y parcialmente equipado (controles de vuelo primarios y secundarios) en la planta de Airbus UK Broughton, en las afueras de Chester, los subconjuntos se producen en Buckley (Bwcle en galés) de Airbus UK sitio. Todos estos componentes ensamblados se envían luego a Wichita, Kansas en los Estados Unidos, a donde se transfirió el ensamblaje final en 1996. Este tipo de aeronave en la serie 400 cuenta con dos motores turbojets RollsRoyce. (AirplaneMart, 2011)

2.1.2 Características

La aeronave Hawker Siddeley 125-400 tiene varias características que se debe conocer con el fin de familiarizarse con esta aeronave, a continuación se presentan las características más principales:

- **País** Reino Unido
- **Tipo** Jet corporativo de tamaño medio
- **Powerplants 400** Dos turbojets RollsRoyce Viper 522 de 14.9kN (3360 lb). 600
Dos turbojets RollsRoyce Viper 601 de 16.7kN (3750 lb).
- **Rendimiento 400** Velocidad de crucero de largo alcance 724km/h (390kt).
Velocidad de ascenso inicial 4800ft/min. Alcance con una carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas de 2835 km (990 nm).
- **Pesos 400:** funcionamiento típico vacío 5557 kg (12.260 lb), máximo despegue 10.569 kg (23.300 lb).
- **Dimensiones 400** - Ala de 14.32m (47 pies 0in.), longitud 14.42m (47 pies 5in.),
Altura 5.26m (17 pies 3in.), área de ala 32.8 metros cuadrados (353 pies cuadrados).
- **Fabricante:** Hubieron varios fabricantes según hayan vendido sus derechos, desde Hawker Siddeley, British Aerospace, Raytheon hasta Hawker Beechcraft.

2.2 Materiales aeronáuticos

Los materiales aeronáuticos hacen referencia a todos los productos clase 3 incluyendo los tipos de aleaciones ferrosas y no ferrosas que se utilizan en la construcción de aeronaves. Estas aleaciones se utilizan generalmente para la reparación de la estructura de la piel, con el motivo de que tenga un contorno aerodinámico y aeronavegable.

Las aleaciones de aluminio se utiliza debido a su baja densidad (2.7 g/cm³), a sus propiedades de alta resistencia, a que posee una buena conductividad térmica y eléctrica, eficacia tecnológica y alta resistencia a la corrosión. Pero debido a que puede disminuir su resistencia a altas temperaturas, no se emplea en la superficie externa de un avión.

El acero es una aleación de hierro y carbono y puede ser tres veces más fuerte, pero más pesado, que el aluminio. Por lo general se emplea en la construcción de los trenes de aterrizaje debido a su resistencia y dureza y en la capa más externa de las aeronaves por su alta resistencia al calor.

El titanio y sus aleaciones se utilizan comúnmente en las aeronaves debido a que sus propiedades de resistencia a la deformación, a las temperaturas y a la corrosión son superiores a las de al acero y el aluminio, a pesar de ser más caro y se emplea en conjuntos de paneles, turbinas, alas giratorias, en los sistemas hidráulicos, etc.

Otro tipo de materiales que también se eligen son los llamados “compuestos” (con base de diferentes tipos de resinas) gracias a su alta resistencia a la tracción y a la compresión, su bajo peso y su calidad de no corrosivos. Estos mejoran la eficiencia del combustible y el rendimiento de la aeronave y disminuyen los costos directos, tanto en la construcción como en el mantenimiento. El más común es la fibra de vidrio sobre una matriz de resina. (ecoticias.com, 2016)

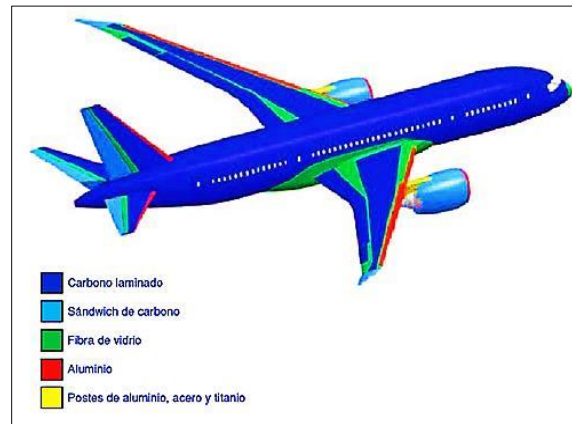


Figura 2. Materiales aeronáuticos

Fuente: (BOEING, 2012)

2.2.1 Propiedades de los metales

Los metales en general presentan las mismas características pero difieren en porcentajes y a los tipos de aleaciones que se puedan realizar, a continuación se presenta las características generales de los metales:

- Resistencia

Es la capacidad que tiene un metal para resistir el estrés estructural sin fallar. Para la mayoría de los metales, la fuerza se expresa en términos de resistencia a la tracción y se expresa en Kpsi. (Technalloy, 2015)

- Dureza

Es otra capacidad que tiene el metal para resistir el corte, penetración o abrasión. Un metal puede ser ablandado por recocido y endurecido por temple y tratamientos térmicos o trabajado (conformado por golpes o flexión). (Technalloy, 2015)

- Maleabilidad

Esta propiedad permite al metal a ser doblado, moldeado o golpeado sin agrietarse o romperse. Normalmente, el más duro es el metal menos maleable. (Technalloy, 2015)

- Ductilidad

Similar a la maleabilidad, excepto que se refiere principalmente a la capacidad de un metal para ser deformado permanentemente o por estirar y presionar sobre el mismo. (Technalloy, 2015)

- Fragilidad

Es la característica que hace que el metal se rompa cuando es doblado o deformado. (Technalloy, 2015)

- Expansión termal

El cambio en el tamaño sí es este expuesto a un cambio en la temperatura, normalmente a temperaturas altas. (Technalloy, 2015)

2.2.2 Aleaciones ferrosas

Un material es ferroso o férrico cuando su componente principal es el hierro. Normalmente posee pequeñas cantidades de C que se han incorporado en el proceso de obtención y otros metales incorporados, para que la aleación resultante adquiera propiedades especiales. El hierro (Fe) puro no presenta buenas propiedades mecánicas, por lo que tiene muy pocas aplicaciones técnicas. (Hervás, 2015)

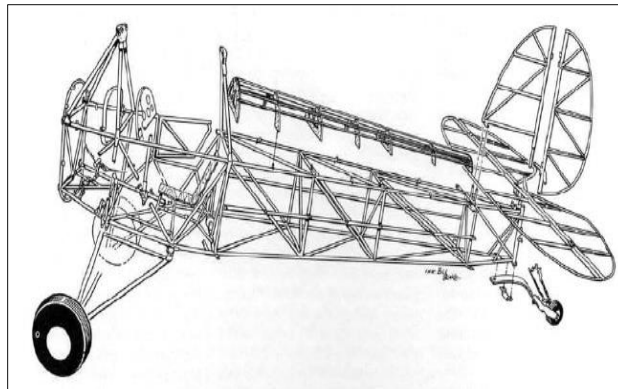


Figura 3. Forma reticulada

Fuente: (kadamaan, 2014)

- Hierro $C < 0.1\%$
- Aceros $0.1\% < C < 2\%$
- Fundiciones $2\% < C < 7\%$

a) Características del hierro puro

Es un material magnético (ferromagnético) que principalmente su aleación es el carbono para formar el acero, mientras que otros metales aleantes le dan más propiedades al acero tales como silicio, manganeso, cromo, níquel, molibdeno, vanadio,

etc. A continuación se presenta las propiedades más específicas del hierro para la familiarización con este tipo de material.

- Color blanco azulado. - Muy dúctil y maleable.
- Punto de fusión: aproximadamente 1500 °C
- Densidad alta (7.87 g/cm³) - Buen conductor del calor y la electricidad.
- Se corroe y oxida con mucha facilidad.
- Bajas propiedades mecánicas (al corte, limado, conformado, etc). Es un metal más bien blando.

Como hemos visto, el acero se alea con otros materiales para mejorar sus propiedades, haciendo que se pueda ocupar en diferentes ambientes de construcción o elaboración de productos. También depende del porcentaje de aleación que se proporcione al metal base. La tabla siguiente muestra las propiedades que adquieren los aceros según el material aleante: (Hervás, 2015)

Tabla 1

Propiedades de los materiales aleantes

Materiales aleantes	Propiedades
Carbono	Dureza Resistencia
Silicio	Elasticidad Aumenta la conductividad magnética
Manganeso	Dureza Resistencia al desgaste
Cromo	Dureza Resistencia al calor y al rozamiento. Imprescindible para hacerlo inoxidable.

CONTINÚA 

Níquel	Aumenta la tenacidad Resistencia a la tracción y la corrosión
molibdeno	Dureza Resistencia al desgaste mecánico en caliente
Vanadio	Dureza Resistencia al desgaste mecánico en caliente
Wolframio	Tenacidad Resistencia al calor y a la corrosión

Fuente: (Hervás, 2015)

b) Aceros al carbono

Más del 90% de todos los aceros son aceros al carbono. Estos aceros contienen diversas cantidades de carbono y menos del 1.65% de manganeso, el 0.60% de silicio y el 0.60% de cobre. Entre los productos fabricados con aceros al carbono figuran máquinas, carrocerías de automóvil, cascos de buques, somieres y horquillas. Dentro de la aviación se utiliza porque brindan seguridad, resistencia y peso adecuado. Algunas de las partes más importantes, tales como sistemas hidráulicos, almacenamiento de combustible, tubos de transmisión, entre otras.



Figura 4. Estructuras con acero al carbono.

Fuente: (Aceros, 2015)

c) Aceros aleados

Estos aceros contienen una proporción determinada de vanadio, molibdeno y otros elementos, además de cantidades mayores de manganeso, silicio y cobre que los aceros al carbono normales. Estos aceros de aleación se pueden clasificar a su vez en:

- **Estructurales.** Son aquellos aceros que se emplean para diversas partes de máquinas, tales como engranajes, ejes y palancas. También se utilizan en las estructuras de edificios, construcción de chasis de automóviles, puentes y barcos. El contenido de la aleación varía desde 0.25% a un 6%.
- **Para herramientas.** Aceros de alta calidad que se emplean en herramientas para cortar y modelar metales y no-metales; taladros, escariadores, fresas, terrajas y machos de roscar, estas herramientas son de uso cotidiano en las tareas de mantenimiento de las aeronaves.
- **Especiales.** Son los aceros inoxidables y aquellos con un contenido de cromo generalmente superior al 12%. Estos aceros de gran dureza y alta resistencia a las altas temperaturas y a la corrosión, se emplean en turbinas de vapor, engranajes, ejes y rodamientos. (InfoAcero, 2000)

d) Aceros inoxidables

Los aceros inoxidables contienen cromo, níquel y otros elementos de aleación, que los mantienen brillantes y resistentes a la herrumbre y oxidación a pesar de la acción de la humedad o de ácidos y gases corrosivos. Algunos aceros inoxidables son muy duros;

otros son muy resistentes y mantienen esa resistencia durante largos periodos a temperaturas extremas. El acero inoxidable se utiliza para las tuberías y tanques de refinерías de petróleo o plantas químicas, para los fuselajes de los aviones o para cápsulas espaciales. (FERROMATERIALES, 2018)



Figura 5. Alabes forjados con níquel y titanio.

Fuente: (Interempresas.net, 2016)

2.2.3 Aleaciones no ferrosas

Los metales y las aleaciones no ferrosas, es decir, aleaciones de elementos que no sean de hierro, cubren una amplia gama, desde los metales más comunes como el aluminio, cobre y magnesio, hasta aleaciones de alta temperatura y alta resistencia como titanio, vanadio y molibdeno. Aunque por lo general cuestan más que los metales ferrosos. Estos tipos de aleaciones son utilizadas frecuentemente en aviación debido a sus beneficios en resistencia y poco peso que presentan, y es precisamente para aligerar el peso total de cualquier aeronave en cuanto se refiere a estructura interna y externa. (RAMIREZ, 2007)

a) Aleaciones ligeras o aleaciones de aluminio

Se denomina aleaciones ligeras a aquellas aleaciones que tiene como elemento base o principal el aluminio. Tienen una densidad comprendida entre 2 y 5 gr/cm³. La característica principal de las aleaciones ligeras, es su bajo peso específico, que en algunas de ellas llega a ser hasta de 1/3 del peso específico del acero. Esto las hace indispensables para determinadas aplicaciones en la construcción de aeronaves, en las que interesan materiales muy ligeros con una resistencia mecánica mínima. (Salazar, 2018)

Por ejemplo las aleaciones 2024 son las aleaciones que más se ocupan en revestimiento y componentes estructurales de la aeronave, las aleaciones 2025 se utilizan en la fabricación de hélices y las aleaciones 7075 son las que tienen mayor resistencia mecánica en todas las series de aleación de aluminio, se utilizan en componentes estructurales del fuselaje.

El aluminio es el tercer elemento más abundante en la corteza terrestre después de oxígeno y silicio. Aparece como un metal blanco plateado que tiene una fuerte resistencia a la corrosión y también es bastante maleable. Perfecto para nuestras aplicaciones en la aviación. Un metal relativamente ligero en comparación con el acero, níquel, latón y cobre, con un peso específico de 2.7. El aluminio es fácilmente mecanizable y puede tener una amplia variedad de acabados superficiales. (Technalloy, 2015)

b) Características

A temperaturas altas (200-250 °C), las aleaciones de aluminio tienden a perder parte de su resistencia. Sin embargo, a bajo cero aumenta conservando su ductilidad, lo que hace del aluminio de una aleación de baja temperatura extremadamente útil, en aviones de altos vuelos es común volar a -50 °C por lo que se benefician de esta propiedad. (Technalloy, 2015)

c) Resistencia a la corrosión



Figura 6. Aleaciones de aluminio.

Fuente: (alsimet, 2017)

Las aleaciones de aluminio también tienen una fuerte resistencia a la corrosión que es el resultado de una capa de óxido que se forma como resultado de reacciones con la atmósfera. Estas reacciones se producen muy rápidamente, por lo general en cuestión de minutos. Esta capa de corrosión protege el aluminio de la productos químicos, las condiciones de la intemperie, incluso de ácidos, sin embargo, sustancias alcalinas se sabe son capaces para penetrar la capa protectora y corroer el metal. (Maffia, 2013)

d) Aleaciones de aluminio en la industria aeroespacial

A pesar de que el aluminio puro es un material poco usado se da la paradoja de que las aleaciones de este material son ampliamente usadas en una gran variedad de aplicaciones tanto a nivel industrial como a otros niveles. Las aleaciones de aluminio son muy utilizadas en la industria aeronáutica debido a que no son muy pesados, y gracias a sus metales aleantes se obtiene las propiedades que se requieren para las estructuras de baja o alta carga o desgaste que pueda producir en operaciones de vuelo. Por ello pasamos a ver su clasificación, estados y designaciones más comunes: aluminios forjados y aluminios fundidos. (Ortolá, 2012)

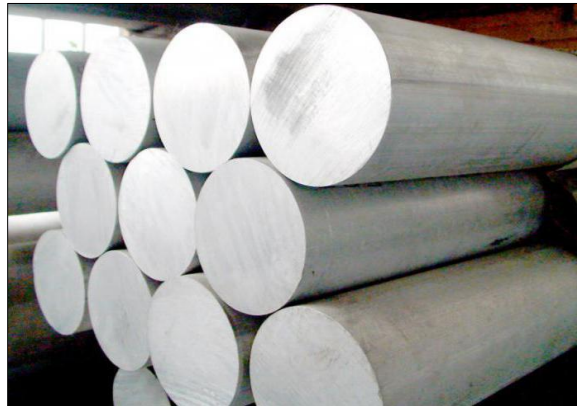


Figura 7. Lingotes de aluminio puro.

Fuente: (Caronlchanning, 2018)

Serie 2xxx. El cobre es el principal elemento presente en este tipo de aleación (Al-Cu), el cual generalmente se mezcla con magnesio, pero como una adición secundaria. Requiere de un tratamiento térmico, este tipo de aleaciones muestran propiedades mecánicas similares y, en algunos casos, superiores a las del acero al carbono.

Aluminio aleado en forma de chapa y bobina, utilizados ampliamente para el diseño de aeronaves. No alcanza tan buena resistencia a la corrosión como en otros casos. Por tal razón, en forma de hojas, el material está revestido con aluminio de alta pureza, aleación de magnesio-silicio de la serie 6xxx o una aleación que contenga el 1% de zinc. (Maffia, 2013)



Figura 8. Ensamblaje del fuselaje.

Fuente: (AVIONREVUE, 2018)

Serie 3xxx. El manganeso es el principal elemento de aleación de la serie 3xxx. Estas aleaciones son generalmente no tratables térmicamente, pero tienen un 20% más de resistencia que las aleaciones de la serie 1xxx. Debido a que sólo un porcentaje limitado del manganeso (hasta aproximadamente el 1,5%) se puede añadir eficazmente al aluminio, este es un elemento importante en algunas pocas aleaciones. (Maffia, 2013)

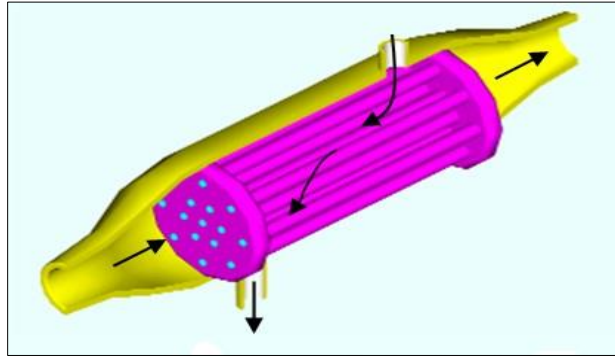


Figura 9. Intercambiador de calor.

Fuente: (Vidal, 2016)

Serie 4xxx. El principal elemento de aleación en esta serie es el silicio, y se añade hasta un 12% a causa de una reducción en el rango de fusión sin producir fragilidad. Por esta razón, las aleaciones de aluminio-silicio se utilizan en alambres de soldadura. La aleación 4032 tiene un bajo coeficiente de expansión térmica y alta resistencia al desgaste, por lo que es así apta para la producción de pistones de motores fabricados por forja. (Maffia, 2013)



Figura 10. Vista interior de un pistón

Fuente: (Ccoyure, 2017)

Serie 5xxx. El principal elemento de aleación en aleaciones de la serie es el magnesio. Cuando se utiliza como un elemento de aleación o con manganeso, el resultado es una aleación endurecible por acritud de moderada a alta resistencia. El magnesio es considerablemente más eficaz que el manganeso como endurecedor, aproximadamente 0,8% de Mg que es igual a 1,25% de Mn, y puede ser añadido en cantidades mayores. Las aleaciones de esta serie poseen buenas características de soldadura y buena resistencia a la corrosión en ambientes marinos. (Maffia, 2013)



Figura 11. Proceso de suelda.

Fuente: (AerosmithWelding, 2010)

Serie 6xxx. Las aleaciones de la serie 6xxx contienen silicio y magnesio en las proporciones requeridas para la formación de siliciuro de magnesio (Mg_2Si). Este compuesto las hace tratables térmicamente. Aunque no tan resistentes como la mayoría de las aleaciones de las series 2xxx y 7xxx, las aleaciones de la serie 6xxx tienen buena formabilidad, soldabilidad, maquinabilidad y resistencia a la corrosión. Las aleaciones de este grupo pueden ser conformadas en el temper T4 (tratamiento térmico

de solución, pero no de precipitación) y fortalecidas después mediante tratamiento térmico de precipitación completo (T6). Dentro de esta serie no es susceptible a la corrosión como el aluminio en estado puro, pero esta aleación tiene más resistencia a la corrosión que las demás series de aleaciones. (Maffia, 2013)



Figura 12. Motor Lycoming.

Fuente: (Lycoming, 2018)

Serie 7xxx. Zinc, en cantidades de 1 a 8%, es el principal elemento de aleación en aleaciones de la serie 7xxx, y cuando se combina con un porcentaje menor de magnesio, resulta en las aleaciones tratables térmicamente de moderada a muy alta resistencia. Por lo general, otros elementos, como el cobre y el cromo, se añaden en pequeñas cantidades. Pequeñas adiciones de escandio (Sc) también mejoran las propiedades. Las aleaciones de la serie 7xxx se utilizan en estructuras de fuselajes, equipos móviles, y piezas sujetas a altas tensiones de trabajo. (Maffia, 2013)

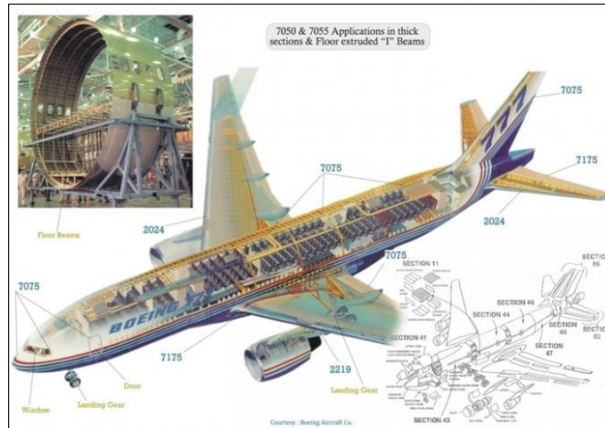


Figura 13. Aleaciones de aluminio 7xxx.

Fuente: (m.spanish, 2018)

e) Tratamiento térmico de las aleaciones de aluminio

Los tratamientos térmicos en las aleaciones de aluminio incluyen procesos de deformación, recocido, disolución, temple y envejecimiento. Pero no todos estos procesos pueden ser utilizados en todas las aleaciones de aluminio, debido a que no responden a los tratamientos térmicos para el endurecimiento. Es importante conocer que las aleaciones de aluminio para forja están las aleaciones sin tratamiento térmico siendo las series 3xxx, 4xxx y 5xxx; mientras que las aleaciones con tratamiento térmico son de la serie 2xxx, 6xxx y 7xxx. Para conocer los diferentes tipos de tratamiento térmico hay que revisar la tabla. **(Ver ANEXO G)**.

f) Titanio y sus aleaciones

Es el cuarto elemento más abundante en la corteza terrestre, nunca se presenta en estado elemental en la naturaleza debido a su alta reactividad, se encuentra en forma

de óxidos como: Rutilio (TiO_2 óxido de titanio) e ilmenita (FeTiO_3). La densidad es de aproximadamente 4.4 g/cc, el valor de la densidad del titanio aleado no varía significativamente respecto al puro. Es un material paramagnético como el aluminio. Estructura cristalina hexagonal compacta a temperatura ambiente, llamada alfa. Esta se transforma a beta, cubica centrada en el cuerpo, al someterlo a 882 °C. (VINE, 2015)



Figura 14. Uso de titanio en motores.

Fuente: (UPV/EHU, 2018)

g) Tipos de estabilizadores

Agregar aleantes al titanio cambia la temperatura de transformación de alfa a beta. Estos estabilizadores se los denomina estabilizadores alfa o beta. Un estabilizador alfa hace que la temperatura de transformación alfa a beta sea elevada; de igual forma, un estabilizador beta disminuye la temperatura de transformación. (VINE, 2015)

Tabla 2*Especificaciones de estabilizador en aleaciones de titanio*

Elementos de aleación	% en peso (aproximada)	Efecto
Aluminio	2-7	α -estabilizador
Estaño	2-6	α -estabilizador
Vanadio	2-20	β -estabilizador
Molibdeno	2-20	β -estabilizador
Cromo	2-12	β -estabilizador
Cobre	2-6	β -estabilizador
Circonio	2-8	Fortalece α y β
Silicio	0.05-1	Mejora resistencia a fluencia

Fuente: (Ortolá, 2012)

El aluminio, oxígeno, nitrógeno, carbono son estabilizadores alfa. El cromo, molibdeno, vanadio, magnesio, hierro y otros metales son importantes estabilizadores beta. Las aleaciones Ti-Mo y Ti-V muestran completa solubilidad sólida, formando la solución beta sobre todo el intervalo. El campo de fase alfa es severamente restringido, con su máxima extensión de 1.8% de Mo y 3.5% de V. (VINE, 2015)

h) Aleaciones alfa (α)

Contienen normalmente un 5% de aluminio y 2.5% de estaño, ambos estabilizadores de fase alfa (α) y endurecedores por solución sólida. Son tratables térmicamente mediante recocido a elevadas temperaturas en la zona beta (β), enfriándose posteriormente (lenta o rápidamente) dependiendo el tipo de grano que se

quiera obtener. Este tipo de aleaciones no se utiliza en la fabricación de piezas estructurales de aeronaves, pero tienen propiedades de soldabilidad perfectas. (TORRES, 2014)

i) Aleaciones beta (β)

Estabilizadores, molibdeno o vanadio. Se produce una estructura enteramente beta a temperatura ambiente. Ninguna aleación beta está aleada hasta los extremos 1.8% Mo y 3.5% V, en su lugar se combinan estos estabilizadores de modo que ante el enfriamiento rápido se produce una estructura β metaestable. Estas aleaciones, por lo tanto, pueden ser tratadas térmicamente (endurecimiento por precipitación) con los que se consigue aumentar su resistencia.

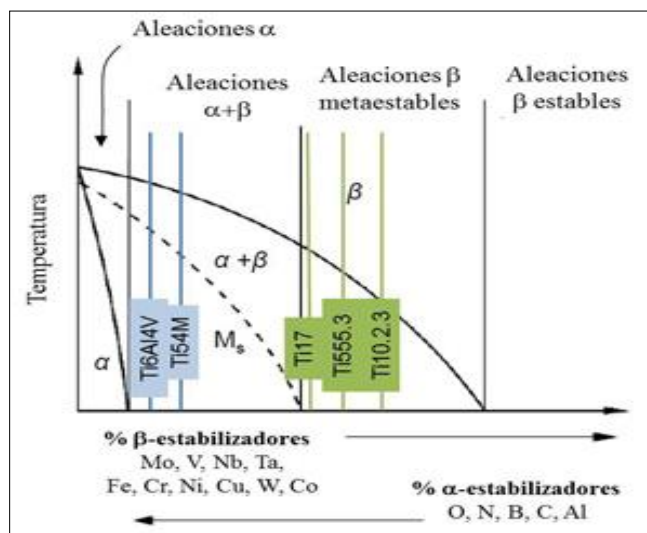


Figura 15. Temperatura-estabilizador.

Fuente: (Arrazola, 2013)

Aplicaciones: remaches de alta resistencia para lugares donde la aeronave sufra altos niveles de fatiga específicamente en el fuselaje, pieles solapadas donde se produzca cizallamiento y en otros miembros externos de la aeronave, largueros, recubrimientos y entre otros.

j) Aleaciones $\alpha + \beta$

La aleación típica de uso aeronáutico es una aleación $\alpha + \beta$ (6% aluminio, 4% vanadio), denominado Ti6Al4V (grado 5) la cual se utiliza para fabricar discos de compresores de turbina, materiales forjados para estructuras de avión, trenes de aterrizaje, ejes, etc. Otra aleación de titanio pero de fase β (Ti13V11Cr3Mo) es la que se utilizó para fabricar el 85% del avión de reconocimiento estratégico SR 71 Blackbird el cual entro en servicio en 1966 hasta 1991. Esta aleación tardó en ser introducida en algunas aeronaves comerciales como el Boeing 757 debido a su alto costo. (VINE, 2015)



Figura 16. Alabes de un motor.

Fuente: (Calvo, 2015)

k) Grupo de aleaciones de titanio

Norma UNE 38-700-81: Titanio y aleaciones de titanio para forja. Esta norma tiene por objeto establecer los criterios generales que afectan al titanio y sus aleaciones para forja, así como las formas que se ocupan de los mismos. De acuerdo con la norma más general UNE 38-001, dichas aleaciones constituyen la Serie L-7XXX, que se clasifica en grupos atendiendo al tipo de estructura de las aleaciones. De esta forma se tienen 5 grupos a continuación se presenta una tabla con los metales aleantes y grupos: (Ortolá, 2012)

Tabla 3

Grupos de aleaciones de titanio

GRUPOS	METAL ALEANTE
Grupo L-70xx	Titanio
Grupo L-71xx	Aleaciones de titanio tipo α y súper α
Grupo L-73xx	Aleaciones de titanio tipo $\alpha + \beta$
Grupo L-75xx	Aleaciones de titanio tipo $\alpha +$ compuesto
Grupo L-77xx	Aleaciones de titanio tipo β

Fuente: (Ortolá, 2012)

l) Magnesio y sus aleaciones

La característica más relevante es su densidad de 1.74 Kg/dm³, por tanto se utiliza por su bajo peso. El magnesio tiene una estructura cristalina HC, relativamente blanda. A temperatura ambiente el magnesio y sus aleaciones se deforman con dificultad

debido a la estructura cristalina. Químicamente, las aleaciones de magnesio son inestables y susceptibles a la corrosión marina, pero son relativamente resistentes a la corrosión atmosférica. El magnesio en estado líquido presenta el inconveniente de arder en contacto con el aire. Debido a la baja resistencia a la corrosión las aleaciones de magnesio son utilizados en equipos de caga, mobiliario de cabina y armarios metálicos con el fin de no exponer la seguridad e integridad de los componentes aeronáuticos, ya sean estos componentes estructurales o de navegación. (Melchangel, 2010)



Figura 17. Aleación de magnesio

Fuente: (Melchangel, 2010)

m) Aleaciones de magnesio

El magnesio aleado con aluminio o zinc mejora sus propiedades mecánicas, de impacto y a la fatiga, logrando una buena relación resistencia/peso. El manganeso mejora su resistencia a la corrosión y el berilio reduce su inflamabilidad. Se puede fundir, inyectar, mecanizar y forjar en caliente. Se puede soldar el magnesio por puntos

o por arco, pero las zonas de unión tienden a sufrir problemas de corrosión, pero se puede solucionar dando un tratamiento térmico de recocido (de 200°C a 350°C) con enfriamiento al aire. (ikastaroak.ulhi, 2018)

Tabla 4

Especificaciones de las aleaciones del magnesio

GRUPO	TRATAMIENTO	APLICACIONES TÍPICAS
L-13XX		
ALEACIONES PARA FUNDICIÓN		
L-5XXX	Moldeo metálico	Fundiciones en arena que requieren buena resistencia a temperatura ambiente.
	Tratamiento T6	
	Tratamiento T5	Fundiciones en molde metálico utilizados a 150-160°C
ALEACIONES PARA FORJA		
L-6XXX	Recocido trab. Frío (H24)	Equipos de cargas en aviones, estantes y armarios metálicos.
	Tratamiento T8	Láminas y chapas de misiles, hasta 425°C
	Tratamiento T5	Usos espaciales en situaciones de elevadas deformaciones; extrusiones, piezas forjadas.

Fuente: (Melchangel, 2010)

También se puede remachar, atornillar y pegar mientras las tensiones sean reducidas. Du buena colabilidad permite moldear piezas complicadas y evitar elementos de unión. (ikastaroak.ulhi, 2018)

2.3 Uniones estructurales

Se hace referencia a todos los productos de clase 3 que se utilizan en la construcción de aeronaves entendiéndose estos como ferretería en general; por ejemplo remaches, pernos, tuerca, arandelas, pines, etc. Los remaches se emplean principalmente para el ensamblaje y unión permanente de varios componentes como

los largueros, cuadernas, mamparos y revestimiento los cuales dan forma al fuselaje o para que puedan ser removidos fácilmente las cubiertas en los puntos de inspección se utilizan pernos. También se utilizan para la fijación de componentes y evitar que estos se desplacen de su lugar por el movimiento de la aeronave; tales como los instrumentos de vuelo o de comunicación, entre otros.

2.3.1 Remaches

Un remache es una punta o varilla de metal con una espiga cilíndrica y una cabeza, utilizada para mantener unidas dos o más piezas de metal. Las piezas a unir tienen taladros de diámetro adecuado en los que se introduce la espiga del remache. Un extremo del remache tiene la cabeza formada previamente por el fabricante, cuyo tamaño proporcionado a las necesidades de su aplicación. Son piezas de ferretería más utilizadas en aviación debido a sus diversos tipos, formas y tamaños representables. Los remaches más comunes utilizados en aviación se los reconoce por el tipo de cabeza, y estos a su vez serán utilizados en la aeronave según la necesidad y el aérea donde se requieran. (Ordoñez, www.scribd.com, 2015)

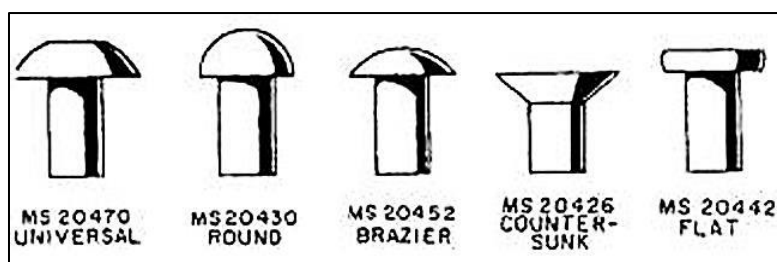


Figura 18. Tipos de remaches en aviación.

Fuente: (ActualidadTMA, 2017)

a) Tipos de remaches

En el pasado hubo muchos tipos diferentes de remaches empleados en la construcción de aviones, pero a consecuencia de la normalización en la industria quedaron reducidas a dos, que son: el de cabeza universal (AN 470) y el de cabeza embutida o perdida (AN 426). Otros tipos en uso son descritos brevemente, además de estos tipos de remaches existen del tipo especiales, empleados en aquellos puntos donde no pueden adaptarse los normalizados por causa de su diseño porque deben poseer características especiales de resistencia. (Ordoñez, 2015)

b) Remache de cabeza universal (AN 470)

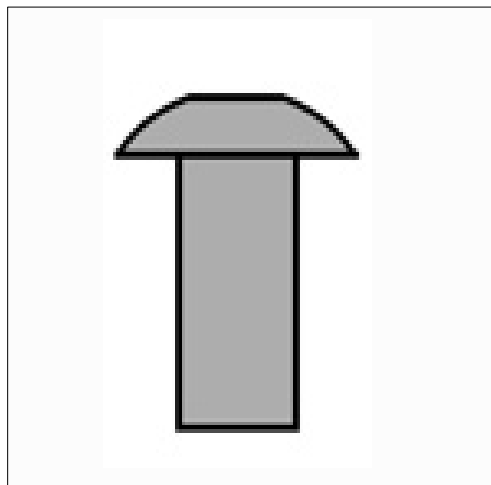


Figura 19. Remache AN 470.

Fuente: (Rivet, 2015)

El remache de cabeza universal (AN 470) se emplea en el interior de las estructuras de aviones donde no es necesario utilizar remaches especiales y en superficies

exteriores en las que no es crítica la fricción superficial. La cabeza de este tipo de remaches está concebida para cambiar las cualidades de resistencia de los antiguos remaches de cabeza de gota de sebo, redonda y plana; tiene aproximadamente doble diámetro que la espiga y está ligeramente aplanada en su parte superior. (Ordoñez, 2015)

c) Remache de cabeza embutida (AN 426)

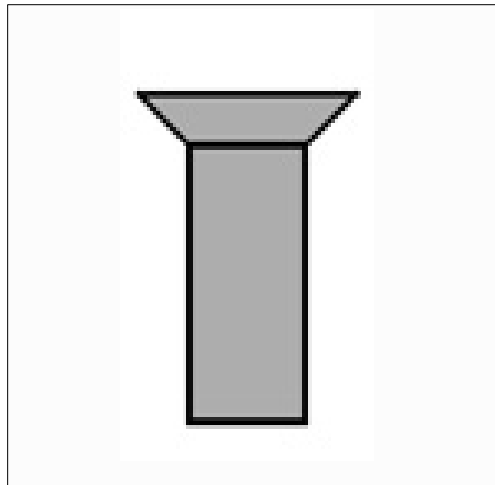


Figura 20. Remache AN 426.

Fuente: (Rivet, 2015)

Remache de cabeza embutida (AN-426) es el que tiene la cabeza plana y achaflanada hacia la espiga, de modo que puede montarse en un taladro embutido o avellanado. Cuando está colocado, la parte plana de su cabeza enraza con la superficie exterior. El chaflán o bisel, de la parte inferior de la cabeza, forma un ángulo de 78° ó 100° ; este último es el más utilizado en la fabricación de aeronaves. Los remaches de cabeza perdida son empleados siempre que es necesario presentar una superficie lisa,

bien porque es preciso instalar otro material encima de sus cabezas, o bien porque es recubrimiento exterior del avión debe presentar una resistencia al avance lo más reducida posible.

d) Remache de cabeza redonda (AN 430)

Remache de cabeza redonda (AN-430) tiene una cabeza que comprende aproximadamente 144° de una esfera. Se utiliza interiormente y algunas veces en el exterior de la aeronave, cuando se desea que el remache absorba algún esfuerzo de tracción. Este tipo de remaches tiene una superficie superior profunda y redondeada, lo suficientemente grande para fortalecer la lámina alrededor del orificio, y al mismo tiempo ofrece resistencia a la tensión.

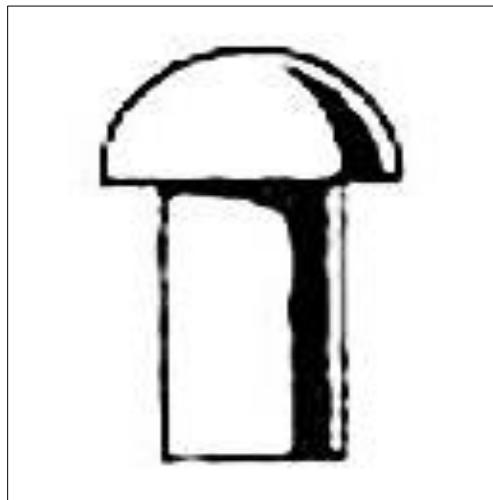


Figura 21. Remache AN 430.

Fuente: (ActualidadTMA, 2017)

e) Remache de cabeza plana (AN-422)

Tiene la cabeza plana por arriba y por debajo. Se emplea normalmente para estructuras internas, en los puntos en los cuales no puede afectar a la resistencia al avance del avión. Este tipo de remaches ofrece una ligera resistencia al flujo del aire, debido a este factor se usa con frecuencia para remachar la piel en las superficies exteriores, especialmente en las secciones de popa del fuselaje y el empenaje.



Figura 22. Remache AN 422.

Fuente: (ActualidadTMA, 2017)

Se utiliza para remachar láminas delgadas expuestas a la corriente deslizando. También se utilizan remaches de cabeza plana con un diámetro menor, mientras que los remaches de cabezas de diámetro mayor son particularmente adaptables para remachar material de lámina delgada, tal como la piel del fuselaje. (FlightMechanic, 2017)

f) Remache de cabeza gota de sebo (AN-455)

Remache de cabeza de gota de sebo (AN-455) es similar en apariencia al universal, pero la cabeza es de mayor diámetro y más delgada en los bordes. Estos tipos de remache son poco utilizados en áreas externas donde no se requiere mayor resistencia al avance, en cambio dentro del fuselaje para minimizar el espacio entre componentes, tales como paneles del piso, largueros, paneles de aviónica, entre otros.

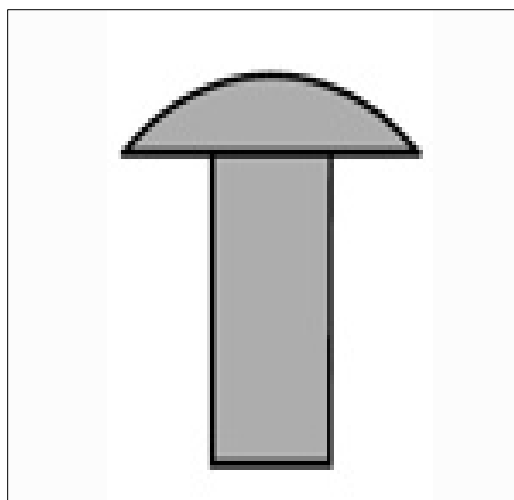


Figura 23. Remache AN 455.

Fuente: (Rivet, 2015)

g) Simbolización de los remaches

Para identificar los remaches correctamente, así como el material de que están fabricados, se han desarrollado algunos sistemas de simbolización. En la industria aeronáutica se emplean los métodos numéricos y simbólicos. Las letras y números que identifican un remache indican el tipo, material y dimensiones. La mayoría de los tipos

de remaches utilizados llevan grabados un símbolo sobre la cabeza del remache, sean estos un hoyuelo, un punto, guiones o un círculo en relieve, estos indican el tipo de material con el que han sido fabricados.

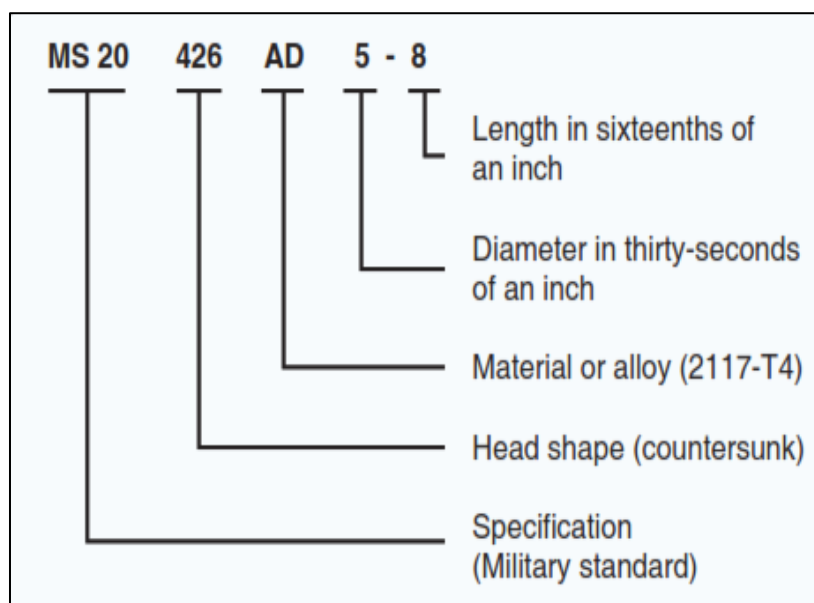


Figura 24. Identificación de remaches.

Fuente: (Flight-Mechanic.com, 2017)

Por ejemplo, AN-470 AD-3-4, se interpreta como sigue: AN indica que el remache cumple las especificaciones impuestas por los servicios militares; 470, denota cabeza universal; AD, que el material es de aleación de aluminio A-17S-T4; el número 3, el diámetro en treintaidosavos de pulgada; y el 4, la longitud de la espiga en dieciseisavos de pulgada. En el caso de remaches de cabeza embutida el largo se da incluyendo la cabeza, porque su parte superior enraza con la superficie del material al que está adaptado.

h) Designación para el tratamiento de los remaches

Los remaches de aleación de aluminio pueden estar fabricados de cualquier material de esta clase, pero las condiciones de resistencia de los diversos tipos de uniones remachadas son cubiertas satisfactoriamente con las aleaciones para remaches actualmente empleadas. Estas son, las 2S, A17S, 17S, 24S, 53S y 61S. Las más utilizadas para las estructuras de aviación son las A17S, 17S Y 24S. Los remaches de A17S pueden ser colocadas en las estructuras, tal y como se reciben del fabricante. Los de 17S y 24S, son, normalmente sometidos a tratamiento térmico y colocados inmediatamente, o tratados y almacenados a temperaturas bajo cero para evitar la maduración.

Los remaches que deben ser refrigerados para que permanezcan suaves se llaman remaches congelados, y deben ser colocados en cinco o diez minutos máximos después de haberlos sacado del refrigerador. Los remaches congelados envejecen muy rápidamente a temperaturas ordinarias, pero a 45°C se conservan durante varias semanas lo bastante suaves para poder colocarlos. A 0°C se conservan suaves durante 24 horas. Los remaches son más fáciles de remachar cuando se encuentran en este estado suave, reduciendo el esfuerzo del remachador y reduciendo el número excesivo de golpes de la buterola sobre la cabeza del remache para formar la cabeza taller. (Ordoñez, 2015)

i) Designación completa de aleación y temple

La designación completa de un remache de cualquier aleación de aluminio, comprende el número de la aleación; la letra S cuando el material es forjado y la T seguida de un número las aleaciones tratadas. Los remaches empleados en aviación son designados por 17S-T4, A17S-T4 y 24S-T4. El T4 que sigue al número de la aleación indica que el remache puede ser únicamente utilizando previo tratamiento térmico. Después de colocarlo se le califica por T3, que indica que ha sido tratado térmicamente y después trabajado en frío. El tratamiento en frío se lleva a cabo durante el proceso de colocar el remache. (Ordoñez, 2015)

2.3.2 Tornillos

Estos tipos de uniones o sujetadores son diferentes a los pernos debido a que tienen menor resistencia de su material, la separación entre cada hilo de la rosca es más amplia que la del perno y se puede roscar a lo largo de todo su vástago por medio de destornilladores planos, estrellas, hexagonal según sea el caso y no tiene complemento para frenado o agarre. Existe tres tipos básicos de tornillos: tornillos estructurales, tornillos de máquina y tornillos autorroscante. Este tipo de ferretería se utiliza a menudo en mobiliario de la aeronave, tales como estantes, muebles, mesas, asientos, baños, etc.

a) Tornillos estructurales

Se puede encontrar varios tipos de tornillos estructurales y son marcados según los estándares Army Navy (AN), National Aerospace Standard (NAS), ó Military Standard (MS) lo requiera. Varios tipos de tornillos estructurales son fabricados de un material con una alta resistencia a la tracción y se diferencian de los pernos estructurales solamente por su tipo de cabeza.

b) Tornillos de maquina

Estos tornillos presentan solamente cuatro tipos de cabeza: avellanada cuando se requiere una superficie lisa, redonda se utiliza para propósitos fenerales y no en aplicaciones estructurales, cabera rellena es para uso general y para aplicaciones mecánicas ligeras, y las de cabeza hueca se utilizan en aplicaciones que requieran alta resistencia.

c) Tornillo autorroscante

Se introduce en agujeros sin taladrar o perforados pero ligeramente más pequeños que el diámetro del tornillo, este tipo de tornillos ya sea AN504 y AN530 se puede utilizar para unir partes no estructurales menores. Son autorroscantes debido a que al avanzar el tornillo cuando se le hace girar con un destornillador, este va formado su propia rosca dentro del agujero.

2.3.3 Pernos

Los pernos también son muy utilizados para el ensamblaje de componentes debido a que presenta varias ventajas sobre los tornillos, y es porque tiene como complemento las tuercas y arandelas. La tuerca se acopla con el perno permitiendo que sujete y fije los componentes o materiales que se requiera unir también se utiliza a veces una arandela para que la unión cierre mejor y el perno quede fijo.

a) Identificación

Se fabrican diversos tipos de pernos de acuerdo a los estándares AN, NAS o MS pero principalmente son de uso general. Para identificar pernos de aviación se tiene que revisar la cabeza del mismo sobre el cual contiene un código marcado, esa marca generalmente denota el material del que está hecho el perno; ya sea del tipo estándar AN o para propósito especial.

b) Pernos de tipo estándar AN

Los pernos de acero estándar AN están marcados sobre su cabeza con un guion o asterisco en relieve, mientras que el de acero resistente a la corrosión presenta solamente un guion y los pernos de aleación de aluminio AN están marcados con dos guiones en relieve.

c) Pernos de propósito general

Estos pernos incluye tipos de alta y baja resistencia, los pernos sin marca don de baja resistencia mientras que los pernos NAS o AN están marcados con un triángulo en relieve. Los pernos que requieran NDI mediante inspección por partículas magnéticas se pueden identificar mediante laca de color o marcas distintivas en la cabeza.

2.4 Corrosión

Es el deterioro de los materiales que en este caso sería los metales, se considera un proceso natural debido a que es una acción química o electroquímica y lo convierte nuevamente en un compuesto metálico. Son diversos los factores que influyen para que se produzca corrosión sobre superficies metálicas, y estos factores pueden ser por presencia de líquidos corrosivos, alcalinos, sales, organismos microscópicos tales como hongos, unión de dos metales disimiles. También se considera a la temperatura del ambiente en que se encuentra expuesto el metal y al simple hecho de la presencia de oxígeno si el metal no es tratado con agentes anti corrosivos.

2.4.1 Tipos de agentes corrosivos

Cualquier tipo de sustancia que cause corrosión es considerado agente corrosivo. Los agentes corrosivos más comunes son ácidos, alcalinos, sales. La atmosfera y el agua también se consideran como agentes corrosivos. Los microorganismos tales como bacterias y hongos son otros de los agentes corrosivos más comunes.

a) Ácidos

Cualquier ácido corroerá severamente la mayoría de las aleaciones que se utilizan en la construcción del fuselaje. Los más destructivos son los ácidos de las baterías, ácidos alógenos, el óxido nítrico y los ácidos orgánicos encontrados en los desechos de personas y animales.

b) Alcalinos

Estos agentes corrosivos no son tan potentes como los ácidos, pero las aleaciones de aluminio son propensas si no contienen inhibidores de corrosión. Las sustancias corrosivas para estas aleaciones son líquidos para lavar, ceniza y la cal. Si estos agentes alcalinos corrosivos no son removidos inmediatamente, la corrosión puede llegar a ser tan severa que puede comprometer a la parte o componente de la aeronave contaminada, y propagarse hacia los demás componentes adyacentes.

c) Oxígeno y humedad

Se considera como agente atmosférico corrosivo debido a que el oxígeno y la humedad del aire están siempre presente, y la corrosión a menudo resulta de la acción del oxígeno y la humedad sobre el metal. El agua también se puede considerar corrosivo y tiene la misma acción si el metal no ha sido tratado con un inhibidor de corrosión y es sumergido en agua y puesto a la intemperie.

d) Bacterias

Las bacterias aeróbicas utilizan el oxígeno para vivir y aceleran la corrosión al oxidar el azufre para producir ácido sulfúrico y promueven la corrosión al liberar productos metabólicos. Las bacterias anaerobias sobreviven oxidando compuestos inorgánicos como el hierro, azufre, hidrogeno y monóxido de carbono y las reacciones químicas resultantes causan corrosión.

e) Hongos

Son el crecimiento de microorganismos que se alimentan de materiales orgánicos. Las condiciones para el crecimiento de la mayoría de los microorganismos son en temperaturas de entre 20 y 40 °C y humedad relativa entre 85 y 100 por ciento.

2.4.2 Tipos de corrosión

Existen diversos tipos de corrosión, todos los ataques corrosivos empiezan sobre cualquier superficie del metal siendo un medio fácil para identificar el tipo de corrosión que se presenta en el material. De acuerdo con el tipo de corrosión se puede realizar tratamientos anticorrosivos de tal modo que no se propague por todo el material o componente desgastándolo.

a) Corrosión por picadura

Es uno de los tipos de corrosión más destructivos, puede ocurrir en cualquier metal, pero es más común que se formen películas protectoras de óxido en aleaciones de

aluminio y magnesio. Es notable a simple vista ya que la corrosión se presenta en forma de polvo blanco o gris sobre la superficie corroída, y cuando se limpia estas áreas se puede observar pequeños agujeros o picaduras en la superficie.

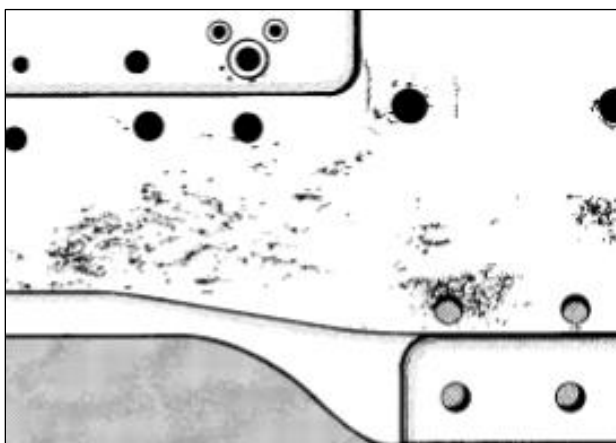


Figura 25. Corrosión por picadura.

Fuente: AC.43.13-1B

b) Corrosión filiforme

La corrosión filiforme ocurre por la concentración de células oxigenadas y se encuentra a una humedad relativa de aire entre 78 y 90 por ciento y la superficie es ligeramente ácida, estas células quedan atrapadas entre la superficie del metal y la capa orgánica que se le aplica. Usualmente ataca a las superficies de acero y aluminio. Se reconoce fácilmente por su característico trazo parecido al de los gusanos. Los acabados de poliuretano son susceptibles a este tipo de corrosión. Si no se remueve rápidamente la corrosión filiforme esta puede transformarse a corrosión intergranular, más específicamente alrededor de los sujetadores.

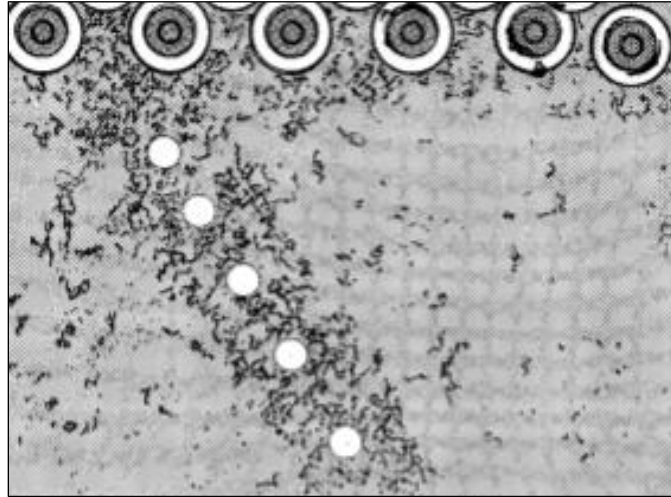


Figura 26. Corrosión filiforme.

Fuente: AC.43.13-1B

c) Corrosión intergranular

Es un tipo de corrosión que se encuentra adyacente a los límites de grano dentro de la aleación. En condiciones ordinarias si un metal corre uniformemente, el grano será ligeramente más reactivo que la matriz caso contrario el grano será muy reactiva y puede producir corrosión, originando pérdida de la resistencia de la aleación y desintegración en los bordes de grano. Esta corrosión a menudo se presenta cuando el metal se encuentra a una temperatura superior a los 400°C, y el acero inoxidable no es la excepción si también es sometido a altas temperaturas.

d) Corrosión por exfoliación

Es similar a la corrosión por picadura pero este tipo de corrosión comienza sobre una superficie limpia, pero se esparce debajo de esta. Las capas completas son

corroídas y generalmente se reconocen por el aspecto escamoso y ampollado en las superficies. La corrosión es muy conocida en aleaciones de aluminio y se combaten utilizando aleaciones y tratamientos térmicos. Para identificar este tipo de corrosión se puede utilizar métodos de inspecciones no destructivas.

e) Corrosión galvánica

Este tipo de corrosión es el que más problema de mantenimiento y seguridad ocasiona. Se produce entre dos metales en contacto con un electrolito siendo el más común el agua contenida en la humedad, y el metal actúa como ánodo o como cátodo, pero el metal que actúa como ánodo es el que más sufre la corrosión como magnesio, zinc, acero, cobre, níquel, entre otros.

2.4.3 Medidas de protección contra la corrosión

En aleaciones de aluminio se utiliza la anodización como media de protección contra la corrosión, este proceso consiste en ubicar la aleación de aluminio dentro de un baño electrolítico para formar sobre su superficie una delgada película de óxido de aluminio, los aceros son comúnmente chapados con otros metales para prevenir la corrosión. Existe otro proceso que no proporciona la misma protección corrosiva como la anodización. Estos procesos son:

- Limpiador alcalino seguido por ácido crómico;
- Limpiador de ácido fosfórico alcohólico; y
- Tratamiento de bicromato alcalino.

2.4.4 Mantenimiento preventivo de corrosión

El mantenimiento preventivo de la corrosión depende de una prevención comprensiva y un plan de control, implementado desde que empieza las operaciones de la aeronave. Este mantenimiento se debe realizar por personal entrenado en reconocimiento de tipos de corrosión y técnicas necesarias de identificación de corrosión, así como los métodos para remover y prevenir la corrosión. El personal de mantenimiento puede realizar este mantenimiento preventivo diariamente con la ayuda de documentación de pre-vuelo o lista de chequeos, o bien seguir el siguiente procedimiento general citado en el capítulo 6, sección 4 del AC43.13-1B:

- Inspección para corrosión.
- Limpieza, inspección, lubricación y preservación en intervalos prescritos.
- Pronto tratamiento corrosivo después de la detección.
- Reporte del material o diseño deficiente al fabricante y a la FAA.
- Uso de materiales apropiados.
- Mantenimiento del sistema básico de acabado.
- Mantener en funcionamiento los puntos de drenaje y pasajes abiertos.
- Reemplazo de sellos deteriorados.
- Mantener la aeronave dentro de un hangar.
- Inspección periódica en áreas hechas de plástico o material absorbente.
- Drenado diario de combustible.
- Limpieza diaria de superficies críticas expuestas.

2.4.5 Proceso de remisión de corrosión

El proceso para remisión de corrosión generalmente se utiliza un material abrasivo tales como lijas, para limpiar superficies metálicas corroídas, películas de pintura o químicos anticorrosivos desgastados, y demás agentes que puedan producir algún tipo de corrosión. En aleaciones de aluminio se retira el óxido de aluminio con lija número 240 para retirar toda la corrosión y número 400 para el acabado o remoción del remanente.

Las partes para limpiar o lijar deben ser removidas solo si es posible, por otro lado, se cubrirán las partes adyacentes para evitar contaminación con residuos de la tela abrasiva o lija. La parte debe estar seca y libre de aceite, grasas o cualquier tipo de suciedad. Las superficies de cierre tales como bisagras y broches deben ser cubiertas, una vez removida la capa de corrosión, proceder inmediatamente con el tratamiento a la superficie como sea requerido.

2.5 Herramientas para la reparación

2.5.1 Taladro neumático

Los taladros neumáticos son el tipo más común de herramientas para perforación en trabajos de reparación de aeronaves. Son livianos, tienen suficiente potencia y un buen control de velocidad. La mayoría de los taladros utilizados para trabajos de hoja metálica de aeronaves tienen una capacidad nominal de 3000 rpm, pero si se deben perforar agujeros profundos o perforar en materiales duros, como acero resistente a la

corrosión o titanio, se debe seleccionar un taladro con más torque y menor rpm, para evitar daños a herramientas y materiales. Dentro de los talleres de mantenimiento se utilizan comúnmente taladros neumáticos, con el fin de evitar choques eléctricos al material que se esté perforando. (FAA, 2018)



Figura 27. Taladros neumáticos.

Fuente: (FAA, 2018)

2.5.2 Clecos sujetadores

Los clecos consisten en un cuerpo cilíndrico de acero con un émbolo en la parte superior, un resorte, un par de bloqueos de corte escalonado y una barra separadora. Estos sujetadores vienen en seis tamaños diferentes: 3/32, 1/8, 5/32, 3/16, 1/4 y 3/8 de pulgadas de diámetro con el tamaño estampado en el sujetador. La codificación de colores permite un fácil reconocimiento de tamaño. El porta clecos se adapta a los seis tamaños diferentes. Cuando se instala correctamente, el cleco mantiene alineados los orificios de las hojas separadas. (FAA, 2018)

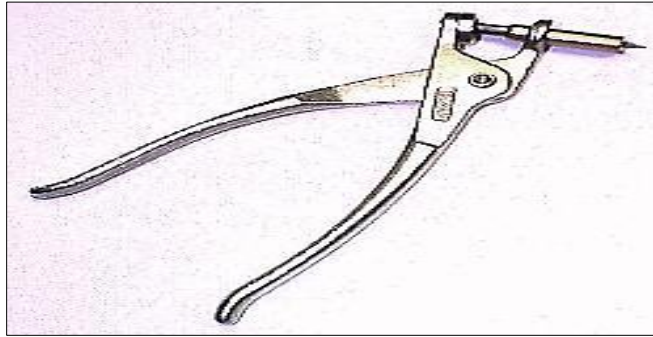


Figura 28. Clecos y porta clecos.

Fuente: (Connolly, 2018)

2.5.3 Cortador de remaches

El cortador de remaches se utiliza para cortar remaches cuando no están disponibles los remaches de longitud requerida. Para usar el cortador de remaches, hay que insertar el remache en el orificio correcto, coloque el número requerido de calzos debajo de la cabeza del remache y apriete el cortador como si fuera un par de alicates. La rotación de los discos corta el remache para obtener la longitud correcta, que está determinada por el número de cuñas insertadas debajo de la cabeza. (FAA, 2018)

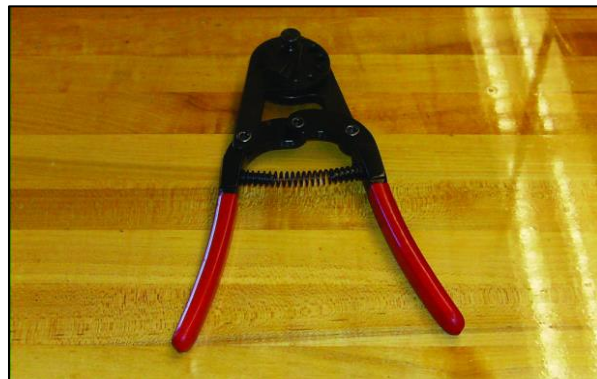


Figura 29. Cortador de remaches.

Fuente: (FAA, 2018)

2.5.4 Barra de tronzado

La barra de tronzado, también llamado plataforma móvil, tronzadera o bloque de tronzado, es un pesado de acero cuya contra vibración durante la instalación contribuye a una correcta instalación del remache. Vienen en una variedad de formas y tamaños, y sus pesos van desde unas pocas onzas a 8 o 10 libras, dependiendo de la naturaleza del trabajo. La mayoría de las barras de tronzado están hechas de acero con bajo contenido de carbono que ha sido endurecido en caja o en barra de aleación. Las caras aplastadas deben ser lo suficientemente duras para resistir y permanecer lisas, pero no lo suficiente para romperse. La barra generalmente tiene una cara cóncava para adaptarse a la forma de la cabeza taller que se va hacer. (FlightMechanic, 2017)



Figura 30. Barra de tronzado.

Fuente: (FlightMechanic, 2017)

2.5.5 Remachadora neumática

La pistola remachadora neumática es la herramienta de remachado más común utilizada en los trabajos de reparación de fuselajes. Está disponible en muchos tamaños

y tipos. La capacidad recomendada por el fabricante para cada pistola suele estar grabada en el cañón. Las pistolas neumáticas funcionan con un a presión de aire de 90 a 100 libras por pulgada cuadrada y se usan junto con los conjuntos de remaches intercambiables. Cada conjunto está diseñado para adaptarse al tipo específico de remache y la ubicación del trabajo. (FAA, 2018)



Figura 31. Remachadora neumática.

Fuente: (FAA, 2018)

2.5.6 Avellanador

El avellanador es una herramienta que corta una depresión en forma de cono alrededor del agujero del remache para permitir que el remache quede al ras con la superficie de la piel. Los avellanadores están hechos con ángulos que se corresponden con los diversos ángulos de las cabezas de remaches avellanadas. El avellanador estándar tiene un ángulo de 100° . Cuando se utiliza remaches avellanados es necesario hace un hueco cónico en la piel para la cabeza. El tipo de avellanado requerido

depende de la relación del grosor de las láminas con la profundidad de la cabeza del remache, siempre hay que considerar el espesor de las láminas a ser avellanadas. (FAA, 2018)

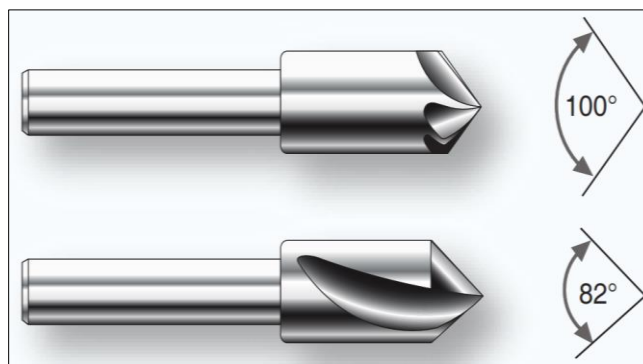


Figura 32. Tipos de avellanadores.

Fuente: (FAA, 2018)

2.5.7 Buterolas

La remachadora neumática se utiliza junto al conjunto de buterolas, siendo estas intercambiables. Cada uno está diseñado para adaptarse al tipo de remache y ubicación del trabajo. El vástago de la buterola está diseñado para encajar en la pistola remachadora y debe ser apropiado para el remache que se está accionando. La cara de trabajo de la buterola debe estar adecuadamente diseñada y pulida suavemente. Están hechas de acero forjado, tratadas térmicamente para ser resistentes pero no demasiado quebradizas y vienen en varios tamaños. Los más pequeños concentran la fuerza motriz en un área pequeña para lograr la máxima eficiencia y los más grandes distribuyen la fuerza motriz sobre un área más grande. (AeronauticsGuide, 2018)



Figura 33. Tipos de buterolas

Fuente: (AeronauticsGuide, 2018)

2.6 Tipos de mantenimiento

Conjunto de procedimientos y acciones oportunas, continuas y permanentes las cuales están dirigidas a prever y dar solución inmediata a cualquier situación que ponga en riesgo la integridad operacional de cualquier componente, equipos o accesorios que formen parte de la aeronave. Dentro del campo aeronáutico existe tres tipos de mantenimiento, siendo estos preventivo, predictivo y restaurativo.

2.6.1 Mantenimiento preventivo

Se realiza primordialmente con la inspección sea este periódica, cíclica o planificada, con el fin de identificar, prevenir y corregir defectos que se presenten y así evitar fallas que entorpezcan el buen funcionamiento en operaciones de vuelo seguro. A menudo se requiere que el componente sea removido de servicio antes que se produzca algún tipo de falla durante las operaciones normales.



Figura 34. Inspección a un motor turbina.

Fuente: (mdaeroespacial.com)

2.6.2 Mantenimiento correctivo

Se realiza el monitoreo y el análisis de posibles fallas basándose en las lecturas de los instrumentos que supuestamente están fallando. Para este tipo de mantenimiento se puede prever y programar oportunamente de acuerdo con el seguimiento periódico de la variación de parámetros de performance. La programación de trabajos es para ser efectuados antes que los parámetros alcancen los límites de severidad poniendo en riesgo la integridad del equipo.



Figura 35. Mantenimiento de motor.

Fuente: (20minutos.es, 2016)

2.6.3 Mantenimiento restaurativo

Pretende dar solución inmediata a una falla para la operación inmediata de un determinado componente. El mantenimiento restaurativo es sorpresivo y se realiza con la identificación de la falla o avería. Generalmente el mantenimiento se efectúa sobre piezas que no se han considerado previamente un control de deterioro o han sufrido un accidente o fallas imprevistas.



Figura 36. Motor con hélice.

Fuente: (alamy.es, 2018)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción

En el presente capítulo se detalla todos los procedimientos que se realizó para la reparación de la piel de las cubiertas inferiores del fuselaje central, para realizar este trabajo fue de suma importancia utilizar los manuales de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125-400, también se puso en práctica los conocimientos y técnicas adquiridas en la Unidad de Gestión de Tecnologías, cabe mencionar que las recomendaciones del tutor a cargo de proyecto también promueven el correcto desenvolvimiento a la hora de realizar dicho trabajo.

3.2 Medidas de seguridad

Al realizar cualquier tarea de mantenimiento se tomó todas las medidas necesarias para precautelar la seguridad de las personas, y de igual forma se utilizó las herramientas adecuadas para preservar la integridad del avión escuela.

3.2.1 Utilización del equipo de protección personal (EPP)

El equipo de protección personal es indispensable para realizar trabajos de mantenimiento dentro del bloque 42, en el cual se encuentra equipos que se deben utilizar obligatoriamente con los EPP, con el fin de evitar cualquier tipo de accidentes al personal que interactúe con equipos y herramientas peligrosas. A continuación se

enlista los EPP necesarios que se debe utilizar obligatoriamente dentro de las instalaciones del bloque 42:

- Overol
- Guantes de nitrilo
- Zapatos punta de acero
- Gafas de protección
- Protector de oídos
- Mascarilla

3.2.2 Herramientas para el trabajo de reparación

Las herramientas para cualquier tipo de trabajo de mantenimiento son de igual forma indispensables, sean estas manuales, eléctricas o neumáticas. En la mayor parte del trabajo se utiliza herramientas neumáticas y manuales debido a que no sufren descargas eléctricas tanto el material con el que se trabaja o la misma herramienta, mientras que las herramientas eléctricas son de uso opcional.

- Manuales
- Mesa para las herramientas
- Destornilladores
- Tela pañal
- Brocha
- Espátula o scraper

- Remachadora neumática
- Taladro neumático
- Limas plana y redonda

3.3 Planificación de tareas

La planificación de actividades y tareas específicas es de suma importancia en un trabajo de mantenimiento. Dentro del ámbito aeronáutico se puede considerar trabajos de mantenimiento programado y no programado, siendo el más relevante las tareas de mantenimiento programadas, debido a que está dentro de la planificación logística de las empresas aeronáuticas, permitiendo un trabajo completo desde una inspección visual hasta el reemplazo de componentes con límites de vida útil.

La planificación consta de un listado de tareas de forma secuencial y ordenada, de tal manera que sea fácil de ejecutar, entender y que no entorpezca a la actividad anteriormente realizada. Cabe mencionas que dentro del proceso de investigación y el trabajo práctico haya la posibilidad de encontrarse con nuevas actividades o contratiempos, los cuales habrán de contemplarse dentro de la planificación.

Para la reparación de las cubiertas inferiores del fuselaje central, un conjunto o listado de actividades es la mejor opción para realizar esta tarea, y a través de una inspección visual minuciosa, se obtuvo como resultado el deterioro de dichas cubiertas, a continuación se enlista las actividades que habrá de seguir facilitando y agilizando la tarea de reparación.

1. Inspección inicial
2. Determinación de los daños permisibles
3. Designación de lugares en las que se realizará la reparación
4. Compra de los materiales para la reparación
5. Reparación de las cubiertas
6. Acabados (pintura)
7. Pruebas de aceptación

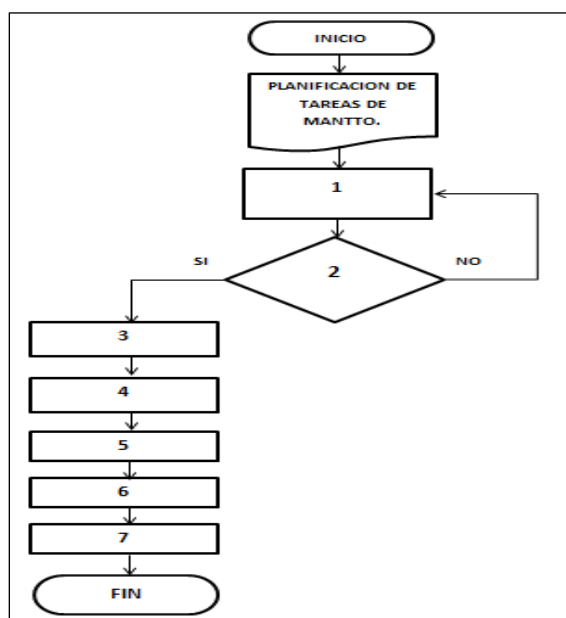


Figura 37. Flujograma de actividades.

3.3.1 Inspección inicial

Previo a la obtención del permiso correspondiente para interactuar con la aeronave Hawker Siddeley 125-400 se realiza una inspección inicial a dicha aeronave en su parte exterior solamente, y debido a que se encuentra sobre la plataforma de la institución

expuesta a la intemperie, con el fin de determinar las condiciones en las que se encuentra los componentes que conforman la piel de la aeronave, se evidenció el deterioro de las cubiertas inferiores del fuselaje central tanto en las láminas que conforman las cubiertas como en la pintura y la película de primer, y demás componentes. También se observó polvo y suciedad producida por la humedad.



Figura 38. Cubiertas inferiores.

3.3.2 Determinación de los daños permisibles



Figura 39. Daño en la piel de las cubiertas

Determinar el tipo de daño que se presenta en los componentes de la aeronave es importante, y a través de la inspección visual se observó que las láminas de aleación de aluminio que conforman los componentes y parte de la piel secundaria, presentaban corrosión galvánica y corrosión por picadura, deterioro de los sellos, desprendimiento de pedazos en las láminas de aluminio y dobleces en las mismas cubiertas. Todos estos resultados de la inspección dieron lugar a que se realizara la reparación de las cubiertas para evitar la propagación de la corrosión a través de la piel del fuselaje.



Figura 40. Presencia de corrosión

Con este método de NDI (inspección visual), un pie de rey y un escalímetro se determinó las dimensiones del desprendimiento del pedazo de la lámina de aluminio, correspondiendo a 5.6 pulgadas cuadradas (in^2), y de igual forma la profundidad de los dobladuras de ambas cubiertas que corresponde a 0,6 pulgadas y su área afectada de $31.7in^2$. Mediante estos datos se procedió a consultar el manual de reparación estructural de la aeronave acerca de los daños permisibles, con el cual se pudo determinar que los daños no están dentro del rango permisible para lo cual se vio en la necesidad de reemplazar varias piezas de los componentes (**Ver ANEXO A**).

3.3.3 Designación de lugares en las que se realizará la reparación

La inspección, remoción e instalación de las cubiertas se realizó sobre la plataforma en la que se encuentra la aeronave y para el proceso de limpieza, reparación y cambio de componentes se realizó en las instalaciones del bloque 42 de la Unidad de Gestión de Tecnologías. También se utilizó las herramientas adecuadas para este procedimiento con el fin de evitar algún daño a los componentes.



Figura 41. Vista exterior de las cubiertas.



Figura 42. Vista interior de las cubiertas.

3.3.4 Compra de los materiales para la tarea de reparación

Al remover toda la pintura, película de primer y sellantes, se hizo el reconocimiento de todos los materiales que se necesitaría para el reemplazo de la piel vieja. Se consideró principalmente la lámina de aleación de aluminio para la piel nueva, remaches de 1/8 de pulgadas, pernos de 5/32 pulgadas, sellos, MEK, primer y pintura para los acabados. Cabe mencionar que la compra de los demás materiales se lo realizó según la necesidad durante la reparación de las cubiertas.

3.3.5 Reparación de las cubiertas



Figura 43. Remoción de las cubiertas inferiores.

Una vez obtenido el permiso correspondiente para realizar el trabajo de mantenimiento en la aeronave, se procedió a remover las cubiertas inferiores del fuselaje central, y el área que queda descubierta se realizó una limpieza con tela pañal, enseguida se cubrió con láminas de choba y cinta metálica los cuales son unos materiales muy resistentes a la humedad y a las altas temperaturas, para evitar la acumulación de suciedad o algún daño al área descubierta.



Figura 44. Recubrimiento del área.

a) Determinación del método de reparación

Una vez averiguado el tipo de daño que se tiene en las cubiertas, se constata que la reparación esta fuera de los límites permisibles para lo cual hay que dirigirse al AC43.13-1b, el cual contiene métodos, técnicas y practicas aceptables que se pueden aplicar en áreas no presurizadas de aeronaves civiles y que no sean reparaciones mayores. Se recurre a este documento debido a que en el manual de reparación estructural no contiene el procedimiento de reparación para estas cubiertas.

De acuerdo al AC43.13-1b en el primer y segundo párrafo de la SECCIÓN 7. TÉCNICAS BÁSICAS DE ELIMINACIÓN DE LA CORROSIÓN, menciona que, sí se encuentra activa es necesario un programa positivo de inspección y retrabajo para evitar un mayor deterioro. Pero la reparación del daño por corrosión incluye la eliminación de la corrosión. Cuando el daño por corrosión es severo y excede los límites de daño establecidos por el fabricante de la aeronave o partes, la parte debe ser reemplazada. **(Ver ANEXO B)**

b) Decapado de las cubiertas

Las dos cubiertas inferiores constan de tres hojas de aleaciones de aluminio apiladas, la tercera hoja de aluminio (hoja de metal interior) tiene formas circulares de relieve a lo largo de toda la cubierta, la cual provee toda la resistencia a los estreses que sufre el fuselaje durante sus operaciones de vuelo, tales como doblez, compresión y corte; este último en sus pernos.



Figura 45. Aplicación del removedor.

Para el decapado de la pintura y la película de primer se utilizó removedor de pintura EFS-2500, hay que esperar por lo menos 24 horas para que el removedor haya levantado las capas de acabado y con un scraper o espátula de plástico se retira toda la pintura, se puede limpiar con agua limpia a presión. Es necesario retirar el acabado con el fin de ubicar los remaches de cabeza avellanada para su remoción.



Figura 46. Eliminación de la pintura.

c) Remoción de remaches

Una vez que las láminas de aluminio estén libres de pintura y los remaches estaban visibles se procedió con la remoción de los remaches, para lo cual se siguió el procedimiento citado en el capítulo 4 Reparación Estructural Metálica de Aeronaves del handbook de la FAA señalados en las páginas 4-45 y 4-46 para remover remaches de cabeza avellanada, el cual dice lo siguiente:

1. Seleccionar una broca aproximadamente 0.003 pulgadas más pequeño que el diámetro del vástago del remache.
2. Taladre en el centro exacto de la cabeza del remache hasta la profundidad aproximada de la cabeza.
3. Retire la cabeza rompiéndola. Use un golpe como palanca.
4. Saque la caña. Utilice una copia de seguridad adecuada, preferiblemente madera, o un bloque de copia de seguridad dedicado. Si el vástago no sale fácilmente, use una broca pequeña y taladre a través del vástago. Tenga cuidado de no alargar el agujero. **(Ver ANEXO C)**



Figura 47. Cubierta libre de pintura.



Figura 48. Remoción de remaches.

d) Tipos de corrosión encontrados en las cubiertas

Cuando se ha removido todos los remaches de las cubiertas, las tres láminas de aluminio quedan libres una de las otras para lo cual es necesaria una nueva inspección visual, de la cual se obtuvo como resultados el desgaste de las dos laminas externas que conforman la piel de las cubiertas por corrosión, tales como corrosión por picadura y corrosión general de la superficie, mientras que la tercera lamina que contiene formas de relieve circulares presentó corrosión por exfoliación.



Figura 49. Inspección entre láminas.

e) Remoción de la corrosión

Para la lámina de aluminio con diseños circulares, las cuales ofrecen a los componentes mayor rigidez que una lámina lisa, se le realizó la remoción de la corrosión. Se siguió el procedimiento de remoción de corrosión conforme a la sección 8 del capítulo 6 en el documento AC43.13-1b dentro del cual especifica los siguientes pasos:

1. Identifique positivamente el metal como aluminio.
2. Limpie el área a retrabajar. Decape la pintura si es necesario.
3. Determinar la extensión del daño por corrosión.
4. Remueva la corrosión leve a moderada con uno de los siguientes:
 - a) Remoción de corrosión sin motor.
 - b) Remoción de corrosión química.
 - c) Remoción de corrosión accionada

5. Inspeccione el área por corrosión remanente. Repita el procedimiento si queda corrosión.



Figura 50. Remoción de la corrosión.

- Nota:** si la corrosión permanece después del segundo intento, use un método más fuerte, por ejemplo, químico a mecánico.
6. Usando una proporción de mezcla de 20:1 (longitud a profundidad) mezcle y termine el área de retrabajo de corrosión con papel abrasivo progresivamente más fino hasta que se use papel de grano N° 400.
 7. Limpie el área retrabajada con solventes de limpieza en seco. No use queroseno si ningún otro combustible a base de petróleo como solventes de limpieza.
 8. Determine la profundidad de las depresiones carenciadas para garantizar que no hayan excedido los límites de retrabajo.

9. Aplique el recubrimiento de conversión química, MIL-C-81706, inmediatamente después de retrabajar. Si han transcurrido 48 horas o más desde que se aplicó por primera vez el revestimiento de conversión y aun no se ha aplicado el primer o el sistema de acabado de pintura, vuelva a aplicar el revestimiento de conversión antes de continuar.

Nota: no se debe permitir que estas soluciones entren en contacto con magnesio o aceros de alta resistencia (180,000 psi). No permita que soluciones o materiales entren en contacto con diluyentes de pintura, acetona u otro material combustible: puede resultar en incendio.

10. Aplique acabados de pintura al área. **(Ver ANEXO D)**

f) Moldeo de las láminas que conforman la nueva piel



Figura 51. Lámina de aluminio para molde.

Se realiza el moldeo de las láminas para la nueva piel utilizando como molde la lámina de la piel vieja, para este proceso se utilizó un lápiz que no sea corrosivo para tomar la forma del perfil de las cubiertas, con una cizalla se cortó las láminas, con la ayuda de los sujetadores o clecos se retuvo ambas laminas y con una lima se dio la forma adecuada a los bordes y esquinas. Con una tijera para láminas de metal se dio la forma del punto de acceso que se observa en las cubiertas.



Figura 52. Moldeo del punto de acceso.

g) Taladrado y preparación de los agujeros para el remachado

El procedimiento de remachado consiste en transferir y preparar el agujero, perforar y remachar, un método para la transferencia de agujero citado en el capítulo 4 del handbook considera que hay que colocar la parte perforada sobre la otra y utilizar los agujeros establecidos como guía, o con un punzón se marca el centro a través de la parte perforada sobre la parte a perforar. Se procedió a seguir el procedimiento que se menciona en el capítulo 4 del handbook la cual es aprobada por la FAA, la cual cita lo siguiente:

1. Asegúrese de que la broca tenga el tamaño y la forma correctos.
2. Coloque el taladro en la marca perforada central.
3. Mientras perfora, sostenga siempre la broca en un ángulo de 90° con respecto al trabajo o la curvatura del material.
4. Evite una presión excesiva, deje que la broca haga el corte y nunca empuje la broca a través del material.
5. Remueva todas las rebabas con un avellanador de metal o una lima.
6. Limpie todas las virutas de perforación. **(Ver ANEXO E)**

Una vez que se realizó los agujeros en la lámina se procedió a retirar las rebabas para lo cual se puede utilizar un removedor de rebabas o una broca de mayor tamaño. En este caso se utiliza remaches avellanados de 100° para lo cual hay que considerar el espesor de la lámina y de acuerdo con la figura 9-41 del **Anexo E** se considera el siguiente procedimiento explicado en el handbook para un avellanado correcto.

1. Use herramientas afiladas.
2. Use una velocidad lenta y una presión firme y constante.
3. Use un avellanado piloto con un piloto aproximadamente de 0.002 pulgadas más pequeño que el agujero.
4. Use material de respaldo para mantener el piloto estable cuando avellane el material de hoja delgada.
5. Use un cortador con un número diferente de estrías.

6. Haga un taladro piloto en un agujero de menor tamaño, avellane y luego agrande el agujero al tamaño final. **(Ver ANEXO E)**



Figura 53. Perforado de las láminas.

h) Tratamiento térmico de aleación de aluminio 2024T3

Varias partes de la aeronave necesitan tratamientos térmicos y las más comunes son las aleaciones de aluminio, que en este caso fue la aleación 2024T3, para aumentar sus propiedades de resistencia, dependiendo del lugar en que se vaya a colocar la parte tratada térmicamente.

Para el conjunto de cubiertas se utilizó aleación de aluminio 2024T3 (solución tratada térmicamente y trabajado en frío) y debido a las dimensiones de las cubiertas que superaban al del horno, se procedió a realizar el tratamiento térmico a una probeta de la misma aleación y espesor. Se dio tratamiento térmico T3 a la probeta por 1 hora a 400 °C seguido de enfriamiento lento, consiguiendo un tratamiento T6 (solución tratada térmicamente y envejecido artificialmente). **Ver ANEXO G.**



Figura 54. Horno para tratamiento térmico.

i) Aplicación de materiales anticorrosivos

Previo al remachado se limpió todas las superficies de las láminas con MEK, el cual es un buen eliminador de grasas, suciedad y otros agentes corrosivos, una vez se haya evaporado el MEK enseguida se aplicó una película de Alodine, el cual también se aplica como lavado y una vez seco las superficies se aplica primer el cual inhibe la corrosión del metal y hace que las capas de acabado se adhiera a los componentes.



Figura 55. Aplicación de capa anticorrosiva.

j) Proceso de remachado

Dentro de este proceso es importante considerar que es necesario trabajar con 2 o 3 personas como máximo, debido a su dificultad para una sola persona, se puede considerar a la primera persona como remachador o accionador de la pistola remachadora, la segunda persona vendría a ser el que forma la cabeza taller o aguantador, y si es el caso de una tercera persona, que en este proceso si se requirió de su ayuda como el sujetador de las láminas de aluminio. Esta tarea de remachado es importante ya que se debe medir el largo del vástago del remache para formar la cabeza taller adecuadamente sin golpear ni deformar la lámina de aleación de aluminio.

Una vez que se preparó las láminas de aluminio y los agujeros avellanados se procedió a remachar con remaches de cabeza embutida con ángulo de 100° , también se aplicó sellantes para evitar que agentes corrosivos se adhieran entre las láminas de aluminio. Para determinar la longitud total del remache se sumó la longitud total de agarre (espesor combinado de los materiales a unir) más la cantidad de vástago del remache necesaria para formar una cabeza taller adecuada; de acuerdo al handbook, donde:

A: Longitud total del remache.

B: Longitud de agarre.

C: Longitud del material necesario para formar una cabeza taller, siendo:

A=B+C (Ver ANEXO F)

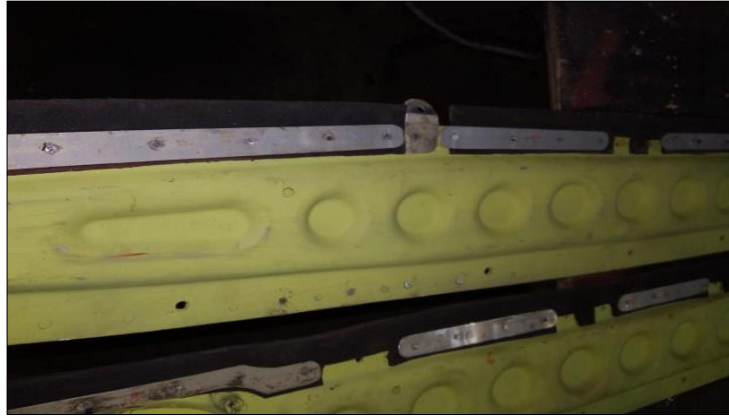


Figura 56. Remachado de las láminas.

3.3.6 Acabados

Una vez terminado el proceso de remachado se empezó con el proceso de pintado, para el cual se utilizó pintura blanca, el cual es el mismo color con el que se encontraba las cubiertas antes de la reparación. Para los acabados se utilizó un compresor, líneas neumáticas y una pistola de alimentación por gravedad, también es de suma importancia utilizar el equipo de protección personal. Antes de terminar el trabajo se instaló los sellos para prevenir el ingreso de humedad en el compartimiento.

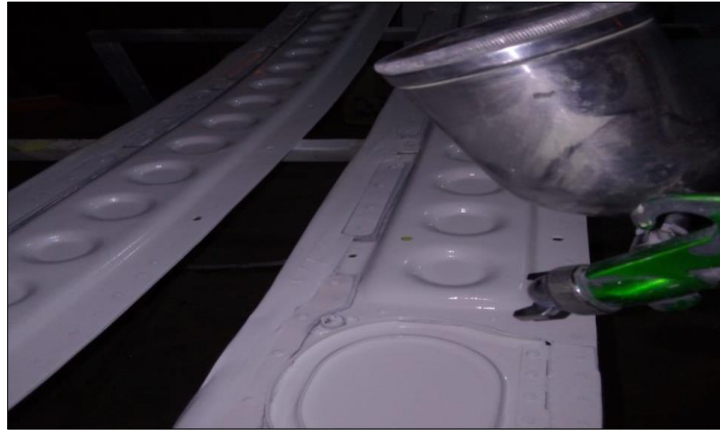


Figura 57. Pintado de las cubiertas.

a) Instalación de las cubiertas

Una vez que se realizó la reparación primero se procedió a limpiar el área donde va instalado las cubiertas para el cual se utilizó brocha, tela pañal y MEK. Una vez realizado la limpieza del área se procedió con la instalación de los componentes en la aeronave, las cubiertas se instalaron colocando los pernos de 5/32 pulgadas cuidadosamente.



Figura 58. Instalación de las cubiertas.

3.3.7 Pruebas de aceptación de tareas

Es necesario realizar una serie de indicadores específicos los cuales ayudan con el progreso eficiente de las tareas de reparación y evalúan su resultado final, siendo este favorable o no una vez finalizado dichas tareas. Para la evaluación de los resultados se presenta los lineamientos puntuales a la tarea de reparación en la siguiente tabla:

Tabla 5

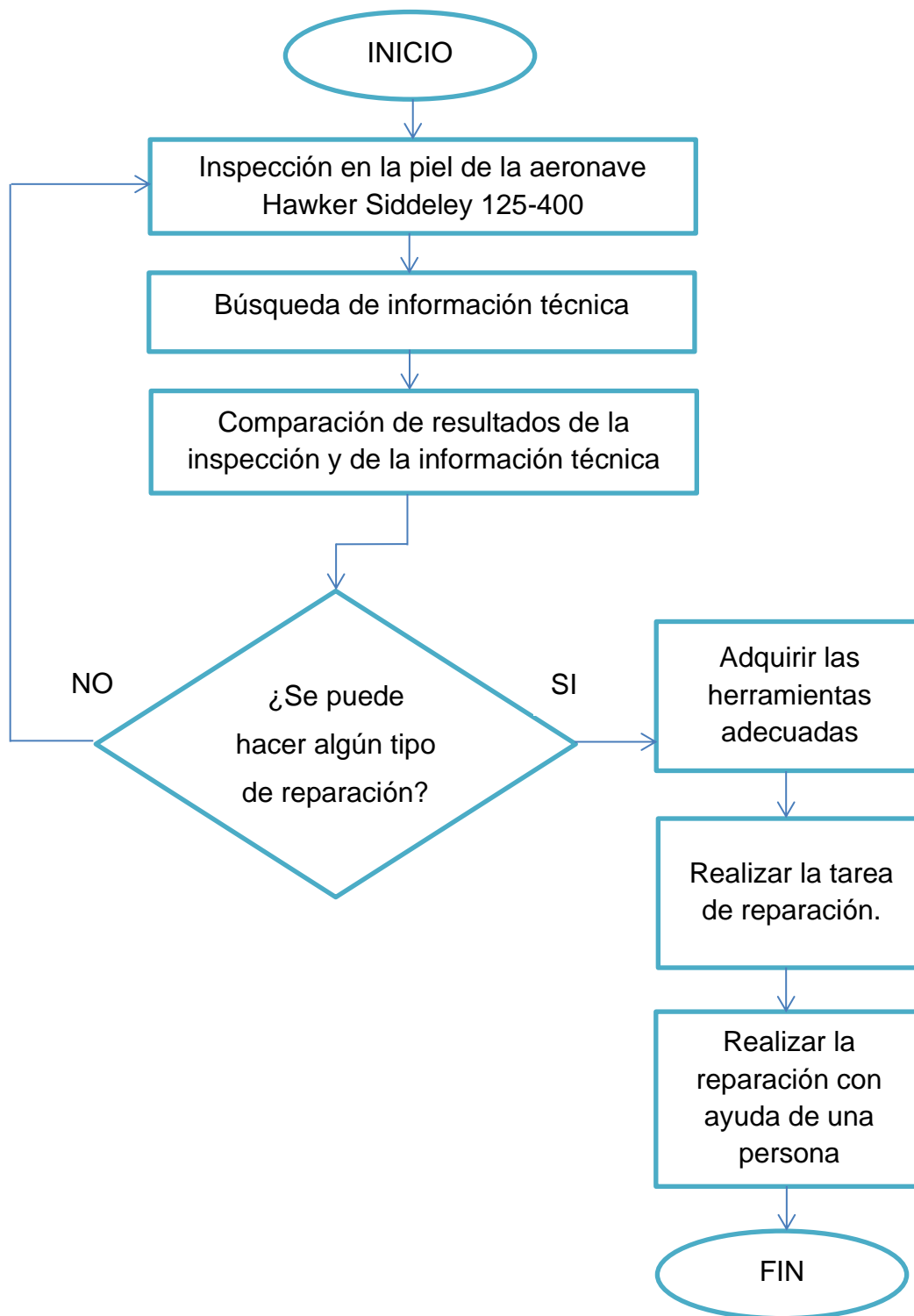
Tabla de aceptación de tareas

PRUEBAS DE ACEPTACIÓN DE TAREAS		
Indicadores	Favorable	Desfavorable
Los acabados presentan una forma aerodinámica.	X	
Muestra rigidez y firmeza	X	
Es similar en apariencia al diseño original de fábrica.	X	
Ocupa el área adecuadamente	X	

3.4 Símbolos de diagrama de flujo

Con la ayuda del diagrama de flujo se puede realizar un análisis de todo el proyecto, organizando las tareas de forma ordenada con el fin de evitar el entorpecimiento de las tareas precedentes. También ayuda a establecer la factibilidad del proyecto teniendo la posibilidad de corregir las acciones erróneas siguiendo la planificación de tareas.

3.4.1 Diagrama de flujo para el análisis del proyecto



3.5 Análisis económico

De acuerdo con las necesidades para realizar de forma satisfactoria y eficiente el proyecto de tesis se vio en la necesidad de hacer un recuento de todas las adquisiciones de los materiales, equipos para trabajar, herramientas, viáticos y otros gastos no previstos. Cabe mencionar que las actividades de mantenimiento de los componentes de cualquier aeronave son de suma importancia, para mantener en óptimas condiciones y en operaciones de vuelo normales y seguras. En este caso el avión escuela Hawker Siddeley 125-400 se encuentra a la intemperie lo cual presenta un deterioro acelerado, siendo indispensable el mantenimiento de todos sus componentes.

Costos primarios

- Materiales
- Equipo
- Herramientas

Costos secundarios

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

3.5.1 Costos primarios

Tabla 6

Tabla de costos primarios

Descripción	Cantidad	Valor unitario (USD)	Valor total (USD)
Equipo de tratamiento térmico (horno)	1	1600	1600
Láminas de aleación de aluminio de 0.036 de espesor de 2x2.40 m	2	15	30
Remaches 1/8	1/2 lb	0.08	5
Pernos 3/32	20	0.15	3
Pernos de 5/32	18	0.30	5.40
Pernos 1/8 cabeza avellanada	4	0.10	0.40
Sellante	1/2 lt	20	20
Sello	5m	3	15
Pintura	2lt	10	20
Primer	2tl	15	30
Mek	2tl	10	20
Tela pañal 1x1 m	1	2	2
Brocha ¾	1	1.50	1.50
Láminas de choba	5	3	15
Cinta metálica	1	8	8
Brocas de 3/32	3	2.50	7.50
Brocas de 5/32	2	3	6
Brocas de 1/8	2	2.40	4.80
Removedor de pintura	1lt	15	15
TOTAL	-----	-----	1808.60

3.5.2 Costos secundarios

Tabla 7

Tabla de costos secundarios

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Tramites de solicitudes de graduación	30
2	Elaboración de textos	200
3	Viáticos	100
	TOTAL	330.00

3.5.3 Costos totales del proyecto de grado

Tabla 8

Costos totales

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Costos primarios	1808.60
2	Costos secundarios	330.00
	TOTAL	2138.60

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Se realizó la tarea de reparación de la piel de las compuertas inferiores del fuselaje central, de acuerdo con los procedimientos especificados en el manual de reparación estructural y en gran parte se utilizó los procedimientos del documento AC43.13-1b, por motivo de que los manuales de mantenimiento no especifican el proceso de reparación de esos componentes en específico.
- El tratamiento térmico a los componentes de aleación de aluminio facilita el trabajo de reparación, y el uso del equipo para tratamiento térmico es una buena opción para el material que se utilizó en la reparación en las cubiertas de aleación de aluminio 2024-T3 de 0.036 pulgadas de espesor. Debido a que la longitud de las cubiertas reparadas superó las dimensiones del horno, se realizó el tratamiento térmico a una probeta de la misma aleación y espesor, a una temperatura de 400°C por 1 hora y enfriado lentamente.
- En el manual de reparación estructural del Hawker Siddeley 125-400 se encuentran los procedimientos que se puede considerar para la reparación de componentes específicos o similares, pero debido al estado de deterioro de las cubiertas superó los daños permisibles del SRM 53-00 página 102 figura 101, y se tuvo que recurrir al documento AC43.13-1b de la Administración Federal de Aviación para realizar adecuadamente el trabajo de titulación.

4.2 Recomendaciones

- Se debe recopilar toda la información técnica que sea necesaria antes de realizar cualquier tipo de reparación, con el fin de establecer las respectivas medidas de seguridad tanto para los componentes y del usuario, así como los equipos y herramientas adecuadas que se utilizaran en los trabajos de mantenimiento.
- Utilizar los equipos de protección personal para trabajar con el horno de tratamiento térmico, los guantes son indispensable para manipular materiales o probetas que se hayan utilizado para dar el respectivo tratamiento térmico.
- Hay que tener en cuenta que todos los manuales de la aeronave presentan información técnica relevante y se debe considerar la más idónea para el trabajo de reparación, también hay que considerar los procedimientos del documento AC43.13-1b en el caso que el fabricante de la aeronave no haya especificado los lineamientos para la reparación de un componente considerado como piel secundaria.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Aceros, J. (2015). *JN Aceros*. Recuperado el 11 de enero del 2019. Obtenido de <http://www.jnaceros.com.pe/blog/importancia-acero-inoxidable-fabricacion-aviones/>

ActualidadTMA. (2017). *ACTUALIDAD TMA*. Recuperado el 09 de enero del 2019. Obtenido de <https://www.tmas.es/blog/mecanica-de-aviones/remaches-elementos-de-la-estructura-del-avion/>

AeronauticsGuide. (2018). *Aeronautics Guide*. Recuperado el 19 de marzo del 2019. Obtenido de <https://www.aircraftsystemstech.com/2018/12/rivet-installation-tools.html>

AerosmithWelding. (2010). *AerosmithWelding*. Recuperado el 10 de marzo del 2019. Obtenido de <http://www.aircraftwelding.com.au/Services.htm>

AirplaneMart.com. (2011). *AirplaneMart.com*. Recuperado el 15 de marzo del 2019. Obtenido de <http://www.airplanemart.com/aircraft-history-and-specification/Hawker-Siddeley-HS-125-400-Jet-Aircraft.html>

alsimet. (2017). *Alsimet*. Recuperado el 11 de abril del 2019. Obtenido de <http://alsimet.es/es/noticias/usos-del-aluminio-en-la-industria>

Arrazola, P. (2013). *Interempresas.net*. Recuperado el 07 de marzo del 2019. Obtenido de <http://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/112422-Mecanizado-de-aleaciones-de-titanio-empleadas-en-aeronautica.html>

AviationSafetyNetwork. (2013). *https://aviation-safety.net*. Recuperado el 05 de junio del 2019. Obtenido de <https://aviation-safety.net/database/types/Hawker-Siddeley-HS-125-Srs-1-2-3-400/specs>

AVIONREVUE. (2018). *AVIONREVUE*. Recuperado el 22 de marzo del 2019. Obtenido

de <https://es.avionrevue.com/destacamos/el-fuselaje-del-mc-21-300-se-somete-a-pruebas-de-resistencia/>

BOEING. (2012). *Interempresas.net*. Recuperado el 24 de abril del 2019. Obtenido de <http://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/101083-Materiales-de-alto-rendimiento-para-el-sector-mas-exigente.html>

Calvo, L. (2015). *Flynews*. Recuperado el 04 de abril del 2019. Obtenido de https://fly-news.es/especial-salon-de-le-bourget-2015/bombardier-cs100-asi-es/attachment/bombardiercseries_pw1500g-alabes/

Caronlchanning. (2018). <https://es.carolchanning.net>. Recuperado el 05 de febrero del 2019. Obtenido de <https://es.carolchanning.net/biznes/5766-aviacionnyy-alyuminiy-harakteristiki.html>

Ccoyure, R. (2017). *Motores de aviacion 1*. Recuperado el 18 de febrero del 2019. Obtenido de <https://www.slideshare.net/RicardoCcoyureTito/motores-de-aviacin-1>

Connolly, B. (2018). *Cleco Fastener Tool*. Recuperado el 15 de marzo del 2019. Obtenido de <http://www.challengers101.com/ClecoTool.html>

ecoticias.com. (2016). *Nuevos materiales para construir aviones más 'verdes' y eficientes*. Recuperado el 22 de febrero del 2019. Obtenido de <https://www.ecoticias.com/tecnologia-verde/169005/Nuevos-materiales-construir-aviones-verdes-eficientes>

Ernesto, M. (2013). *Aluminio y sus aleaciones*. Recuperado el 11 de mayo del 2019. Obtenido de

https://www.ing.unlp.edu.ar/catedras/M0624/descargar.php?secc=0&id=M0624&id_inc=

2717

FAA, U. D. (2018). *Aviation Maintenance Technician*. FAA.

FERROMATERIALES. (2018). *Tipos de aceros y sus aplicaciones*. Recuperado el 14 de marzo del 2019. Obtenido de <https://www.ferromaterialesqueretaro.com/blog/articulos/tipos-de-aceros-y-sus-aplicaciones>

FlightMechanic. (2017). *Flight Mechanic*. Recuperado el 11 de mayo del 2019. Obtenido de <https://www.flight-mechanic.com/structural-fasteners-solid-shank-rivets-removal-and-replacement-of-rivets/>

Flight-Mechanic.com. (2017). *Flight Mechanic*. Recuperado el 19 de junio del 2019. Obtenido de <https://www.flight-mechanic.com/structural-fasteners-solid-shank-rivets/>

Hervás, V. (2015). *iesvillalbahervastecnologia*. Recuperado el 06 de abril del 2019. Obtenido de https://iesvillalbahervastecnologia.files.wordpress.com/2010/01/materiales_metales.pdf

ikastaroak.ulhi. (2018). *ULHI*. Recuperado el 25 de marzo del 2019. Obtenido de https://ikastaroak.ulhi.net/edu/es/PPFM/DPMCM/DPMCM01/es_PPFM_DPMCM01_Contentidos/website_25_aleaciones_de_magnesio.html

InfoAcero. (2000). *InfoAcero*. Recuperado el 30 de abril del 2019. Obtenido de https://www.infoacero.cl/acero/que_es.htm

Interempresas.net. (2016). *interempresas.net*. Recuperado el 22 de mayo del 2019. Obtenido de <http://www.interempresas.net/Aeronautica/Articulos/155411-Desarrollan-un-innovador-sistema-de-forja-de-alabes-de-aluminuro-de-titanio.html>

kadamaan. (2014). *aeronautica*. Recuperado el 17 de abril del 2019. Obtenido de <http://kadamaan.blogspot.com/>

Lycoming. (2018). *Lycoming*. Recuperado el 18 de marzo del 2019. Obtenido de <https://www.lycoming.com/node/19836>

m.spanish. (2018). <http://m.spanish.aluminumalloyplate.com>. Recuperado el 12 de marzo del 2019. Obtenido de <http://m.spanish.aluminumalloyplate.com/quality-10682990d-aerospace-grade-aluminum-plate-2024-2014-2324-7050-7150-7055-7075-7475-typical-material>

Maffia, E. (2013). *Aluminio y sus aleaciones*. Recuperado el 13 de marzo del 2019. Obtenido de https://www.ing.unlp.edu.ar/catedras/M0624/descargar.php?secc=0&id=M0624&id_inc=2717

Melchangel. (2010). *Materiales no ferrosos*. Recuperado el 22 de junio del 2019. Obtenido de <http://melchangel.blogspot.com/2010/11/el-magnesio-y-sus-aleaciones.html>

Ordoñez, H. (s.f.). Recuperado el 06 de julio del 2019. Obtenido de <https://www.scribd.com/doc/51597694/Tipos-de-Remaches-Como-Remachar>

Ordoñez, H. (2015). *www.scribd.com*. Recuperado el 19 de junio del 2019. Obtenido de <https://www.scribd.com/doc/51597694/Tipos-de-Remaches-Como-Remachar>

Ordoñez, H. (2018). *Tipos de remaches, como remachar*. Recuperado el 14 de abril del 2019. Obtenido de <https://www.scribd.com/doc/51597694/Tipos-de-Remaches-Como-Remachar>

Ordoñez, H. (s.f.). *SCRIBD*. Recuperado el 11 de mayo del 2019. Obtenido de <https://www.scribd.com/doc/51597694/Tipos-de-Remaches-Como-Remachar>

Ortolá, S. (2012). *Ingeniería de materiales*. Recuperado el 17 de mayo del 2019. Obtenido de <https://ingenieriademateriales.wordpress.com/2012/03/03/manual-del-titanio-y-sus-aleaciones/>

RAMIREZ, C. (JUNIO de 2007). *METALES Y ALEACIONES NO FERROSAS*. Recuperado el 19 de ABRIL de 2019, de *METALES Y ALEACIONES NO FERROSAS*: <https://www.scribd.com/document/318035326/Metales-y-Aleaciones-No-Ferrosas>

Rivet, H. (2015). *Hanson Rivet*. Obtenido de <https://www.hansonrivet.com/rivets/solid-rivets/aerospace-solid-rivets/>

SALAZAR, S. (OCTUBRE de 2010). *ALEACIONES LIGERAS*. Recuperado el 14 de ABRIL de 2019, de <https://www.scribd.com/document/299998821/aleaciones-ligeras>

Salazar, S. (2018). <https://www.scribd.com>. Recuperado el 22 de marzo del 2019. Obtenido de <https://www.scribd.com/document/299998821/aleaciones-ligeras>

SALAZAR, S. (s.f.). *SCRIBD*. Recuperado el 14 de ABRIL de 2019, de *ALEACIONES LIGERAS*: <https://www.scribd.com/document/299998821/aleaciones-ligeras>

TECHNALLOY. (2015). <http://technalloy.es>. Recuperado el 19 de marzo del 2019. Obtenido de <http://technalloy.es/las-aleaciones-de-aluminio-en-la-aviacion/>

UPV/EHU. (2018). *Cuaderno de la cultura científica*. Recuperado el 16 de mayo del 2019. Obtenido de <https://culturacientifica.com/2018/10/26/como-reducir-el-peso-de-un-motor-de-aviacion-un-30/>

Vidal, R. (2016). *Aerospace Engines*. Recuperado el 18 de junio del 2019. Obtenido de

<http://aerospaceengines.blogspot.com/2016/01/dxcii-sobre-radiadores-condensadores.html>

VINE, N. (ABRIL de 2015). *MATERIALES AERONAUTICOS CURSO 2015*. Recuperado el 03 de ABRIL de 2019, de *MATERIALES AERONAUTICOS CURSO 2015*: <https://slideplayer.es/slide/3391065/>

ANEXO



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que el presente trabajo de investigación fue desarrollado por el señor TAIPE LAGLA CRISTIAN PAÚL.

En la ciudad de Latacunga a los 13 días de Diciembre del 2019.

Aprobado por:


Tlga. Zabala Cáceres, Emmy Samantha

DIRECTOR DEL PROYECTO


Ing. Bautista Zurita, Rodrigo Cristóbal

DIRECTOR DE CARRERA


Abg. Sarita Plaza

SECRETARIA ACADÉMICA

