



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS
DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

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

**TEMA: REPARACIÓN DE LOS FORMADORES Nº 11 Y 12 DEL LADO
IZQUIERDO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY SH-125-400
PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

ESPE

AUTOR: OLARTE MORAN, ANDERSON MIGUEL

DIRECTORA: TLGA. ZABALA CÁCERES, EMMY SAMANTHA

LATACUNGA

2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ``REPARACIÓN DE LOS FORMADORES Nº 11 Y 12 DEL LADO IZQUIERDO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY SH-125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE`` fue realizado por el señor **Olarte Moran, Anderson Miguel** 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 Fas fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar 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 MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **OLARTE MORAN, ANDERSON MIGUEL**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía **“REPARACIÓN DE LOS FORMADORES Nº 11 Y 12 DEL LADO IZQUIERDO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY SH-125-400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando la citas bibliográficas. Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, noviembre del 2019

Firma:

OLARTE MORAN, ANDERSON MIGUEL

C.C.: 0401770078



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **OLARTE MORAN, ANDERSON MIGUEL** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas publicar el trabajo de titulación **“REPARACIÓN DE LOS FORMADORES Nº 11 Y 12 DEL LADO IZQUIERDO DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY HS-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:

OLARTE MORAN, ANDERSON MIGUEL

C.C.: 0401770078

DEDICATORIA

El presente trabajo de grado va dedicado a las personas más importantes de mi vida, mis padres quienes me han dado su apoyo incondicional durante el trayecto de mi carrera universitaria sin desmayo alguno, quienes me han enseñado valores éticos de importancia, entre ellos: el respeto, la responsabilidad, la honestidad y equidad, Valores que me ayudan a crecer día a día como persona y a ser un hombre de bien ante la sociedad. Es un orgullo y privilegio ser su hijo.

A mis hermanos quienes han sido mi ejemplo a seguir, ya que con cada uno de sus valiosos consejos me han ayudado a salir a delante, quienes también fueron un soporte fuerte en momentos de angustia y desesperación, y han sabido darme alas para continuar con el proceso.

OLARTE MORAN ANDERSON MIGUEL

AGRADECIMIENTO

Le agradezco a Dios por bendecir nuestra vida, darnos salud, fortaleza y capacidad; dicen que la mejor herencia que nos pueden dejar nuestros padres es el estudio, ya que si esta se perfecciona puede llegar a ser letal contra las adversidades que se presentaran tiempo después en la vida cotidiana, agradezco de manera inmensurable a mis padres por dejarme ese legado, gracias por haberme permitido trazar mi propio camino y dejarme caminar con mis propios pies.

A mis hermanos, ya que han sido mi fuente de inspiración, quienes siempre me dieron esperanzas y tuvieron fe en mí, y que con sus palabras hacían que sintiera un gran orgullo por mi profesión.

Agradezco a los docentes de la unidad de gestión de tecnologías de las fuerzas armadas ESPE; por habernos impartido con sus conocimientos y experiencias entorno al ambiente aeronáutico con gran ética profesional y por ayudarme a culminar con este reto.

OLARTE MORAN ANDERSON MIGUEL

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vi
ÍNDICE DE FIGURAS	xii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xiv
RESUMEN	xv
ABSTRACT	xv

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1	Antecedentes.....	1
1.2	Planteamiento del problema	2
1.3	Justificación	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.	Historia y evolución del avión HAWKER SLIDDELEY	6
2.2.	Características generales de la aeronave	7
2.3.	Estructura de la aeronave	8
2.3.1.	Fuselaje	8
a.	Fuselaje reticular o tubular	9
b.	Fuselaje monocasco	10
c.	Fuselaje semimonocasco	12
2.3.2.	Estructura del ala	14
2.3.3.	Superficies de Control de vuelo	15
a.	Controles de vuelo primarios	16
b.	Controles de vuelo secundarios	17
2.3.4.	Trenes de aterrizaje	17
2.3.5.	Estabilizadores	18
a.	Estabilizador horizontal	19
b.	Estabilizador vertical	20
2.4.	Materiales de fabricación de la estructura de una aeronave	20
2.4.1.	Aleaciones férreas	21
a.	Aceros	21
b.	Aceros al carbono	21
c.	Aceros aleados	22
d.	Aceros al níquel	23

e.	Aceros al cromo.....	23
f.	Aceros al níquel - cromo	24
g.	Aceros con molibdeno	24
h.	Aceros cromo molibdeno.	25
i.	Aceros inoxidables,.....	25
j.	Aceros de alta resistencia.....	26
k.	Aceros de herramientas.....	27
l.	Aceros Maraging	28
m.	Tratamientos térmicos de los aceros	28
2.4.2.	Aleaciones ligeras.....	31
a.	Designación de las aleaciones de aluminio	32
b.	Usos de las aleaciones de aluminio en aeronáutica	34
c.	Tratamientos térmicos del aluminio	35
d.	Los aluminios según su estado.....	40
2.4.3.	Materiales compuestos.....	40
2.5.	Reparaciones estructurales	42
2.5.1.	Reparaciones mayores de estructura	43
2.5.2.	Reparaciones menores de estructuras	43
2.6.	Sujetadores estructurales.	43
2.6.1.	Remaches de vástago sólido.....	44
a.	Forma de la cabeza del remache.....	45
b.	Identificación de los remaches (código americano)	45
2.6.2.	sujetadores de propósito especial.....	47

2.6.3.	Tratamientos Térmicos de los remaches de aluminio.	48
--------	---	----

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1.	Preliminares.....	50
3.2.	Ubicación de la aeronave	50
3.3.	Acceso a la estructura interna de la aeronave.	51
3.3.1.	Remoción de asientos.	51
3.3.2.	Remoción de los paneles de piso	53
3.3.3.	Remoción de la mesa de cabina plegable	55
3.3.4.	Remoción del panel lateral izquierdo inferior (SIDE WALL)	56
3.3.5.	Remoción de los paneles de las ventanas (Windows trim panel)	57
3.3.6.	Remoción del panel superior lateral izquierdo y derecho	59
3.3.7.	Remoción del panel superior central.....	60
3.4.	Situación actual de la estructura interna del avión.	61
3.5.	Limpieza del lado izquierdo de los formadores.	61
3.5.1.	Materiales	62
3.5.2.	Proceso de limpieza	62
3.6.	Inspección visual de los formadores	63
3.6.1.	Herramientas y materiales	63
3.6.2.	Proceso	64
3.6.3.	Resultados de la inspección	64
3.7.	Reparación estructural.....	65

3.7.1.	Remoción de los elementos de unión en mal estado	65
3.8.	Inspección por el método de tintes penetrantes	68
3.8.1.	Proceso de inspección por el método de tintes penetrantes.	69
3.8.2.	Resultados de la inspección.	69
3.9.	Elaboración de la nueva placa de unión del formador.....	70
3.9.1.	Selección del material de fabricación.....	70
3.9.2.	Diseño y corte de la nueva placa de unión	71
3.9.3.	Dobleces del elemento de unión del formador.....	71
3.9.4.	Curvatura de la parte inferior de la placa de unión.....	74
3.9.5.	Acabado de la placa de unión del formador.....	75
3.10.	Instalación de la placa de unión del formador 12	77
3.10.1.	Limpieza del área	77
3.10.2.	Preparación de agujeros.....	77
3.10.3.	Selección de los elementos de sujeción	79
3.10.4.	Tratamiento térmico de los elementos de sujeción	80
3.10.5.	Finalización de la instalación de la placa de unión del formador	81
3.11.	Cotización de precios	83
3.11.1.	Recursos materiales utilizados	83
3.11.2.	Presupuesto.	83
3.11.3.	Costos primarios.....	84
3.11.4.	Costos secundarios	84
3.11.5.	Costo total del proyecto	85

CAPÍTULO IV**CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

4.1. Conclusiones	86
4.2. Recomendaciones	87
GLOSARIO DE TÉRMINOS	88
ABREVIATURAS	91
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	92
ANEXOS	96

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 AVIÓN HAWKER SLIDDELEY SH-125-400	7
Figura 2 Estructura reticular de una aeronave.....	10
Figura 3 Estructura monocasco de una aeronave.	11
Figura 4 Fuselaje con una estructura semimonocasco.....	14
Figura 5 Estructura de un ala.	15
Figura 6 Ejes de giro de una aeronave.....	16
Figura 7 Superficies primarias de control.	16
Figura 8 Superficies hipersustentadoras.	17
Figura 9 Palanca de control.....	18
Figura 10 Estabilizador horizontal	19
Figura 11 Estabilizador vertical.....	20
Figura 12 Tratamiento termico en un horno.....	35
Figura 13 Componentes de una material compuesto	42
Figura 14 Reparación en el borde de ataque.....	43
Figura 15 Remaches solidos	44
Figura 16 Tipos de cabezas de remaches.....	45
Figura 17 Nomenclatura de los remaches de aluminio	46
Figura 18 Remaches ciegos.....	48
Figura 19 Avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400	51
Figura 20 Tope de seguimiento y pin de bloqueo	53
Figura 21 Remoción de asientos.....	53
Figura 22 Remoción de los paneles de piso	55
Figura 23 Mesa plegable desmontada.....	56
Figura 24 Panel lateral inferior	57
Figura 25 Window trim panel.....	58
Figura 26 Remoción de paneles.....	59
Figura 27 Remoción del panel superior.....	60
Figura 28 Estado estructural de la aeronave	61
Figura 29 Limpieza de formadores	63

Figura 30 Corrosión en elementos de sujeción.....	64
Figura 31 Propagación de corrosión.....	65
Figura 32 Punzón metálico.....	66
Figura 33 Eliminación parcial del remache	67
Figura 34 Remoción de vastagos.	68
Figura 35 Remaches removidos.....	68
Figura 36 NDI por tintes penetrantes.....	70
Figura 37 Materia prima	70
Figura 38 Tijera para láminas metálicas	71
Figura 39 Dobladora de láminas metálicas.....	72
Figura 40 Elaboración de los dobleces.....	74
Figura 41 Parte inferior de la placa.....	75
Figura 42 Pulido de la placa	76
Figura 43 Acabado de la placa de unión del formador.....	76
Figura 44 Limpieza.....	77
Figura 45 Realización de perforaciones	78
Figura 46 Aplicación de LPS	79
Figura 47 Remaches MS 20470-D-5-7	80
Figura 48 Cortadora de remaches sólidos.....	80
Figura 49 Tratamiento térmico de remaches	81
Figura 50 Remachado.....	82
Figura 51 Aplicación de primer	82

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	<i>Características generales</i>	7
Tabla 2	<i>Aluminio y sus aleaciones</i>	33
Tabla 3	<i>Herramientas para la remoción de asientos</i>	52
Tabla 4	<i>Herramientas para la remoción del piso</i>	54
Tabla 5	<i>Herramientas para la remoción de la mesa plegable</i>	55
Tabla 6	<i>Herramientas para la remoción del SIDE WALL</i>	56
Tabla 7	<i>Herramientas para la remoción del windows trim panel</i>	58
Tabla 8	<i>Materiales de limpieza</i>	62
Tabla 9	<i>Herramientas para inspección visual</i>	63
Tabla 10	<i>Herramientas para la remoción de remaches</i>	65
Tabla 11	<i>Herramientas empleadas en la curvatura inferior</i>	74
Tabla 12	<i>Costos primarios</i>	84
Tabla 13	<i>Costos secundarios</i>	84
Tabla 14	<i>Costo total</i>	85

RESUMEN

En el presente, las reparaciones estructurales que son ejecutadas en los diferentes aviones escuela requieren ser llevadas a cabo con una mayor eficiencia, y una mejor calidad, debido a que, si las mencionadas reparaciones no cumplen sus estándares de fabricación pueden ser perjudiciales para la estructura de la aeronave causando daños más daños. Las reparaciones estructurales se ejecutan acorde a sus diferentes estándares de fabricación, los mismos que mencionan la manera adecuada de la aplicación de una reparación estructural en el fuselaje de la aeronave. Para alcanzar los objetivos planteados, se observa la necesidad de implementar un horno de tratamiento térmico, dicho equipo ayudara en cuanto a las condiciones térmicas del metal utilizado en la fabricación de los diferentes parches o reparaciones estructurales, en el caso de que no se consiga el material con la condición térmica adecuada, se utiliza el horno para cambiar dicha condición térmica. De esta manera la realización de la reparación estructural del formador 12 del avión HAWKER SIDELEY SH-125-400 fue posible. Alcanzando los estándares de calidad adecuados, y minimizando daños presentes en el formador N° 12 de la aeronave.

PALABRAS CLAVE:

- **HAWKER SIDELEY SH-125-400**
- **AVIONES - REPARACIONES ESTRUCTURALES**
- **MECÁNICA DE AVIONES**

ABSTRACT

The present research focuses, the structural repairs that are executed in the different school airplanes need to be carried out with greater efficiency, and better quality, because if the mentioned repairs do not meet their manufacturing standards they can be detrimental to the structure of the aircraft causing more damage. The structural repairs are executed in according to their different manufacturing standards, the same ones that mention the proper way of applying a structural repair in the fuselage of the aircraft. In order to achieve the objectives set, it is necessary to implement a heat treatment furnace, this equipment will help with the thermal conditions of the metal used in the manufacture of the different patches or structural repairs, in the event that the material is not obtained with the appropriate thermal condition, the furnace is used to change this thermal condition. In this way the structural repair of the HAWKER SIDELEY SH-125-400 aircraft former 12 was made possible, reaching the appropriate quality standards, and thus minimizing the damage presents in the former 12 of aircraft.

KEYWORDS:

- **HAWKER SIDELEY SH-125-400**
- **AVIONES - REPARACIONES ESTRUCTURALES**
- **MECÁNICA DE AVIONES**

CHECKED BY:

**LCDA. MARÍA ELISA COQUE
DOCENTE UGT**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Antecedentes

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico fue una Institución, creada el 08 de noviembre de 1999, hasta el 2014 fue la única Escuela de Técnicos en Mantenimiento Aeronáutico avalada por la dirección general de Aviación civil. El 26 de junio de 2013, el Consejo de Educación Superior del Ecuador aprobó los nuevos estatutos de la institución, mediante los cuales se aceptó la fusión de los tres centros de educación superior de las Fuerzas Armadas (ESPE – UNINAV – ITSA) a partir de dicho suceso pasa a denominarse universidad de la fuerzas armadas ESPE Y El 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas–ESPE, aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías–UGT.

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE cuenta con múltiples elementos necesarios para el desarrollo profesional de cada uno de sus estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica mención aviones, entre los cuales podemos destacar los talleres de mantenimiento que a su vez estos poseen los equipos adecuados; y aviones escuela que son de mucha ayuda debido a que se pueden poner en practica: tareas de inspección, reparaciones estructurales y otros procesos estudiados de con anterioridad.

Debido a que los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica mención Aviones necesitan realizar trabajos prácticos enfocados a las reparaciones estructurales en aeronaves para reforzar su aprendizaje, se me ha brindado la oportunidad de ejecutar

una reparación estructural con el fin de realizar mi trabajo de titulación, a través de la implementación de un horno industrial, para así poder someter a tratamiento térmico los diferentes componentes que se utilizaran en una reparación estructural.

1.2 Planteamiento del problema

El 08 de noviembre de 1999, mediante Acuerdo Ministerial No. 3237, la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea pasa a nombrarse Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA), este centro académico fue el único aprobado por la Dirección General de Aviación Civil para formar futuros técnicos de mantenimiento aeronáutico, con el surgimiento de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE el consejo universitario de la misma aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías el 13 de enero del 2014.

En la Unidad de Gestión de Tecnologías existen aviones utilizados para la instrucción de los estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica denominados ``aviones escuela'', que gracias a las distintas autoridades de la institución ha sido posible la adquisición legal de dichas aeronaves a fin de mejorar el desarrollo y desempeño profesional de sus mencionados estudiantes.

El avión HAWKER SLIDDELEY es una de las aeronaves adquiridas por la Unidad de Gestión de Tecnologías la aeronave antes de ser trasladada a la Unidad de Gestión de Tecnologías en el 2016 paso por un extenso periodo de tiempo en tierra sin recibir mantenimiento alguno. Debido a esto, la aeronave ha empezado a presentar daños estructurales evidentes, la causa principal del deterioro estructural de la aeronave es un severo problema corrosivo.

De no tomarse las medidas correctivas necesarias ante este problema, el daño físico estructural de la aeronave seguirá incrementando con el pasar del tiempo es decir entre más tiempo pase la aeronave sin recibir mantenimiento el problema de corrosión q esta presenta seguirá avanzando hasta deteriorar por completo la estructura de la aeronave mencionada. El momento en el que procedemos a realizar las distintas reparaciones estructurales en la aeronave podemos apreciar que es necesario implementar herramientas complementarias y fundamentales para poder culminar con dicha tarea de una manera más eficiente, minimizando así los posibles errores, incluso el nivel de seguridad operacional tendría una cierta mejora.

1.3 Justificación

Haciendo énfasis en el hecho de que la Unidad de Gestión de Tecnologías -ESPE es el único centro de instrucción de aviación civil autorizado por la Dirección General de Aviación Civil, me propongo a implementar un horno industrial de tratamiento térmico con el fin de que los metales adquieran la resistencia estructural adecuada y poder ocupar dicho metal en reparaciones estructurales de la aeronave, ya sea que forme parte de la estructura o sean metales empleados en la fabricación de remaches.

La herramienta a implementar, mencionada con anterioridad es de vital importancia en los procesos de reparaciones estructurales metálicas, ya que la aleación metálica utilizada como materia prima en las posibles reparaciones mencionadas sin el tratamiento térmico adecuado, el metal no presentaría las propiedades requeridas como para resistir esfuerzos aerodinámicos.

Dicha herramienta será de un uso único para los estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica, puesto que, en la práctica en cuanto a reparaciones estructurales es una parte fundamental en la formación de su perfil profesional.

De esta manera se brindará una mejor instrucción despejando así todas las dudas posibles de los estudiantes después de haber adquirido su conocimiento teórico, de manera tal que su instrucción sea lo más completa posible. Los estudiantes podrán realizar prácticas de una forma eficiente y más segura, y así ya irse haciendo una idea del proceso que se aplica en cuanto a reparaciones estructurales de aeronaves dentro del ámbito laboral, el estudiante tendrá la oportunidad de desarrollar sus habilidades y de poner en practica todo el conocimiento adquirido con anterioridad.

El tratamiento térmico en los metales utilizados para la fabricación de la estructura de una aeronave es de vital importancia ya que con este tratamiento el metal podrá adquirir mejoras en cuanto a sus propiedades mecánicas haciéndolo más resistente a impactos y a esfuerzos estructurales de tensión y compresión de manera tal que la estructura de la aeronave obtenga un tiempo de vida más prolongado.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

- Realizar la reparación estructural de los formadores N° 11 y 12 del lado izquierdo del avión HAWKER SIDDELEY HS-125-400 mediante la utilización de manuales técnicos de la aeronave con el fin de minimizar el daño estructural de la misma.

1.4.2 Objetivos específicos

- Analizar el estado físico de los formadores N° 11 y 12 del lado izquierdo del avión HAWKER SIDDELEY HS-125-400.
- Recopilar toda la información pertinente a la reparación de los formadores N° 11 y 12 del lado izquierdo de la aeronave en cuestión.
- Ejecutar la reparación estructural mediante la implementación de un horno industrial para el proceso de tratamiento térmico de los metales utilizados en reparaciones estructurales de la aeronave.

1.5 Alcance

La reparación estructural a ejecutarse en el avión en cuestión tiene como finalidad neutralizar el avance de la corrosión existente y el deterioro del metal en los formadores N° 11 y 12 del lado izquierdo de la estructura de la aeronave, de tal manera que se brindara una mayor resistencia mecánica a dichos componentes estructurales y se lograra extender el tiempo de vida útil del fuselaje de la aeronave.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Historia y evolución del avión HAWKER SLIDDELEY

La primera empresa en fabricar aviones ejecutivos Jet High-Speed, fue Havilland Aircraft Company, esta anunció que lo realizó el 06 de abril de 1961, después de que Havilland, experimentara con transporte Ligero Ejecutivo, que fue acompañado por el estudio de mercado correspondiente para el uso del Jet Ejecutivo, lo que permitió afianzar su criterio sobre el éxito que tendría la mencionada aeronave. («Historia y Evolución en el de Havilland DH125 – dh125blog», 2016).

Diseñado en primera instancia para el uso de las empresas industriales y comerciales, el avión jet Ejecutivo de Havilland poseía flexibilidad de diseño para ser capaz de operar en una amplia variedad de papeles. Habían llegado los DH 125. La aeronave fue utilizada para calibrar indicaciones de navegación y entrenar pilotos debido a que era una forma económica de hacerlo. el diseño del DH 125 fue el comienzo de la evolución del jet de tamaño medio. («Historia y Evolución en el de Havilland DH125 – dh125blog», 2016).

El DH.125 se convierte en el SH.125 después de que de Havilland se convierte en una división de HAWKER SIDDELEY. Sólo 8 aviones de la serie 1 son construidos. El avión de la serie 2 fue construido como un entrenador de la RAF (Real Fuerza Aérea Británica), Los Aviones de la serie 3 representan dos pasos importantes: el 3A-RA y 3B-RA tenían rango extra debido a la adición de un tanque de combustible.(«Historia y Evolución en el de Havilland DH125 – dh125blog», 2016).

La llegada de la serie 4 coincide con la fusión, de Havilland y Hawker Siddeley, la serie 4 se vende como el 400A y 400B, tiempo después se inicia la serie 600, el último fuselaje para ser energizado con los motores viper, la serie 700 posee la actualización del turbofan del TFE-731. La serie 800, es el primer jet corporativo con la característica de EFIS. (Sistema de instrumentos electrónicos de vuelo). (dh125blog, 2016).



Figura 1. AVIÓN HAWKER SLIDDELEY SH-125-400

Fuente: amilarg.com.ar/hawker-125-400.html

2.2. Características generales de la aeronave

Tabla 1

Características generales

DIMENSIONES	Envergadura	47 ft - 0in	14,32 m.
	Longitud	47 ft - 5in	14,42 m.
	Altura	16ft - 6in	5,03 m.
CAPACIDAD	Tripulación	2 PERSONAS	
	Pasajeros	8 PERSONAS	
PERFORMANCE	peso de despegue max.	10,569 kg	23,300 lb
	Velocidad Maxima	695 Km/h	
	Autonomia	2,5 H	
	Alcance	2600 Km	
MOTOR	2 turborreactores Rolls Royce Viper 522 de 1525 kg de empuje.		

Fuente: (Aeronavales, 2013);(manual de mantenimiento-sh-125-400)

2.3. Estructura de la aeronave.

No todos los aviones tienen el mismo diseño estructural. Los segmentos estructurales de la aeronave están diseñados para soportar el estrés. Al diseñar un avión, debe considerarse las características físicas del material del que está hecho. Cada parte de la aeronave debe planificarse para trasladar la carga que se le impondrá, esto se denomina análisis de estrés. Es importante que el técnico comprenda y aprecie las tensiones implicadas para evitar cambios en el diseño original debido a reparaciones inadecuadas. Los miembros estructurales están diseñados para resistir a cargas finales en lugar de cargas laterales. Están diseñados para someterse a tensión o compresión en lugar de doblarse. (chapter 1 Aircraft Structures, 2016, pág. 8).

La estructura de una aeronave está compuesta de las siguientes partes

- Fuselaje
- Alas
- Superficies de Control de vuelo
- Trenes de aterrizaje
- Estabilizadores

2.3.1. Fuselaje

El fuselaje es la estructura principal de los aviones de ala fija. Proporciona espacio para: carga, controles, accesorios, pasajeros y otros equipos. En los aviones monomotor, el fuselaje aloja el motor. En aviones multimotor, los motores pueden estar unidos al fuselaje o suspendidos de la estructura del ala.

Los fuselajes se han fabricado de distintas maneras a lo largo de la historia dependiendo de la función que vaya a cumplir la aeronave y de la tecnología disponible. El primer diseño de fuselaje consistía de un entramado de varillas metálicas cubierto con láminas de madera, consecutivamente fueron apareciendo otras formas de diseño estructural según las necesidades y tecnología de la época. (chapter 1 Aircraft Structures, 2016, pág. 8).

a. Fuselaje reticular o tubular

Se fabrica a partir de tubos de acero soldados, dispuestos en forma de tirantes, de tal manera que todos los miembros pueden llevar cargas de tensión y compresión, estos a su vez van formando la estructura principal del avión. En esta estructura encontramos:

- **Cuadernas.** - son los elementos más importantes ya que estos le dan la forma cilíndrica y rigidez a la estructura
- **Largueros.** - unen las cuadernas y son elemento ubicados de manera longitudinal del avión y recorren gran parte de este.
- **Diagonales.** - le dan la rigidez adecuada al conjunto largueros-cuadernas. (*Estructuras principales del avión (1).pdf*, recuperado en 2019).

Esta estructura se cubre más tarde con lona, o en otros casos con planchas metálicas o de madera, de tal forma que el fuselaje adquiere externamente una forma aerodinámica y uniforme. Es importante señalar que el material externo de recubrimiento no añade resistencia estructural, son: las cuadernas, largueros y diagonales los que soportan las cargas en vuelo y tierra. (*Estructuras principales del avión (1).pdf*, recuperado en 2019).

Esta era un forma barata y sencilla de fabricar el fuselaje, este tipo de construcción se emplea en algunos tipos de aviones ligeros y antiguos hidroaviones fabricados a base de madera (*Estructuras principales del avión (1).pdf*, recuperado en 2019).

Los nuevos motores que hacían que el avión pudiese ir más rápido y alto, y la demanda de aeronaves para la guerra, resistentes a grandes impactos hizo que este tipo de construcción se quedara obsoleta, ya que no aguantaba las cargas estructurales a las que le sometían los nuevos motores, (*Estructuras principales del avión (1).pdf*, recuperado en 2019.)

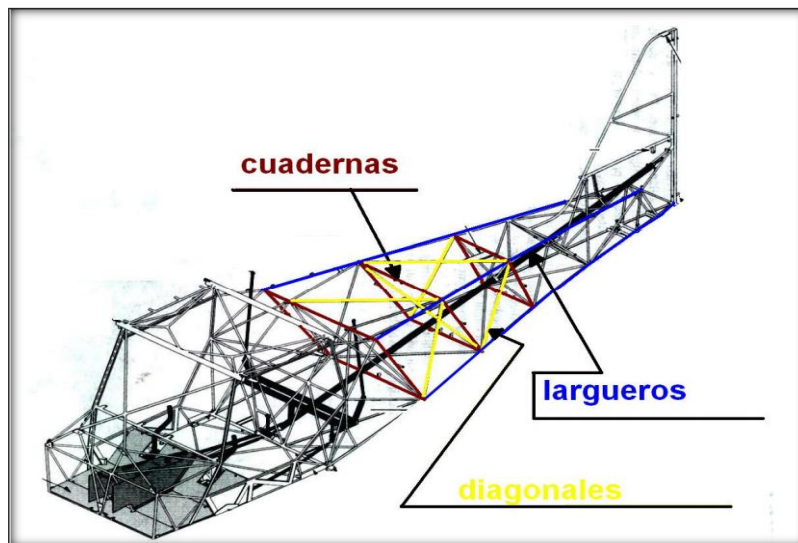


Figura 2. Estructura reticular de una aeronave
Fuente: pasionporvolar.com/la-estructura-del-avion-aerodinamica/

b. Fuselaje monocasco

Los fuselajes monocasco son aquellos conformados únicamente por: anillos conocidos técnicamente como mamparos que ofrecen soporte y le dan forma a la estructura, estos son muy sencillos y soportan en gran medida todo el estrés estructural. (Manjarres, 2013).

Y, el revestimiento exterior del fuselaje también conocido como piel de la aeronave (lamina que recubre el cuerpo de la aeronave, generalmente fabricadas de aleación de aluminio tratada térmicamente). (Manjarres, 2013).

En este tipo de fuselaje, el revestimiento es grueso y soporta la mayor parte de las cargas. Originalmente se construía en madera, aunque actualmente se construye en aleaciones ligeras y materiales compuestos. Los fuselajes monocasco pueden estar reforzados mediante cuadernas (en lo que se conoce como fuselaje monocasco reforzado), que dan la forma al mismo. (Cuevas, s.f., pág. 6)

Además, como el revestimiento no soporta eficientemente los esfuerzos de compresión, se pueden añadir otros refuerzos extra. El fuselaje monocasco utiliza un revestimiento extremadamente grueso para soportar las cargas de pandeo. Es posible soportarlas con mucho menos peso utilizando un revestimiento mucho más fino y una gran cantidad de apoyos. (Cuevas, s.f., pág. 6)

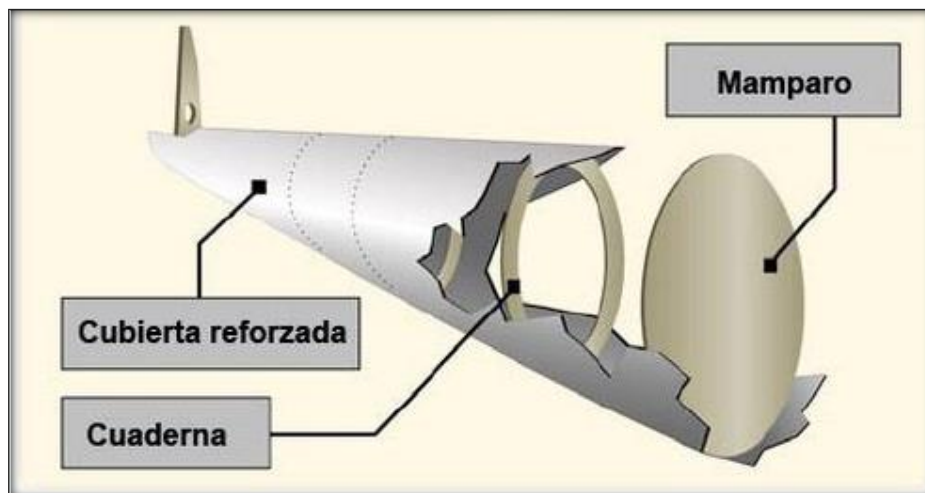


Figura 3. Estructura monocasco de una aeronave.

Fuente: cielosdeleon.com/

c. Fuselaje semimonocasco

La construcción semimonocasco, utiliza una subestructura a la que se adhiere la piel del avión. La subestructura, que consta de mamparos y / o formadores de varios tamaños y largueros, refuerza la piel estresada tomando parte de la tensión de flexión del fuselaje. La sección principal del fuselaje también incluye puntos de sujeción del ala y un cortafuego. En los aviones monomotor, el motor suele estar unido a la parte frontal del fuselaje. Hay una partición a prueba de fuego entre la parte trasera del motor y la cubierta de vuelo o cabina para proteger al piloto y a los pasajeros de incendios accidentales. Esta partición se denomina cortafuegos y generalmente está hecha de material resistente al calor, como el acero inoxidable, este tipo de estructura hace posible soportar los esfuerzos de compresión, flexión y torsión sin fallos del revestimiento. Es el tipo empleado con preferencia. («Types of Aircraft Construction – Truss Structure», 2011).

Revestimiento (skin).

- Transmite las presiones aerodinámicas a los elementos rigidizadores longitudinales y transversales, en los que se apoya.
- Absorbe esfuerzos cortantes, procedentes de las fuerzas de corte y momentos de torsión.
- Colabora con los elementos rigidizadores longitudinales (larguerillos) en absorber esfuerzos normales producidos por fuerzas axiales.
- Colabora con los larguerillos y cuadernas en absorber los esfuerzos producidos por la presurización.

- Proporciona la forma externa, necesaria para que el avión se comporte según la aerodinámica que se ha calculado.
- Ayuda a la distribución de presurización en la aeronave.

Larguerillos (stringers).

- Su disposición es según la dirección longitudinal del fuselaje, o el ala, o de las superficies de cola.
- Absorben con el revestimiento esfuerzos normales producidos por la fuerza normal y el momento flector y la presurización.
- Distribuir cargas axiales inducidas por flexión. (Aeroinvestigaciones, 2013).

Largueros (spars)

- Son vigas que recorren el fuselaje de forma longitudinal, soportando flexión y las posibles cargas axiales. (Aeroinvestigaciones, 2013).

Cuadernas. (formers)

- Son elementos estructurales que dan forma al revestimiento y sirven de apoyo del mismo y de los larguerillos. (Aeroinvestigaciones, 2013).

Mamparos de presión. (bulkhead).

- En caso de que el fuselaje esté presurizado, delimitan la zona presurizada en su parte posterior y anterior, y tienen forma similar a un casquete esférico. (Aeroinvestigaciones, 2013).

Mamparos de división y marcos

Son mamparos planos, utilizados en zonas de concentración de esfuerzos, como en el soporte de los motores, del tren de aterrizaje o del ala. (Cuevas, s.f., pág. 6)

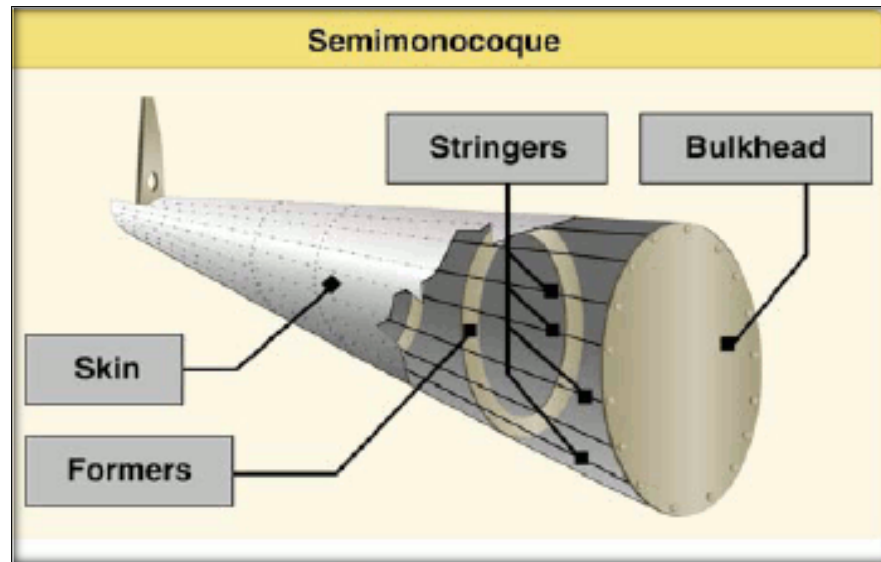


Figura 4. Fuselaje con una estructura semimonocasco.

Fuente: <http://www.cielosdeleon.com/>

NOTA. - Puesto que el fuselaje de la aeronave HAWKER SIDDELEY SH-125-400 presenta una fabricación por tres secciones: fuselaje de nariz, fuselaje central, y fuselaje trasero; elementos estructurales como: formadores, mamparos de presión, y larguerillos; y un revestimiento delgado, pasa a considerarse como una estructura semimonocasco.

2.3.2. Estructura del ala

En el caso del ala, lo habitual es utilizar una estructura semimonocasco. Ya que está formada por el mismo tipo de elementos que el fuselaje homónimo, con algunas excepciones:

- a) Los largueros suponen el elemento estructural más importante. Cada larguero está adosado tanto al revestimiento superior como al inferior, recorriendo el ala longitudinalmente.

- b) los elementos transversales que dan la forma a la sección se denominan costillas.
 - c) No hay mamparos de presión, ya que no existen cargas de presurización
 - d) Se insertan herrajes para unir el ala al fuselaje o las superficies de control al ala.
- (Cuevas, s.f., pág. 8).

El ala suele construirse con costillas paralelas al eje de la aeronave cerca de la raíz y perpendiculares al larguero cerca de la punta, buscando beneficios aerodinámicos o estructurales en cada caso. (Cuevas, s.f., pág. 8)

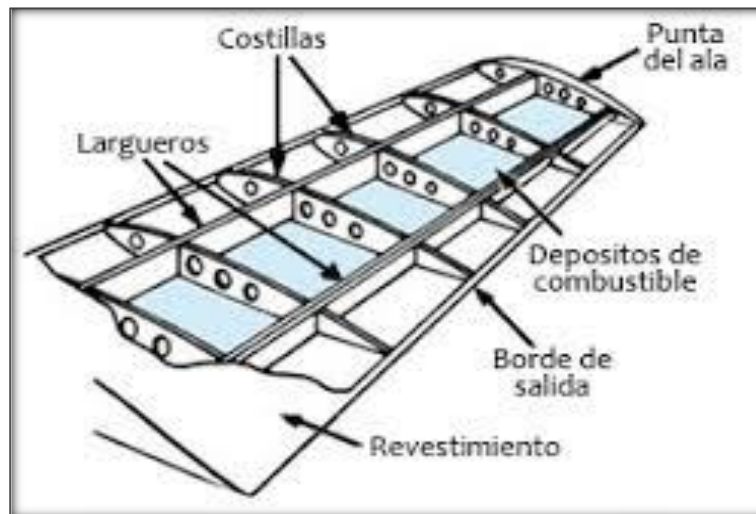


Figura 5. Estructura de un ala.

Fuente: manualvuelo.es/1pbav/14_avion.html

2.3.3. Superficies de Control de vuelo

Los componentes necesarios para el control de vuelo de los aviones también forman parte de la estructura de la aeronave, estos constan de varios sistemas que se manejan desde la cabina de piloto mediante una palanca o cabrilla de mando, los pedales de dirección y un conjunto de instrumentos que proporcionan la información necesaria para su uso. («5 - Controles de vuelo», 2005).

a. Controles de vuelo primarios

Los aviones son capaces de operar en los tres ejes debido a sus elementos de control.

- **Alerones:** son aquellas superficies que controlan la aeronave en cuanto a su eje longitudinal la maniobra que realiza la aeronave en este eje se denomina alabeo.
- **Elevadores:** estas superficies permiten que la aeronave realice un giro en su eje transversal, este movimiento se denomina cabeceo.
- **Timón:** es la superficie que le permite el control de la aeronave en el eje vertical el movimiento generado por esta superficie se denomina guiñada.

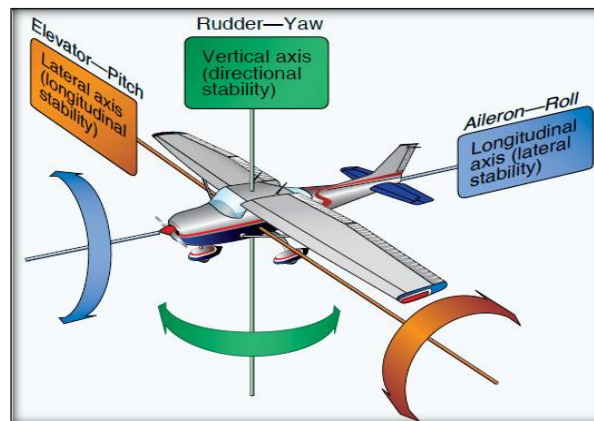


Figura 6. Ejes de giro de una aeronave.

Fuente: flightliteracy.com/

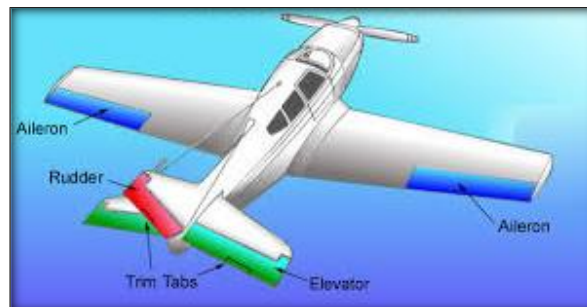


Figura 7. Superficies primarias de control.

Fuente: transponder1200.com

b. Controles de vuelo secundarios

Las aeronaves pueden disponer de mandos de vuelo secundarios, que son sistemas con funciones auxiliares a las básicas, como mejorar o adecuar las características de actuación de la aeronave. Los sistemas de compensación son utilizados para aliviar al piloto de la necesidad de mantener una presión constante sobre los mandos de vuelo de la aeronave, se consideran controles secundarios. (Akum, 2015).

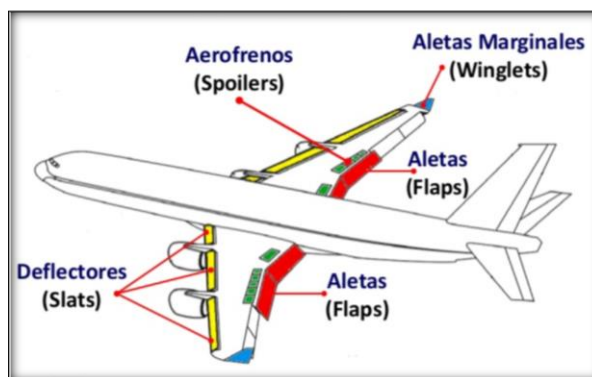


Figura 8. Superficies hipersustentadoras.
Fuente: javieryergamartinez.blogspot.com

2.3.4. Trenes de aterrizaje

El tren de aterrizaje es un componente esencial que cumple tres misiones básicas: soportar la aeronave, posibilitar su movimiento en tierra y amortiguar el impacto en el aterrizaje. El tren de “triciclo” es el que comúnmente las aeronaves poseen, con dos trenes principales y otra posicionada ya sea en la nariz de la aeronave o en la parte trasera de esta y es llamado patín de cola. Existen dos tipos de trenes de aterrizaje que se caracterizan por su configuración: fijo o retráctil. En el caso de ser retráctil, en la cabina de mando, encontramos una palanca que controla el sistema, esta hace extender o retraer el tren de aterrizaje según la posición en la que se encuentre (Armendáriz, 2018).



Figura 9. Palanca de control.
Fuente:chapter 13, pagina 25

2.3.5. Estabilizadores

El conjunto de cola del avión se denomina técnicamente empenaje, estructuralmente es la parte posterior del avión, estos elementos junto con las superficies estabilizadoras logran darle la estabilidad necesario en vuelo a la aeronave, Su construcción es muy similar a la usada en las alas, Las cargas en los estabilizadores son soportadas de la misma forma en la que lo hacen las alas, los estabilizadores consiste de dos partes: estabilizador horizontal y vertical. En la parte posterior del estabilizador vertical dispone de una superficie móvil denominada timon de dirección (RUDDER). De igual modo. Al estabilizador horizontal se unen superficies móviles conocidas como timones de profundidad o elevadores. (Oñate, 2007).

a. Estabilizador horizontal

El estabilizador horizontal ayuda a la estabilidad longitudinal del avión. Estas superficies están situadas en posición horizontal en la parte trasera del avión, la ubicación de estas superficies depende del diseño de la aeronave, que por lo general existe un estabilizador horizontal a cada costado del fuselaje de la aeronave. («Avión - EcuRed», 2019)

En el borde de salida de dicha superficie se encuentran instalados las superficies de control llamadas elevadores o también conocidas como timones de profundidad. Mediante el movimiento de estas superficies la aeronave es controlada en cuanto a parámetros de altitud, a este movimiento se lo conoce como pitch o cabeceo. («Avión - EcuRed», 2019).

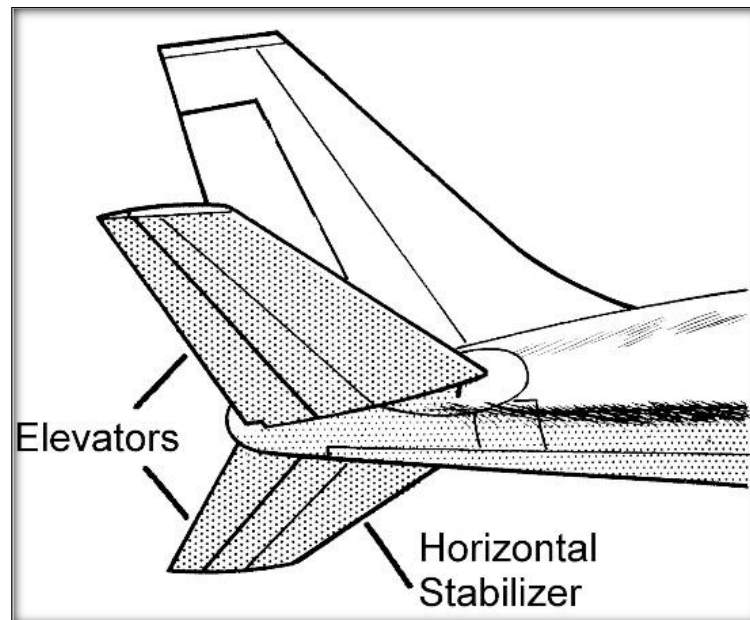


Figura 10. Estabilizador horizontal
Fuente: <https://greatbustardsflight.blogspot.com/>

b. Estabilizador vertical

Esta superficie contribuye en la estabilidad direccional del avión. Este va instalado en la parte trasera de la aeronave, y por lo general en la parte superior de forma vertical, en el lleva instalado la superficie de control que permite a la aeronave a realizar cambios de dirección. La superficie de control mencionada se denomina timón de dirección (rudder). El giro que provoca en la aeronave es denominado guiñada. («Avión - EcuRed», 2019)

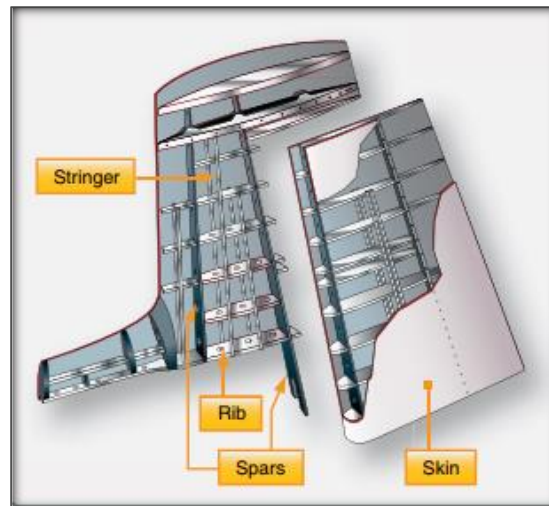


Figura 11. Estabilizador vertical

Fuente: chapter 1 pagina 24

2.4. Materiales de fabricación de la estructura de una aeronave

Para la elaboración de la estructura de una aeronave como los fuselajes, que deben soportar numerosos esfuerzos, se debe tener en cuenta el material a usar en dicha fabricación. Los tres grupos de materiales para la fabricación de aeronaves son: las aleaciones férreas, las aleaciones ligeras (de Aluminio, Titanio o Magnesio), materiales compuestos (fibra de carbono, fibra de vidrio).

2.4.1. Aleaciones férreas

El elemento base de la aleación es el hierro (Fe) pudiendo contener otros elementos aleantes tales como el cromo, níquel, vanadio, entre otros. La clasificación de la aleación ferrosa según el contenido de carbono comprende 3 grupos: hierro, acero, y fundición. De los cuales los aceros son utilizados ampliamente en el campo aeronáutico.

Aceros

El Acero es básicamente una aleación o combinación de hierro y carbono alrededor de 0.05% hasta menos de un 2%, esta se denomina una aleación ferrosa ya que está compuesta principalmente por hierro, carbono y otros elementos como el silicio, manganeso, fósforo, y azufre. Dependiendo del uso se fabrican aleaciones adicionando otros elementos como el níquel y cromo. Sus características principales son:

- Buena resistencia mecánica
- Ductilidad

Aceros al carbono

Se dividen en tres grupos:

- **Con contenidos de carbono del 0,10 al 0,30%:** son llamados acero de bajo contenido de carbono y se utilizan para alambres de frenado, algunas tuercas y bujes y para extremos de varillas roscadas. En forma de lámina se utiliza para piezas estructurales secundarias y, también para tubos estructurales sometidos a bajos esfuerzos. («Usos del acero y sus Aleaciones», 2019).

- **Con contenidos de carbono del 0,30 y el 0,50%:** de carbono se denominan de contenido medio de carbono. Se utilizan para trabajos de forja donde se quiera alcanzar cierta dureza superficial del material. («Usos del acero y sus Aleaciones», 2019).
- **Con contenidos de carbono del 0,50% y el 1.05%** son aceros de alto contenido de carbono y cuando se los trata térmicamente adquieren gran dureza, resistencia al corte y al desgaste, deformándose muy poco. Su uso es muy limitado en aviación utilizándose solo en resortes. (SAE 1095). («Usos del acero y sus Aleaciones», 2019).

Aceros aleados

Se considera que un acero es aleado cuando el contenido de un elemento excede uno o más de los siguientes límites: 1,65% de manganeso (Mn); 0,60% de silicio (Si); 0,60% de cobre (Cu)

- O, cuando hay un porcentaje especificado de cromo, níquel, molibdeno, aluminio, cobalto, niobio, titanio, tungsteno, vanadio o zirconio. («Clasificación de los Aceros», 2019).

Los aceros aleados se usan principalmente cuando se pretende conseguir cualquiera de las siguientes propiedades:

- Desarrollar el máximo de propiedades mecánicas con un mínimo de distorsión y fisuración;

- Favorecer la resistencia al revenido, incrementar la tenacidad, disminuir la sensibilidad a la entalla. («Clasificación de los Aceros», 2019).

Generalmente se los usa tratados térmicamente. el criterio más importante para su selección es normalmente su templabilidad, pudiendo todos ser templados en aceite. («Clasificación de los Aceros», 2019).

Aceros al níquel

Al aumentar C, los aceros son más resistentes, pero los hace quebradizos. Contienen del 3 al 3,5 % de níquel. La adición de níquel mejora las características de dureza, tenacidad, resistencia y límite elástico de los aceros. La aleación que contiene Ni al 36 % se llama Invar, es de estructura completamente austenítica y tiene un coeficiente de dilatación bajo. El acero SAE 2330 se emplea frecuentemente en pasadores, terminales, pernos y abrazaderas, también es aplicado en la fabricación de instrumentos de precisión. («Aceros para Estructuras Aeronauticas - Aeronautica», 2017).

Aceros al cromo

El cromo se adiciona al acero con dos fines principales. En primer lugar, para aumentar la dureza del acero. Si el níquel aumenta la tenacidad de acero, el cromo aumenta la dureza. En segundo lugar, para incrementar la resistencia a la corrosión (más del 12 % de Cr). Es por ello que estos aceros se emplean en cojinetes, rodamientos, y otros elementos, estos aceros pueden contener de 0.05% hasta 0.20% de carbono y de 4% hasta 25% de cromo («Aceros para Estructuras Aeronáuticas», 2017).

Aceros al níquel - cromo

Con estos aceros se pretende combinar las propiedades que aportan el cromo y níquel al acero, aumentando la dureza, tenacidad y resistencia a la corrosión. es posible obtener una amplia gama de aceros dependiendo de las proporciones utilizadas.

Los aceros para construcción típico son de 0,2 a 0,55% de C, 1 a 4,75% de Ni, 0,45 a 1,75 %de Cr, resto Fe. Sometidos a tratamiento térmico presentan resistencia a la tracción de 640 a 1.130 MPa, posteriormente del temple alcanzan 1.765 MPa. Se utilizan en piezas que necesitan tenacidad y resistencia al choque, como cigüeñales y bielas, estos se elaboran por lo general con acero SAE 3140. («Aceros para Estructuras Aeronauticas - Aeronautica», 2017).

Un acero de esta serie, más duro que el anterior, es el SAE 3310. Tiene más níquel y cromo que el anterior y alcanza una dureza que se puede calificar de excepcional, Por esta razón es el acero típico de construcción de cajas de engranaje, piñones y toda clase de ruedas dentadas.(«Aceros para Estructuras Aeronauticas», 2017).

Aceros con molibdeno

La aleación de acero-molibdeno es una aleación de alta resistencia. Las aleaciones más utilizadas de este tipo son las que comprenden entre el 0,25 y el 0,25% de molibdeno y 0,50 a 1,10% de cromo. Estos aceros al ser tratados térmicamente, se endurecen y aumentan su resistencia. son utilizados en piezas y componentes estructurales soldados tales como, soportes y trenes de aterrizaje.(«Usos del acero y sus Aleaciones», 2019).

El uso del molibdeno con acero presenta las ventajas siguientes: le confiere un mayor endurecimiento y penetración al temple, mejora la tenacidad y las propiedades mecánicas a altas temperaturas y reduce la fragilidad. se usa en los aceros estructurales, en las partes principales de máquinas, aviones y en general en aquellos equipos que necesitan dureza, alta resistencia a la tensión, al impacto, a la fatiga del material. En general en los aceros varía de 0,1 a 1 % de molibdeno contenido. Se llaman "aceros de bajo contenido en Molibdeno", a los aceros con 0,1 a 0,5 % de molibdeno contenido. Sobre 0,5 % de molibdeno contenido se consideran como aceros de alto contenido en molibdeno. («Aleaciones de Molibdeno Con Acero», 2019)

Aceros cromo molibdeno.

La agregación a los aceros de cantidades de molibdeno entre el 0,15 % y el 0,25 %, proporciona a los aceros al cromo la cualidad de hacerlos soldables. después de añadir molibdeno resulta que estos aceros conservan las buenas características mecánicas anteriores. Se emplean con preferencia en todos aquellos montajes que requieran o vayan a necesitar unión por soldadura. («Aceros para Estructuras Aeronauticas», 2017).

El exponente principal de este grupo es el SAE 4130 es el más empleado en aeronáutica en: forma de perfiles y tubos para fuselajes en estructuras reticuladas. («Aceros para Estructuras Aeronauticas», 2017).

Aceros inoxidables,

El contenido en carbono es bajo (entre 0,08 y 0,25 %), tienen por lo menos 15 % de cromo y 5 % en cuanto al níquel. Sus características de resistencia mecánica son

moderadas si se comparan con los aceros Maragin, esta resistencia es similar a la resistencia de los aceros de contenido medio de carbono. («Aceros para Estructuras Aeronauticas - Aeronautica», 2017).

El cromo forma una capa de óxido que protege el material contra la corrosión. Un mínimo de 15% de Cr es necesario para formar la película de protección. El níquel aporta tenacidad. («Aceros para Estructuras Aeronauticas - Aeronautica», 2017).

Aceros de alta resistencia

Es un metal compuesto esencialmente de Hierro mezclado con carbono en una proporción entre el 0.03% y el 2%. El acero High-strength low-alloy (HSLA), de alta resistencia y baja aleación, es una familia de aceros con composición relativamente simple. Esto lo hace ideal para la soldadura. Su bajo costo en comparación con otros tipos especializados de acero hace que sea ideal como material estructural, donde la resistencia a la corrosión, la fuerza y la dureza extrema no son necesarias. (ivane gallardo, 2017)

- Las placas de acero de alta resistencia / baja aleación, poseen mayor resistencia que las placas tradicionales de acero al carbón,
- Estas placas de acero pueden reducir sustancialmente los costos de producción al dotar la resistencia requerida con un peso mucho menor.
- Disponible con un nivel mínimo de resistencia de 50000 psi.
- La resistencia a la corrosión atmosférica es la misma de las placas de acero al carbón. (ivane gallardo, 2017)

Los HSLA tienen un contenido de carbono relativamente bajo: generalmente menos de un 0,50 %. Sin embargo, tienen elementos adicionales, tales como manganeso (hasta 1,5 %). La composición química está dirigida a proporcionar la mejor relación resistencia-costo para el acero estructural y por lo general se ofrece en forma de hoja o placa. Con la adición de Microaleantes (Niobio o Vanadio) se desarrollaron estos aceros de alta resistencia, haciéndolos más seguros en su comportamiento mecánico.(ivane gallardo, 2017)

Aceros de herramientas.

Los aceros para fabricación de herramientas se diseñan para obtener alta dureza y durabilidad bajo condiciones de servicio extremas.

Los tratamientos térmicos para los aceros para herramientas son similares a los de los aceros de baja aleación, la mayoría de los aceros para herramientas son muy aleados y se deben tomar precauciones especiales durante el procesado para alcanzar un balance apropiado de carburos aleados en una matriz de martensita revenida para una dada aplicación como herramienta.(*CAP11 Aceros para herramientas .pdf*, recuperado el 2019).

Las normas SAE clasifican los aceros para herramientas en los siguientes grupos: .(SAE, 2019, pág. 5 y 6).

- W: de temple en agua
- S: resistentes al impacto

- O, A, D: para trabajo en frío
- H: para trabajo en caliente
- T, M: rápidos
- L: para propósitos especiales

Aceros Maraging

Son aceros singulares pues combinan gran tenacidad y alta resistencia mecánica. Estas dos propiedades van en sentido opuesto en otros tipos de aceros, es decir, que cuanto mayor es la resistencia mecánica menor es la tenacidad. En los Maraging, no. Se trata de aceros de muy bajo contenido de carbono (0,03 %), cuentan con 18% (o más) de níquel y otro tanto de cobalto.

En límite elástico llegan hasta 2.000 MPa (203,8 kg/mm²), su resistencia a la tracción puede llegar hasta 2450 MPa esto implica que puede soportar fuerzas de tracción extremas sin sufrir deformaciones permanentes Este acero se obtiene calentando el material en horno hasta 850 °C y luego se procede a un enfriamiento lento a temperatura ambiente. Este acero es extensamente empleado en: el fuselaje, empalmes de las alas, y parte de maquinaria que deben tener una larga vida útil. («Aceros para Estructuras Aeronauticas—Aeronautica», 2017).

Tratamientos térmicos de los aceros

La modificación de las propiedades de un acero con calentamiento y enfriamiento controlados se define como tratamiento térmico y es un término en general que abarca

los procesos de reblandecimiento, endurecimiento y tratamiento de superficies. El reblandecimiento incluye, por ejemplo, liberar esfuerzos y recocido. El endurecimiento abarca procesos como templado en martensita en austenita y endurecimiento entre sí.

Temple

El temple es un tratamiento térmico al que se somete al acero para obtener un acero de alta dureza llamado martensita. Se trata de elevar la temperatura del acero hasta una temperatura cercana a 1000°C en el cual la ferrita se convierte en austenita, y posteriormente someterlo a enfriamientos bruscos y continuos en agua, aceite o aire. La capacidad de un acero para transformarse en martensita durante el temple depende de la composición química del acero y se denomina templabilidad. Al obtener aceros martensíticos, en realidad, se pretende aumentar la dureza. El problema es que el acero resultante será muy frágil y poco dúctil, porque existen altas tensiones internas. (Tratamientos térmicos de los metales, 2009)

- **Agua:** es un medio rápido de enfriamiento. Se consiguen temples muy fuertes y se utiliza para templar aceros al C. Puede producir deformaciones y grietas
- **Aceite:** enfriamiento más lento. Se consiguen temples más suaves. Se utiliza para aceros aleados.
- **Aire:** es el enfriamiento más lento. Provoca aceros perlíticos. (Saiz, 2019, pág. 1).

Revenido

Es un tratamiento térmico que sigue al temple, este solo se aplica a aceros previamente templados. (Saiz, 2019, pág. 2).

Consiste en calentar el acero por debajo de 723°C para que la martensita adquiera una estructura más estable. Luego es enfriado al aire relativamente rápido. El carácter de la transformación del acero depende de la velocidad de enfriamiento. Se distingue de forma básica del temple en cuanto a la velocidad de enfriamiento y a la temperatura a la que es sometido el metal. En el proceso de un enfriamiento lento en un horno se verifica el recocido; si el enfriamiento se realiza al aire libre, tal recocido se denomina normalización. Después del temple, obligatoriamente, se ejecuta el revenido, cuyo objetivo es disminuir en algo la uniformidad de la estructura y, de tal modo, quitar las tensiones internas de la pieza. El revenido siempre se realiza a una temperatura menor a la de la transformación del material. (Saiz, 2019, pág. 2).

Recosido

El recocido es el tratamiento térmico que, Consiste básicamente en un calentamiento hasta la temperatura de austenización ($800-925^{\circ}\text{C}$). se mantiene durante un tiempo dicha temperatura para después someterlo a un enfriamiento lento. tiene como objetivo principal el ablandar el acero, aumentar la ductilidad y tenacidad. Suele emplearse para eliminar las tensiones del temple o eliminar las tensiones internas que siguen a un trabajo en frío. con este tratamiento se logra aumentar la elasticidad mientras que disminuye la dureza. (tratamiento térmico, 2017).

También facilita al mecanizado de las piezas al homogeneizar la estructura, afinar el grano y ablandar el material, eliminando la acritud que produce el trabajo en frío y las tensiones internas. (tratamiento térmico, 2017).

Normalizado.

Este tratamiento se emplea para eliminar tensiones internas del material tras una forja o laminación para darle al acero las propiedades que se consideran normales de su composición. Este proceso se realiza calentando el acero a una temperatura unos 50°C – 80°C por encima de la temperatura de austenización y se deja enfriar al aire. En cuanto al enfriamiento, este es más rápido que en el recocido y más lenta que el temple. (Saiz, 2019, pág. 1 y 2).

Con este tratamiento se consigue homogeneizar la estructura, y aumentar la tenacidad del acero. Se obtienen estructuras más duras y con mayor resistencia que con el recocido. Este tratamiento es típico de los aceros al carbono de construcción de 0.15% a 0.60% de carbono. (Saiz, 2019, pág. 1 y 2).

2.4.2. Aleaciones ligeras

Por lo general se conocen a las aleaciones ligeras como la combinación de metales cuyo peso es menor al del acero. (Stone Salazar, 2016).

Las aleaciones ligeras se dividen en tres grupos: aleaciones de aluminio, aleaciones de titanio y aleaciones de magnesio. De entre todas estas las aleaciones a base de aluminio son mayormente utilizadas en la industria aeronáutica. (Stone Salazar, 2016).

Las aleaciones de aluminio que emplea la industria aeronáutica son el resultado de la combinación del aluminio (Al) con otros metales: cobre (Cu), manganeso (Mn), cinc (Zn)

y magnesio (Mg). Aunque otros metales se pueden combinar con (Al) solo los citados tienen suficiente solubilidad sólida para considerarse elementos aleantes.

El circonio (Zr), cromo (Cr) y manganeso (Mn) tienen poca solubilidad sólida en aluminio. Pero poseen la capacidad de controlar la estructura granular de la aleación de aluminio. Su densidad es relativamente baja y poseen gran resistencia mecánica. Estas dos cualidades, poco peso específico (2,8 g/cm³) y alta resistencia mecánica, son esenciales para la construcción de aviones. («Aleaciones de Aluminio», 2017).

El aluminio puro es un metal que tiene una capacidad muy elevada en cuanto a la resistencia a la corrosión. Las aleaciones de aluminio por lo contrario no tienen la misma capacidad para soportar los ataques corrosivos. Con las aleaciones se trata de prevenir su deterioro con el paso de tiempo.

El caso más conocido es el alclad. A menudo las aleaciones de aluminio son recubiertas con una película de aluminio puro. La resistencia a la corrosión del alclad es idéntica a la del aluminio puro en tanto se mantenga intacta la película protectora exterior.

a. Designación de las aleaciones de aluminio

El Sistema Internacional de Clasificación de Aleaciones (International Alloy Designation System) es el que se emplea en aeronáutica y se aplica para identificar las aleaciones de aluminio.

Se compone de cuatro dígitos (xxxx).

- El primero indica la serie de la aleación.
- El segundo dígito, si es distinto de O, indica la revisión de la aleación (modificaciones que ha experimentado la aleación).
- Los dos últimos dígitos tienen solo sentido técnico para la serie 1; indican el grado de pureza. Para las restantes series los dos últimos dígitos son arbitrarios. («Aleaciones de Aluminio», 2017)

Tabla 2
Aluminio y sus aleaciones

Principal Aleante	Designación	Tratamiento térmico
Aluminio Puro	1xxx	No tratable
Cobre	2xxx	Tratable
Manganeso	3xxx	No tratable
Silicio	4xxx	No tratable
Magnesio	5xxx	No tratable
Magnesio y Silicio	6xxx	Tratable
Zinc	7xxx	Tratable
Otras aleaciones	8xxx	/

Fuente: <https://inicioaeronautico.wordpress.com/2017/05/14/aluminio-y-sus-aleaciones/>

b. Usos de las aleaciones de aluminio en aeronáutica

Actualmente pueden distinguirse dos aleaciones de aluminio empleadas en el sector de la aeronáutica. Ya que son la más utilizadas en este campo.

✚ Las aleaciones de la serie 2XXX

Tienen como principal elemento de aleación el Cu y se encuentra en la aleación con valores comprendidos entre el 1,9 y el 6,8%, aunque también contienen pequeñas cantidades de algún otro elemento de aleación. Una de las aleaciones más importantes de la serie es la 2024, que contiene alrededor de un 4.5% de Cu, 1.5% de Mg y 0.6% de Mn, para aumentar aún más las propiedades mecánicas, se realiza un envejecimiento artificial o endurecimiento por precipitación para incrementarlas perdiendo elongación y resistencia a la corrosión. Las aleaciones de las series 2XXX, son utilizadas en secciones o componentes de aeronaves sometidas a niveles elevados de tensión y cargas alternas. Suelen ser utilizadas el recubrimiento del fuselaje. Las aleaciones de esta serie tienen baja velocidad de propagación de fisuras (crack). («Aluminio y sus aleaciones», 2017).

✚ Las aleaciones de la serie 7XXX

El zinc es el elemento más importante, cuando se agrega una pequeña cantidad de magnesio resulta tratable térmicamente lográndose alta resistencia mecánica. La aleación más importante de esta serie es la 7075, que tiene una composición aproximada de 5.6% de Zn, 2.5% de Mg, 1.6% de Cu y 0.25% de Cr, que con un tratamiento T6 alcanza resistencias a tracción de 504 MPa.

La mayor importancia de las aleaciones de esta serie está en que alcanzan mediante envejecimiento natural unas elevadas prestaciones mecánicas por lo que se utilizan ampliamente en elementos estructurales sometidos a altas solicitaciones como estructuras de fuselaje y hélices, («Aluminio y sus aleaciones», 2017).

c. Tratamientos térmicos del aluminio

Los tratamientos en el aluminio, pueden incluir procesos de deformación, entre estos tratamientos está: el recocido, disolución, temple y envejecimiento. No todos estos procesos pueden aplicarse, debido a que algunas aleaciones no reaccionan a los tratamientos térmicos. Por ejemplo, el recocido, aplica a todas las aleaciones de aluminio, mientras que la disolución y el temple sólo se pueden aplicar a algunas de estas aleaciones. Es importante saber que solo las aleaciones de aluminio de las series: 2xxx, 6xxx, 7xxx, y algunas de la serie 8xxx pueden ser sometidas a tratamiento térmico. La nomenclatura de cada tipo de tratamiento aplicado, se codifica mediante una T seguida de un número que muestra las secuencias específicas del proceso. (Jarro, 2015).

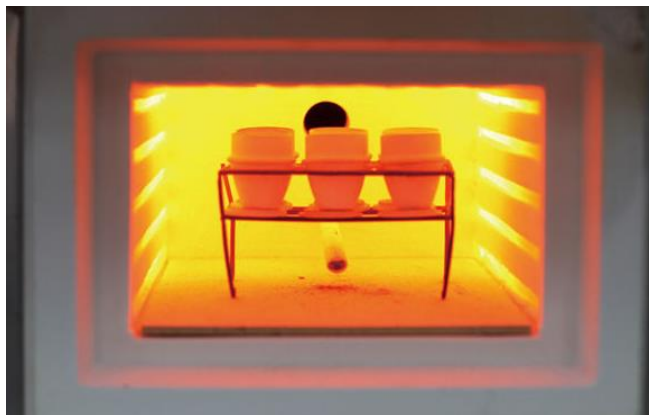


Figura 12. Tratamiento termico en un horno
Fuente: es.ckic.net/products/proximate-analyze

El recocido

Consiste en calentar un material hasta una temperatura dada y, posteriormente, enfriarlo lentamente. Se utiliza, para suprimir la dureza del aluminio y lo prepara para el proceso de disolución y posterior envejecimiento. A un material recocido se le nombra o codifica con un (-0) al final del tipo de aleación, ejemplo: 7075 -0. (Jarro, 2015).

Disolución

El primer paso es la disolución, se lleva a cabo en un horno de sales a una temperatura de 495 °C durante el tiempo necesario para que se diluyan los precipitados, a diferencia del acero, los precipitados en un aluminio son partículas formadas a partir de los aleantes que éste contiene, los cuales se disuelven en el proceso de disolución. Una vez finalizado este procedimiento, se efectúa un “temple” (Jarro, 2015)

Temple

En este proceso se enfría bruscamente la aleación en agua o en un polímero a base de agua a temperatura ambiente. La diferencia entre un estos medios consiste en que el agua permite un enfriado más brusco, pero puede deformar el material, el polímero a base de agua, elimina la energía del material no tan drásticamente, y evita que el material se deforme, el proceso de disolución y temple se designa mediante una -W. (Jarro, 2015).

Envejecimiento.

Se trata de un tratamiento complementario al temple También conocido como revenido. (Jarro, 2015).

Es un proceso que puede ocurrir a temperatura ambiente (envejecimiento natural) o a temperaturas de 120°C (envejecimiento artificial). Este proceso es el encargado de dar la resistencia final y la dureza requerida. Por ejemplo, el de la aleación 2024, es necesario exponerla a un proceso de envejecimiento natural, en un período de 96 horas (valor máximo); pasado este tiempo, la aleación pasa de condición 2024-W a 2024-T4. Las aleaciones 7075 requieren de un envejecimiento artificial, esta entra en un horno a una temperatura de 120 °C por 24 horas para alcanzar la dureza y resistencia a la tensión máxima. Este tratamiento cambia la condición del aluminio a 7075-T6. (Jarro, 2015).

A continuación, se detalla la nomenclatura designada a cada uno de los tratamientos térmicos, en cuanto se refiere a aleaciones de aluminio:

❖ **T1. Tratamiento de temple desde la temperatura de fundición y maduración.** -

Significa que la pieza ha cruzado por un proceso anterior de fundición a una temperatura de 600°C, aproximadamente. Posteriormente se realiza un proceso de temple. Luego el aluminio es expuesto a maduración natural por 96 horas.

Aplicación: el tratamiento T1 se por lo general en las aleaciones de la serie 2xxx, para la fabricación de vigas estructurales para aeronaves.

❖ **T2. Tratamiento de temple desde la temperatura de fundición y maduración natural.** -

Se realiza el mismo proceso anterior y se temple en agua. Después se aplica un proceso de deformación en frío conocido como acritud, luego la pieza es dejada al aire para que envejezca y aumente su dureza el t1 y T2 son procesos que ya vienen con estas características desde su fábrica.

- ❖ **T3. Tratamiento térmico de disolución, temple, y maduración natural.** - El proceso consiste en que el material se encuentre en condiciones de recocido luego se ejecuta el mecanizado, luego se envía a tratamiento térmico por disolución a 495°C, posteriormente se realiza el temple y luego el proceso de acritud para reducir su área, posteriormente la pieza es sometida a maduración natural.

Aplicación: 2024-T3 es la condición de mayor resistencia mecánica y resistencia a la fatiga utilizado en pieles de aeronaves, como piezas varias.

- ❖ **T4. - tratamiento de disolución, temple, y maduración natural.** - Es similar al proceso T3, con la diferencia que, dentro de sus etapas, no se lleva a cabo el proceso de acritud, es decir que después de que la pieza haya sido sometida a temple, se deja a temperatura ambiente para que adquiera su dureza final.

Aplicaciones: 2024-T4 es utilizado para la fabricación de piezas varias.

- ❖ **T5. – tratamiento desde temperatura de fundición y maduración artificial.** - Este tipo de tratamiento requiere fundición y temple posterior. Luego requiere de maduración artificial a una temperatura de 120°C durante el tiempo necesario con el fin de adquirir dureza.

Aplicaciones: 6063-T5 aplicaciones en marcos de puertas, y piezas arquitectónicas.

- ❖ **T6. – tratamiento de disolución, temple y maduración artificial.** - Requiere de un proceso de disolución, temple y maduración artificial este tratamiento se realiza a piezas aeronáutica que trabajan en condiciones de compresión y no están a tracción.

Aplicación: 7075-T6 es utilizado para moldes y piezas aeroespaciales que estén bajo esfuerzos de compresión.

- ❖ **T7. – tratamiento térmico de disolución, temple y sobre maduración estabilizado.** - Requiere de los mismos procesos de disolución y temple del T3 y T4, con la diferencia que en este tipo de tratamiento se debe aplicar al material un sobre-envejecimiento. Dicho proceso se lo realiza envejeciendo una vez más el material a una temperatura de 175°C.

Aplicación: se lo utiliza en piezas aeronáuticas que no requieren elevadas resistencias, pero si es crítica en cuanto a fragilidad: por ejemplo, el 7075-T7.

- ❖ **T8. – tratamiento de disolución, temple, y maduración artificial.** - Requiere los mismos procesos del T3 con la diferencia que, se realiza una maduración artificial para adquirir la dureza máxima del material.

Aplicación: el aluminio 2011-T8 se utiliza en piezas para relojería, partes de cámaras, televisores, entre otros.

- ❖ **T9. – tratamiento de disolución, temple, maduración artificial.** - Es el mismo tratamiento del T8, pero el proceso de acritud se realiza después de la maduración artificial estos cambios generan cambios en la resistencia de la tensión del material.

Aplicación: el 6262-T9 es utilizado en partes para válvulas, piezas decorativas, accesorios para tubería de aceite, entre otros. Su aplicación principal es la mecanización de piezas con posibilidad de anodizado de protección.

- ❖ **T10. – tratamiento de temple desde temperatura de fundición, y maduración artificial.** - Es similar el tratamiento T2, la diferencia consiste en que se realiza maduración artificial.

Aplicación: el 6061-T10 utilizado en mástiles de antenas de comunicación, como en piezas para bicicletas.

d. Los aluminios según su estado

El aluminio utiliza un código de letras, para indicar los procesos térmicos han intervenido en la elaboración del material final. Después del código de cuatro dígitos viene una letra que identifica en qué estado se encuentra el material. (Jarro, 2015)

- **F:** tal cual sale del proceso de fabricación.
- **H:** Material realizado un proceso de endurecimiento por deformación.
- **W:** solución tratada térmicamente, se aplica a materiales con envejecimiento natural.
- **O:** recosido, se aplica a materiales de forja que has pasado por un recosido completo. (Jarro, 2015).

2.4.3. Materiales compuestos

Las piezas de las aeronaves fabricadas de materiales compuestos se utilizan con el fin de ahorrar peso. Los aviones de nueva generación están diseñados con todas las estructuras a base de este material, la reparación de estos materiales requiere un conocimiento amplio de las estructuras compuestas.

Un material compuesto avanzado está hecho de un material fibroso. Una fibra es el elemento principal de carga del material compuesto. El material compuesto es fuerte y rígido en la dirección de las fibras. Los componentes hechos de materiales compuestos reforzados con fibra pueden diseñarse de modo que la orientación de la fibra ocasione propiedades mecánicas óptimas. (*Chapter 7: Advanced Composite Material*, 2019).

Por definición, un material compuesto es aquel formado por al menos dos materiales distintos, sin que se haya producido reacción química ninguna entre ellos, consiguiendo con ello propiedades que sería imposible que tuvieran por separado. La característica principal es que los materiales compuestos tienen dos componentes con una función muy específica:

- **La matriz:** es el componente que se presenta en fase continua, en primer lugar, une las fibras y actúa como un medio que distribuye a las fibras los esfuerzos externos y da estabilidad al conjunto, en segundo lugar protege al refuerzo del deterioro y evita la propagación de grietas. aunque algunas fibras individuales puedan romperse la rotura total del material no pasara hasta que las fibras adyacentes se hayan roto («la industria aeronáutica y los materiales compuestos. la tecnología “carbon forgé”», 2015).
- **El refuerzo:** es el componente que se presenta en forma discontinua, cuya misión es resistir los esfuerzos. Los refuerzos pueden adoptar dos configuraciones: la menos utilizada es la de tipo carga. y, la más utilizada es la de tipo fibra. Los diámetros pequeños tienen mayor resistencia. («la industria aeronáutica y los materiales compuestos. la tecnología “carbon forgé”», 2015).

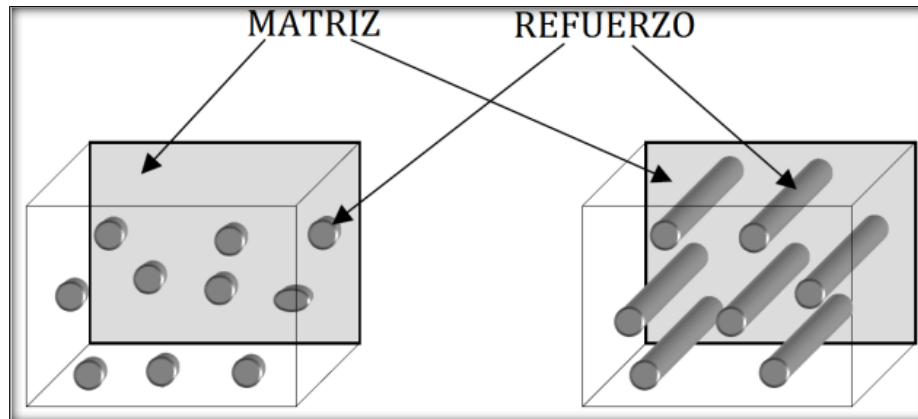


Figura 13. Componentes de una material compuesto
Fuente: revistaondicula.com/materiales-compuestos-materiales-fascinantes/

2.5. Reparaciones estructurales

El desempeño satisfactorio de una aeronave requiere un mantenimiento continuo de la integridad estructural de la aeronave. La confiabilidad de un avión depende de la calidad del diseño, así como de la mano de obra utilizada para hacer las reparaciones. El diseño de una reparación estructural de metal de un avión se complica por el requisito de que un avión sea lo más liviano posible. En la práctica real, las reparaciones deben ser lo suficientemente fuertes para transportar todas las cargas con el factor de seguridad requerido. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, 2019.).

El daño a las estructuras metálicas de las aeronaves es causado por la corrosión, el estrés normal y los accidentes. A veces, las modificaciones de la estructura de las aeronaves requieren una extensa revisión. El problema de reparar una sección dañada generalmente se resuelve duplicando la pieza original en resistencia, tipo de material y dimensiones. Todas las piezas de reparación tienen una forma que encaja en su lugar antes de que se unan a la aeronave. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, 2019.)

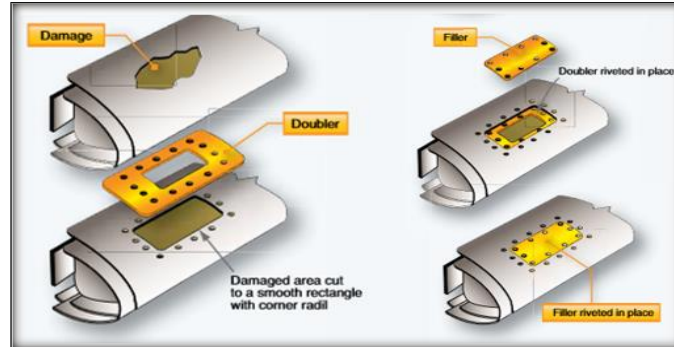


Figura 14. Reparación en el borde de ataque
Fuente: (Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair, s. f.)

2.5.1. Reparaciones mayores de estructura

Una reparación que cumpla uno o más de los siguientes puntos se la considera una reparación mayor:

- Que pueda afectar apreciablemente la aeronavegabilidad por cambio en el peso y balance, comportamiento de la resistencia estructural, operación del motor o características de vuelo.
- Si no se hace de acuerdo a prácticas aceptables o no pueden ser hechas por una operación elemental. (*subparte a - definiciones*, 2019. pag 24 s. f.)

2.5.2. Reparaciones menores de estructuras

Una reparación menor comprende Cualquier reparación que no esté clasificada como una reparación mayor. (*CAPITULO VIII v3.p1.pdf*, 2007, s. f.).

2.6. Sujetadores estructurales.

Los sujetadores estructurales, que se utilizan para unir las estructuras de chapa metálica, tienen miles de formas y tamaños.

Los sujetadores más utilizados se denominan remaches (rivets). Estos los sujetadores se dividen en dos grupos principales: remaches de vástago sólido y sujetadores de propósito especial. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.).

2.6.1. Remaches de vástago sólido.

El remache de vástago sólido es el tipo más común de remache utilizado en la construcción de aeronaves, estos sujetadores se adaptan bien a las herramientas de instalación automática de alta velocidad. La resistencia a la tracción de este tipo de remaches es muy baja en relación con su resistencia al corte. Antes de la instalación, el remache consiste en un eje cilíndrico liso con una cabeza de fábrica en un extremo. Para asegurar dos o más piezas de chapa metálica juntas, el remache se coloca en un agujero con un diámetro un poco más grande que el remache en sí. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.).

En una acción posterior el vástago se deforma, generalmente con herramientas de compresión neumáticas. Esta acción hace que el remache se expanda aproximadamente 1.5 veces el diámetro del eje original, formando una segunda cabeza que mantiene firmemente el material en su lugar. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.).

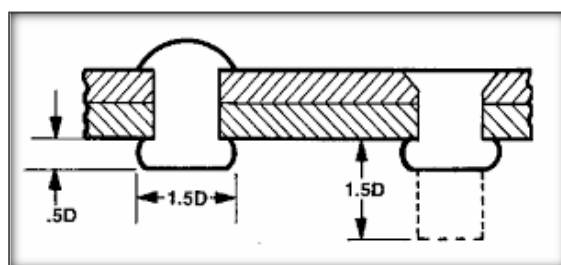


Figura 15. Remaches solidos
Fuente: eaa.org/eaa/news-and-publications

a. Forma de la cabeza del remache

Los remaches sólidos disponen de varias formas de cabeza, pero la cabeza universal y avellanada (counter-sunk) de 100° son las más utilizadas en las estructuras de aviones, se usan principalmente donde la cabeza saliente no tiene ningún significado aerodinámico. un diámetro de cabeza dos veces el diámetro del vástago y una altura de cabeza aproximadamente del 42.5 % del diámetro del vástago. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.)

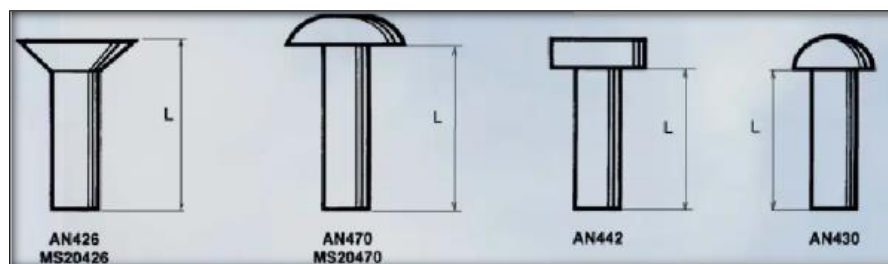


Figura 16. Tipos de cabezas de remaches
Fuente: <https://www.academia.edu/11098408/remachado>

Por lo general, los remaches se fabrican a partir de aleaciones de aluminio, como 2017-T4, 2024-T4, 2117-T4, 7050 y 5056. Titanio, aleaciones a base de níquel, como acero resistente a la corrosión, acero suave o hierro, y los remaches de cobre también se utilizan para remaches en ciertos casos. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.).

b. Identificación de los remaches (código americano)

Los remaches se definen por la forma de la cabeza, material, diámetro del vástago y longitud. Para identificar físicamente los remaches y conocer de forma inequívoca el material de que están contruidos, se realizan marcas sobre las cabezas tal y como se indica en la figura siguiente. (*Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair*, s. f.)

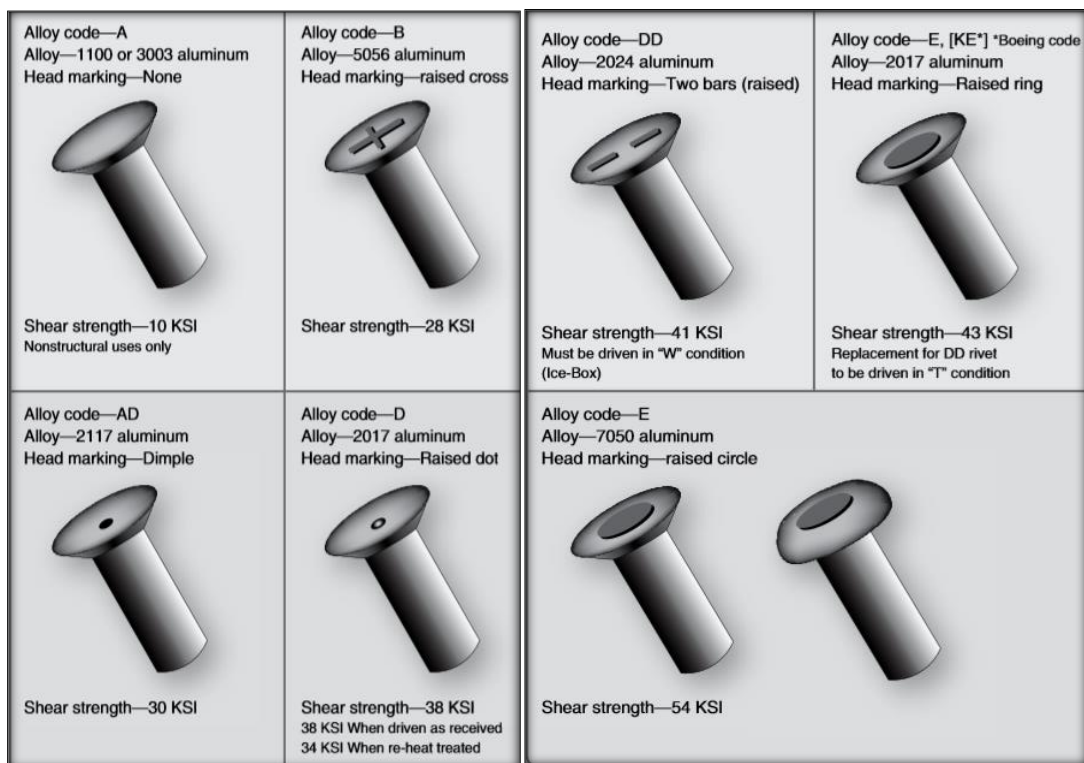


Figura 17. Nomenclatura de los remaches de aluminio

Fuente: (Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair, s. f.)

Los códigos de identificación utilizados se derivan de una combinación de los sistemas Military Standard (MS) y National Aerospace Standard (NAS), así como un sistema de clasificación más antiguo conocido como AN para Ejército / Marina. Por ejemplo, el prefijo MS identifica el hardware que cumple con las normas militares escritas. Una letra o letras que siguen el código en forma de cabeza identifican el material o la aleación a partir de la cual se hizo el remache. Al código de la aleación le siguen dos números separados por un guión. El primer número después de las letras indica el diámetro de la caña del remache en 1/32" de pulgada. Los últimos números están separados de los anteriores por un guión y representan la longitud del remache, en dieciseisavos de pulgada (1/16"). (chapter 4 Aircraft Metal Structural Repair, pág. 32).

Si no existe letra después del número estándar AN significa que es un remache de acero dulce.

Ejemplo:

AN 470 AD 3 - 5.

- **AN.** Número Estándar de la Air Army/Navy.
- **470.** Remache de cabeza universal.
- **AD.** Aleación de aluminio 2117-T.
- **3** Indica que el diámetro del remache es 3/32 de pulgada.
- **5.** Indica que la longitud es 5116 de pulgada.

2.6.2. sujetadores de propósito especial

Las últimas décadas han visto una proliferación de sistemas de cierre a ciegas basados en el concepto original, que consiste en un remache tubular con una cabeza fija y una manga hueca. Insertado dentro del núcleo del remache hay un vástago que está agrandado o serrado en su extremo expuesto cuando es activado por una pistola de remache de tipo tirador. El extremo inferior del vástago se extiende más allá de la lámina interior de metal. (chapter 4 Aircraft Metal Structural Repair, pág. 47).

Cuando en el montaje de una unión remachada no hay acceso a la parte final del remache, se usan este tipo de remaches que se denominan “ciegos”. Se han proyectado para empleo en estas circunstancias de difícil posición, de tal manera que el operador puede instalarlos solo por el lado accesible, normalmente, su uso está limitado a chapas delgadas. (Aeronautica, 2017).

NOTA: Los fabricantes de estos sujetadores usan una terminología diferente para describir las partes del remache. Los términos "mandril", "husillo" y "vástago" se usan indistintamente. Para mayor claridad, la palabra "vástago" se refiere a la pieza que se inserta en el orificio. (chapter 4 Aircraft Metal Structural Repair, pág. 48)

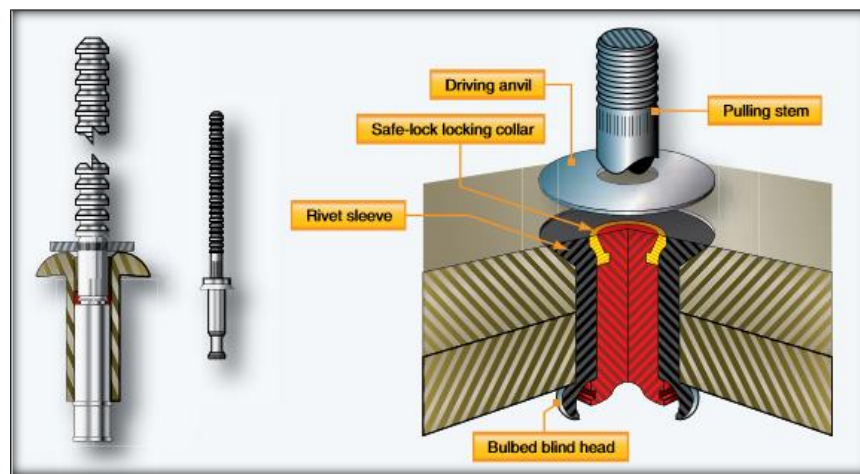


Figura 18. Remaches ciegos

Fuente: (chapter 4 Aircraft Metal Structural Repair, s. f.)

2.6.3. Tratamientos Térmicos de los remaches de aluminio.

Ya se ha hecho referencia sucinta al tema en el apartado de materiales. Lo que sigue es el resumen final sobre el tema.

a. Recibidos de fábrica con tratamiento térmico

- Los remaches de la serie 1100 se usan tal como vienen de fábrica.
- Los de la serie 5056 se usan tal como vienen de fábrica, son para aleaciones de magnesio.
- Los de la serie 2117 reciben un tratamiento térmico, que es realizado por el fabricante, y son anodizados después del tratamiento.

No precisan tratamiento térmico antes de su uso. Retienen sus características mecánicas indefinidamente después del tratamiento térmico y pueden instalarse en cualquier momento. Se puede decir que son los remaches más usados en la construcción del avión. (Aeronautica, 2017).

Los remaches de las series 2017 y 2024 (remaches de alta resistencia mecánica) vienen con tratamiento térmico dado por el fabricante. Por sus características de maduración, los remaches 2017 son difíciles de instalar transcurrida una hora del tratamiento. Los de la serie 2024, endurecen en 10 minutos después del tratamiento. No obstante, pueden recalentarse cuando sea preciso pero el anodizado hay que darlo antes del primer tratamiento. Esto se hace con el fin de prevenir la corrosión intergranular del material. (Aeronautica, 2017).

b. Recibidos de fábrica sin tratamiento térmico

Estos remaches se calientan en contenedores tubulares en un baño de sal, o en pequeñas cestas de alambre en horno. El tratamiento térmico de los remaches de la serie 2017 consiste en mantener los remaches a temperatura entre 500 y 510°C durante aproximadamente 30 minutos, e inmediatamente apagar en agua fría. Estos remaches alcanzan la máxima resistencia en aproximadamente 9 días después de su instalación. Los remaches de 2024 se calientan a temperatura de 485 a 500°C e inmediato apagado en agua fría. Este tratamiento concede a los remaches 2024 superior resistencia mecánica a cortadura que los de la serie 2017. La resistencia mecánica máxima la obtienen en 1 día después de su instalación. (Aeronautica, 2017).

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1. Preliminares

En el capítulo presentado a continuación, se especifican los procesos llevados a cabo en cuanto corresponde a la reparación estructural de los formadores 11 y 12 del lado izquierdo del avión escuela HAWKER SIDDELY SH-125-400 conforme lo expresa el manual de reparaciones estructurales (SRM) del avión.

La reparación en cuestión es de suma importancia debido a que, si el avión presenta daños en sus formadores como: rajaduras, grietas o corrosión en los mismos, disminuye su resistencia estructural en gran magnitud, la reparación estructural en los formadores ayuda a que estos mantengan su resistencia estructural o en lo posible que el daño ocasionado en ellos no se propague, de esta manera se puede conservar la performance de los formadores por un periodo de tiempo más extenso.

3.2. Ubicación de la aeronave

En la actualidad la aeronave HAWKER SIDDELEY HS-125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE se localiza en los patios del campus politécnico `` General. Guillermo Rodríguez Lara`` ubicado en la parroquia de Belisario Quevedo en la ciudad de Latacunga provincia de Cotopaxi. La aeronave antiguamente se encontraba en la plataforma del bloque 42 ubicada en las instalaciones del antiguo instituto técnico superior Aeronáutico en la ciudad de Latacunga, provincia de Cotopaxi.



Figura 19. Avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400

3.3. Acceso a la estructura interna de la aeronave.

Para obtener acceso a la estructura interna de la aeronave se procede a verificar la información técnica adecuada, estipulada en el capítulo 25 del manual de mantenimiento de la aeronave (AMM), este capítulo trata del mobiliario y equipo de cabina que se encuentra instalado en la aeronave tanto de la cabina de tripulación como en la cabina de pasajeros.

Las tareas se las ejecuta de acuerdo a lo detallado en cada uno de los procesos de remoción e instalación de los componentes y paneles que serán removidos para poder obtener acceso a la estructura interna de la aeronave.

3.3.1. Remoción de asientos.

En primera instancia se procedió a realizar la remoción de los asientos de la parte izquierda de la aeronave según lo indica la tarea 25-20-161 de su manual de mantenimiento.

a. Herramientas

Tabla 3

Herramientas para la remoción de asientos

1.	Llave mecánica 7/16
2.	Desarmador con punta plana
3.	WD-40

b. Proceso de remoción

- i. En el riel del asiento, se afloja y se retiene el tope de seguimiento del asiento, en cada uno de los asientos existen 4 de estos topes, dos en cada riel del asiento, un riel del asiento se encuentra en la pared lateral izquierda de la aeronave conocido técnicamente como SIDE WALL RIEL y el otro riel se encuentra cerca del centro transversal de la aeronave. Para aflojar los topes mencionados se hace uso de la llave mecánica y del desarmador, en el caso de que los topes de seguimiento se encuentren muy ajustados se les aplica una pequeña cantidad de WD-40, se deja actuar el químico por unos minutos para poder continuar con el proceso, el WD-40 se lo aplica con el fin de disminuir su resistencia al torque.
- ii. Después, se hala la palanca ubicada en la parte lateral de la base del asiento, accionando el mecanismo de desbloqueo del mismo.

Nota: En el caso de no ser accionada esta palanca, el pin de bloqueo trabara el asiento en sus rieles. Impidiendo el deslizamiento longitudinal y remoción del mismo.



Figura 20. Tope de seguimiento y pin de bloqueo

Nota: para remover el asiento del riel, un recorte es proporcionado.

- iii. A continuación, se desliza el asiento a lo largo de los rieles hasta la separación proporcionada para la remoción del asiento, cuando el asiento este colocado en esta posición, halamos el asiento hacia riba y hacia el centro del fuselaje para poder removerlo.



Figura 21. Remoción de asientos

3.3.2. Remoción de los paneles de piso

Para obtener acceso a los sujetadores de los paneles de piso es necesario remover previamente los asientos de la cabina de pasajeros de la aeronave.

a. Herramientas

Tabla 4

Herramientas para la remoción del piso

1.	Berbiquí.
2.	Acople de 1/4
3.	Punta de estrella
4.	WD-40

b. Proceso de remoción de los paneles de piso

- i. Después de remover los asientos del lado izquierdo de la aeronave se dió paso a la remoción de los paneles del piso.
- ii. Utilizando un berbiquí con punta de estrella se procedió a remover los elementos de sujeción de los paneles de piso. De ser necesario se aplica pocas cantidades de WD-40 en los elementos de sujeción que presenten resistencia a su remoción. Posterior a esta acción, los elementos de sujeción (en este caso tornillos) son colocados en bolsas plásticas con la finalidad de poder identificarlos y de esta manera también logramos que estos elementos no se pierdan o se caigan en lugares de difícil acceso dentro del fuselaje de la aeronave.
- iii. El momento en el que los distintos paneles de piso son removidos, estos son identificados de manera inmediata, colocándoles la ubicación exacta escrita de manera legible del lugar de remoción, y en lo posible colocarles junto a sus elementos de sujeción. así al momento de instalar los paneles removidos, no habrá percances, y los elementos de sujeción serán los mismos que fueron removidos.



Figura 22. Remoción de los paneles de piso

3.3.3. Remoción de la mesa de cabina plegable

Previo a la remoción de los paneles laterales de la aeronave es necesario ejecutar la remoción de la mesa de cabina de pasajeros plegable, ya que los soportes de la mesa están sujetos a la estructura de la aeronave a través del panel lateral, para lo cual en primera instancia es necesario obtener la información completa de la remoción del componente mencionado, dicha información esta detallada en el capítulo 25-20-41 del manual de mantenimiento de la aeronave. El uso de las herramientas detalladas a continuación es indispensable.

a. Herramientas

Tabla 5

Herramientas para la remoción de la mesa plegable

1.	punta de estrella.
2.	punta plana.
3.	Berbiquí.
4.	Acople de 1/4

b. Proceso de remoción de la mesa plegable de cabina

- i. Se coloca la mesa en posición plegada
- ii. Si la mesa está equipada con una lámpara de lectura, se debe aislar su circuito eléctrico.
- iii. Usando un berbiquí con punta de estrella se remueve los 4 pernos de seguridad del ángulo de soporte de la mesa.



Figura 23. Mesa plegable desmontada

3.3.4. Remoción del panel lateral izquierdo inferior (SIDE WALL)

Para remover el panel de la pared lateral del avión se necesita que los asientos y la mesa plegable de cabina sean desmontados de la aeronave con anterioridad.

a. Herramientas**Tabla 6**

Herramientas para la remoción del SIDE WALL

1.	Destornillador con punta de estrella
2.	Destornillador con punta plana

b. Proceso de remoción del panel lateral

- i. Con la ayuda de un desarmador con punta de estrella y otro con punta plana se procede a remover las tiras de madera que están ubicadas en la parte superior del panel a remover. De esta manera se libera el panel inferior del lado izquierdo de la aeronave.
- ii. A continuación, con la ayuda de un desarmador con punta de estrella se dió paso a la remoción de los elementos de sujeción del panel lateral de la aeronave. Una vez ejecutada esta acción el panel queda totalmente libre y listo para ser removido de su ubicación actual.



Figura 24. Panel lateral inferior

3.3.5. Remoción de los paneles de las ventanas (Windows trim panel)

Estos paneles son fabricados para adaptarse al contorno del lado del fuselaje. cada panel está construido con fibra de vidrio e incorpora un marco debajo de la pestaña que se ajusta sobre la abertura central del panel.

a. Herramientas

Tabla 7

Herramientas para la remoción del windows trim panel

1.	Destornillador con punta de estrella
2.	Cinta masking.

b. Proceso de remoción de los paneles Windows trim

- i. Para la remoción de los paneles Windows trim se dió paso al desmontaje de los paneles que se encuentran entre estos. Estos son fáciles de remover ya que se encuentran adheridos a través de velcro, cabe recalcar que estos deben ser identificados al momento de removerlos de su lugar original.
- ii. En una acción posterior, con la ayuda de un destornillador con punta de estrella se procede a remover los 4 pernos que tiene cada Windows trim panel. Estos elementos son puestos en bolsas plásticas después de su remoción para facilitar su identificación, durante el proceso de remoción e instalación.
- iii. Una vez retirado los pernos se desmota el panel de la ventana de su marco.

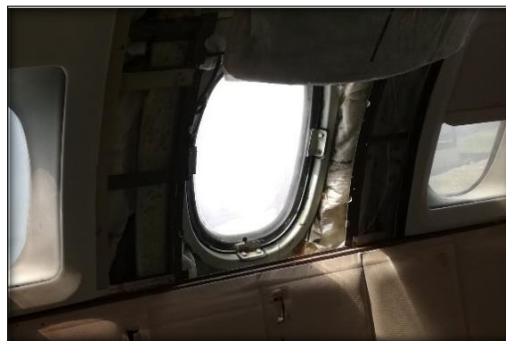


Figura 25. Window trim panel

3.3.6. Remoción del panel superior lateral izquierdo y derecho

Para este proceso, en primera instancia se debe retirar los paneles que se encuentran entre las ventanas obteniendo así el acceso a los tornillos de sujeción de los paneles a remover.

Con la ayuda de un desarmador con una punta en forma de estrella se procedió a remover los elementos de sujeción del panel superior izquierdo y derecho, estos elementos de sujeción están ubicados en la parte interna de los mencionados paneles, luego de haber removido los tornillos de los paneles, a estos se les proporciona una fuerza de empuje hacia el centro del fuselaje con el fin de desacoplarles de su pestaña o canal, de esta manera los paneles superiores laterales izquierdo y derecho quedan removidos en su totalidad.

NOTA: se debe tener precaución al momento de ejecutar la remoción de los paneles superiores laterales ya que en estos se encuentran montadas cañerías pertenecientes al sistema de presurización e instalaciones eléctricas de la aeronave.



Figura 26. Remoción de paneles.

3.3.7. Remoción del panel superior central

Una vez desmontados los paneles superiores laterales, los elementos de sujeción del panel superior central quedan libres para ser removidos. Por lo cual, con la ayuda de un desarmador con punta de estrella se procedió a remover dichos elementos los cuales se encuentran en los bordes laterales y en el borde delantero del panel a remover. Después de haber removido los tornillos de sujeción, el panel superior queda libre para ser retirado de su ubicación actual.



Figura 27. Remocion del panel superior

Después de haber removido estos paneles podemos retirar las insolaciones que se encuentran presentes alrededor de los formadores número 11 y 12 de la estructura. De esta manera los formadores quedan libres para poder limpiarlos y realizar una inspección visual de los mismos en busca de daños ya sea por medio de fatiga del material de fabricación o por propagación de la corrosión.

3.4. Situación actual de la estructura interna del avión.

Luego de haber removido varios paneles y mobiliario de la cabina de pasajeros se obtiene el acceso a la estructura interna de la aeronave. La estructura interior de la aeronave entre el formador N° 11 y 12 se encuentra deteriorada en su mayoría, en la mencionada estructura se encontraron múltiples zonas en las que el principal problema es la presencia de corrosión, esto debido a que la aeronave paso un periodo de tiempo extenso a la intemperie sin recibir mantenimiento alguno durante dicho periodo, esto ocasionó el deterioro de la estructura especialmente en miembros estructurales importantes como lo son los formadores.



Figura 28. Estado estructural de la aeronave

3.5. Limpieza del lado izquierdo de los formadores.

La limpieza antes de la aplicación de una inspección es indispensable para dicho proceso debido a que, gracias a las impurezas existentes podemos ignorar varias anomalías o daños presentes en la zona donde se ha de aplicar la mencionada inspección. La suciedad impide que se observe con claridad los daños presentes en el formador.

3.5.1. Materiales

Tabla 8

Materiales de limpieza

1.	Tela pañal
2.	Alcohol industrial
3.	Brocha de 1in
4.	Scraper

3.5.2. Proceso de limpieza

Con los formadores libres de obstrucciones se procedió a realizar su respectiva limpieza.

- a) Se empezó eliminando todo tipo de impurezas, y objetos extraños existentes en la parte izquierda de los formadores con la ayuda de un trapo libre de pelusas,
- b) Posteriormente se dió paso a la eliminación de material residual adherido a los formadores, esto se logró mediante la utilización de un scraper.
- c) Con la ayuda de un material abrasivo untado en alcohol industrial se procedió a la remoción de corrosión existente, y grasa adherida.
- d) para finalizar, con un trapo limpio y seco se limpia el exceso de alcohol en la zona mencionada, de esta manera la inspección a aplicarse en actividades posteriores tendrá una mayor eficiencia, captando así la más mínima imperfección o daño presente, ya sea por fatiga del material de fabricación o por corrosión, en el lado izquierdo de los formadores 11 y 12 de la aeronave.

NOTA: Al momento de manipular el alcohol industrial se debe usar el equipo de protección pertinente.



Figura 29. Limpieza de formadores

3.6. Inspección visual de los formadores

Después que los formadores estén libre y exentos de objetos extraños se procede a realizar una inspección visual directa en la parte izquierda de los formadores respectivamente, en busca de cualquier daño que esté presente en los formadores, ya sea por fatiga del material de fabricación de los formadores o por corrosión.

3.6.1. Herramientas y materiales

Tabla 9

Herramientas para inspección visual

1.	Vista
2.	Linterna
3.	espejo

3.6.2. Proceso

- a) Se analiza detalladamente la parte izquierda de los formadores 11 y 12 de la aeronave empezando desde la parte superior hasta llegar a la parte inferior de los mismos.
- b) En las zonas con poca visibilidad como lo es en la parte inferior de los formadores se emplea una luz artificial proveniente de una linterna, de esta manera se extendió el rango de visibilidad al momento de ejecutar la inspección.
- c) Un espejo es utilizado al momento de inspeccionar la parte superior del formador debido a la dificultad de visibilidad del componente estructural.

3.6.3. Resultados de la inspección

De la inspección ejecutada anteriormente se encuentra daños ocasionados por la propagación de corrosión en los miembros estructurales inspeccionados. El caso más crítico encontrado en la inspección es el de los elementos de sujeción de la placa de unión (join plate) del formador 12, estos elementos estaban gravemente afectados por la propagación de la corrosión.



Figura 30. Corrosión en elementos de sujeción.



Figura 31. Propagación de corrosión

3.7. Reparación estructural

Para ejecutar la reparación estructural del formador se debe optar por tener el mayor espacio posible libre de obstrucciones con el fin de aprovechar ese espacio para una mejor manipulación de herramientas. Una vez que se obtenga el acceso al daño a reparar y la comodidad adecuada se da paso a la remoción de la placa de unión del formador. Este proceso debe ser llevado a cabo con los elementos de protección personal y herramientas adecuadas.

3.7.1. Remoción de los elementos de unión en mal estado

a. Herramientas y equipos

Tabla 10

Herramientas para la remoción de remaches

1.	Punzón
2.	compresor
3.	Taladro neumático

Continúa

4.	Brocas 1/8 y 5/32
5.	Martillo
6.	Cinzel

b. Proceso de remoción de los elementos de sujeción

- i. Se procede a remover los elementos de sujeción de la placa de unión, con la ayuda de una punta metálica y un martillo se realizó la correspondiente señalización en el centro de las cabezas de los remaches con el fin originar una guía para la broca que vaya a ser utilizada al momento de eliminar la cabeza del remache de forma parcial. Esta guía ayuda a que la boca utilizada no resbale en el instante de ejecutar la acción mencionada anteriormente.



Figura 32. Punzón metálico

Fuente: <https://n9.cl/i718>

- ii. Con la guía señalada en cada cabeza de los elementos de sujeción de la placa de unión del formador (en este caso remaches de cabeza universal), se dió paso a la eliminación parcial de las cabezas de dichos elementos de sujeción, esto se logró utilizando un taladro de operación neumático con una broca igual al diámetro del vástago del remache colocado.

Nota: en este caso se utilizó una broca con un diámetro de 1/8in. Para que la broca elimine parcialmente la cabeza del remache de manera eficiente y sin causar daños en los elementos que estos remaches sujetan, el taladro tiene que ser colocado a un ángulo de 90° con respecto a la cabeza del remache.

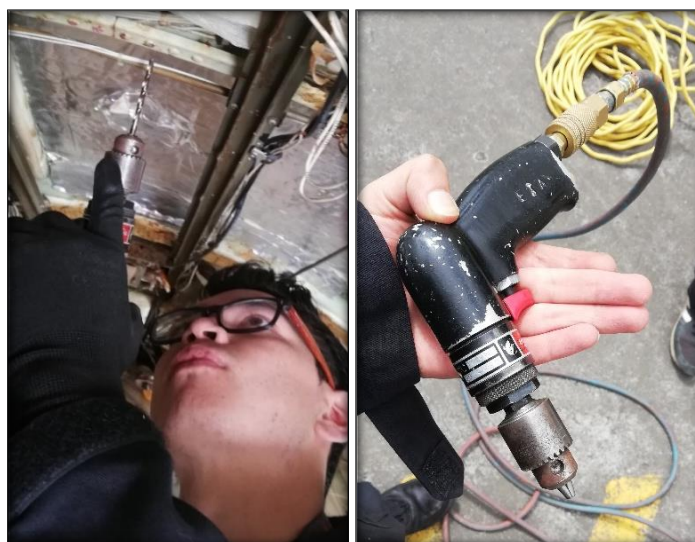


Figura 33. Eliminación parcial del remache

- iii. Después de haber eliminado la cabeza del remache de manera parcial, se procedió a eliminar la cabeza del remache, pero esta vez de manera total, dejando así solo el vástago del remache como elemento de unión. Por lo tanto, se coloca el extremo plano de un cincel con un ángulo moderado en la cabeza del remache y con un martillo se le proporciona varios golpes en el otro extremo del cincel hasta eliminar la cabeza del remache.
- iv. Para terminar de remover los elementos de sujeción se empuja el vástago del remache con una punta metálica. de manera tal que los orificios hechos en el formador y su elemento de unión queden libres de sujeción.

Nota: El punzón es colocado con un ángulo de 90° con respecto a la superficie de la reparación, con un martillo se proporciona varios golpes hasta haber removido el vástago del remache.



Figura 34. Remoción de vastagos.



Figura 35. Remaches removidos

3.8. Inspección por el método de tintes penetrantes

Con el propósito de descartar daños graves en la placa de unión del formador, esta es sometida a una inspección por el método de tintes penetrantes. Este método es más eficiente, ya que los tintes llegan a penetrar hasta en la fisura más pequeña del metal sometido a dicha inspección, en el caso de existir una.

3.8.1. Proceso de inspección por el método de tintes penetrantes.

- a) La placa de unión sometida a esta inspección debe estar completamente libre de pintura. Por lo cual en primera instancia se procedió a remover la capa de primer que esta contenía.
- b) Posteriormente se procede a realizar una limpieza de la palca utilizando solventes, este se aplica de manera directa en la placa.
- c) Una vez limpia la superficie se da paso a la aplicación de líquido penetrante cubriendo el área de manera uniforme, el tiempo de contacto deberá ser 10min como mínimo.
- d) Después de haber pasado el tiempo requerido, se procedió a remover el exceso de líquido penetrante utilizando un paño humedecido con solvente.
- e) Una vez seca la placa, se procede a la aplicación del revelador de manera que cubra toda la superficie uniformemente.
- f) Se espera al menos 10min para que el revelador haga efecto. Este tiempo es conocido como tiempo de revelado.

Nota. Los componentes deberán ser limpiados después de la examinación.

3.8.2. Resultados de la inspección.

La inspección por el método de tintes penetrantes aplicada a la placa de unión del formador N° 12 da como resultado múltiples daños causados por corrosión, las zonas afectadas son los bordes de los agujeros de los elementos de sujeción y algunos bordes de la placa misma. No se encontraron rajaduras u otro tipo de daños.

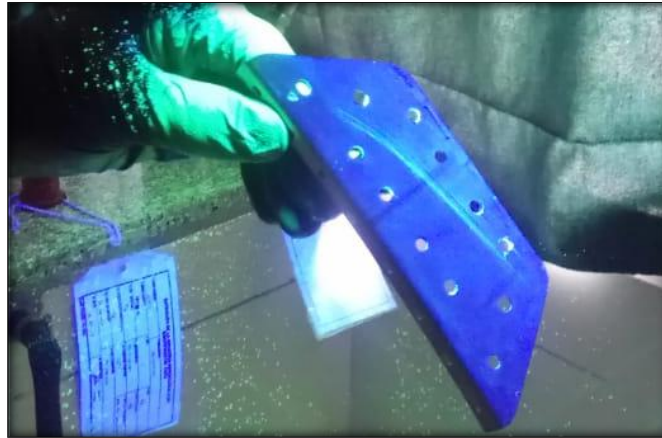


Figura 36. NDI por tintes penetrantes

3.9. Elaboración de la nueva placa de unión del formador

3.9.1. Selección del material de fabricación.

La placa de unión del formador tiene como datos de fabricación un espesor de 0.040 in, una condición térmica T6 y el material de fabricación empleado es una aleación de aluminio 2014, dicha información esta detallada en las páginas:2, 10 y 12 del capítulo 51-20-21. Debido a esto el material a emplearse en la fabricación de la nueva placa de unión debe ser el mismo.



Figura 37. Materia prima
Fuente: <https://n9.cl/fzy5>

3.9.2. Diseño y corte de la nueva placa de unión

La placa de unión del formador removida sirve como base para la fabricación de la nueva placa de unión, utilizando un flexómetro y una regla metálica se procedió a la obtención de las dimensiones de la placa removida para la fabricación de la nueva placa de unión del formador. La placa tiene dos dobleces en la parte inferior y dos inclinaciones en sus bordes laterales de 60° cada una.

Posterior a su diseño, las medidas tomadas con anterioridad son plasmadas en la lámina de aluminio seleccionada como material de fabricación. Con las dimensiones marcadas en la lámina de aluminio se dio paso al corte de la placa utilizando una tijera de metal.



Figura 38. Tijera para láminas metálicas
Fuente: <https://cutt.ly/ewMJj79>

3.9.3. Dobleces del elemento de unión del formador.

Cuando se pretende hacer un dobles recto en una lámina de aluminio se debe tener en cuenta varios factores primordiales como: el grosor de la lámina, la composición de la aleación y su condición de tratamiento térmico, otro factor importante que debe tenerse en cuenta es la línea donde debe apoyarse la dobladora, en este caso el material de fabricación tiene como condición térmica T6, una aleación 2014, y un grosor de 0.040 in.



Figura 39. Dobladora de láminas metálicas

La permisividad del doblado depende de los siguientes factores: espesor del metal, radio de curvatura, grado de dobles y tipo de material utilizado, el radio de curvatura en metales recosidos es directamente proporcional al espesor del material, la aleación 2014 se puede llegar a doblar con un radio de curvatura mayor al de su espesor. Al doblar el metal este se comprimirá en la parte interior y se extenderá en la parte exterior, en la línea neutral el material no estará sometido a ninguna de estas dos fuerzas. Para calcular el retroceso de un agudo de 90° utilizamos la fórmula presentada a continuación.

$$SB = (R + T)$$

Dónde: R = radio de curvatura.

T = espesor del metal

En este caso $R = 1/8$ in y $T = 0.040$ in son los valores de las variables a aplicar en la elaboración de los dos dobleces que posee el diseño de la placa de unión del formador, entonces:

$$SB = (0.125 + 0.040)$$

$$SB = 0.165 \text{ inch}$$

Nota: el valor del radio del retroceso se lo obtiene mediante tablas técnicas.

La primera línea tangente de doblez es marcada a una distancia desde el extremo del metal hasta la línea molde, menos el retroceso, la distancia entre el borde y la línea de molde es considerado como flat A. En este caso la distancia del flat A es de 1.80 in.

Entonces la distancia de la primera línea tangente es igual a 1.635 in. La segunda línea tangente es marcada desde la primera línea tangente más el doble del retroceso (0.33in). Es necesario determinar la longitud del flat B para localizar la posición de la tercera línea tangente de dobles, la distancia del flat B es de 0.60 in, para marcar la tercera línea tangente de dobles se mide desde la segunda línea tangente la distancia del flat 2 restando dos veces el retroceso dando como resultado una distancia de 0.27in.

Debido a que el segundo dobles es de las mismas dimensiones que el primer dobles se puede aplicar el mismo proceso, por lo cual la línea tangente final se marca desde la tercera línea tangente una distancia igual al dos veces el retroceso (0.33in).

Para marcar el otro extremo del metal se debe encontrar primero la distancia del flat C y a este restarle el valor del retroceso, entonces como la distancia del flat C es igual a 0.30. la distancia que marcara el otro extremo del metal es igual a 0.135 por lo tanto la longitud total del metal empleado es de 2.7in.



Figura 40. Elaboración de los dobleces

3.9.4. Curvatura de la parte inferior de la placa de unión.

Posterior a los dobleces de elaborados en la placa de unión se procedió a realizar la curvatura de la placa con el fin de que este calce de una manera precisa al interior del formador.

a. Herramientas utilizadas

Tabla 11

Herramientas empleadas en la curvatura inferior

1.	Martillo de goma
2.	Trozo de madera con un corte en v en el centro.
3.	Prensa.

b. Proceso de elaboración de la curvatura

La curvatura en la parte inferior de la placa de unión del formador se la realizó de la siguiente manera:

- i. Utilizando un trozo de madera de una forma trapezoidal con un recorte en su centro en una forma de ``V`` se puede darle la curvatura necesaria al borde inferior de la placa.
- ii. Después de haber obtenido el trozo de madera adecuado para el trabajo, la placa metálica es colocada en este, de manera que la superficie a doblar se encuentre sobre el recorte en ``V``.
- iii. Con la ayuda de un martillo de goma se procede a golpear levemente la superficie metálica que se encuentra sobre el recorte en forma de ``V`` hasta obtener la curvatura requerida.
- iv. Se utiliza una prensa mecánica para sostener el trozo de madera mencionado con el fin de que este no se mueva al momento de la ejecución del trabajo.



Figura 41. Parte inferior de la placa

3.9.5. Acabado de la placa de unión del formador.

1. Después de haber finalizado los distintos dobleces de la placa de unión se procedió a pulir los bordes de la misma, utilizando una mini amoladora con un disco de pulido como herramienta de apoyo logrando así eliminar las limallas y el borde cortante producidos al momento de la manipulación del material de fabricación.



Figura 42. Pulido de la placa

2. Para finalizar el proceso de fabricación de la placa en cuestión, se procedió a realizar la correspondiente limpieza utilizando tela pañal y alcohol industrial, de esta manera nos aseguramos que la superficie del metal este libre pelusas y grasa.
3. La placa es sometida a tratamiento anticorrosivo aplicándole alodine, posteriormente este es retirado con agua.
4. Se le aplica una película de primer utilizando una pistola de pintura junto con su compresor, de esta manera garantizamos que la propagación de corrosión en la placa de unión del formador N° 11 sea mínima. El primer es aplicado en la superficie de ambos lados de la placa de unión.



Figura 43. Acabado de la placa de unión del formador

3.10. Instalación de la placa de unión del formador 12

Una vez fabricada la nueva placa de unión del formador se da inicio del proceso de remachado en el cual se cumple con lo siguiente:

3.10.1. Limpieza del área

Antes de colocar la placa de unión en el formador se procede a limpiar el área donde esta va a ser instalada, con la ayuda de un scraper, brocha, tela pañal y alcohol industrial. Eliminando así, grasas, limallas y todo tipo de impurezas presentes.



Figura 44. Limpieza

3.10.2. Preparación de agujeros

- i. Se realizó la distribución de donde irán posicionados los orificios para la instalación de los elementos de sujeción, esto se lo realizo con la ayuda de una punta metálica la cual ayuda a visualizar la posición sin causar daños al material empleado en la fabricación.

- ii. Después de haber señalado dicha ubicación, se realizó una guía para la broca utilizando una punta metálica y un martillo en dicha ubicación, de esta manera se evita que la broca se resbale por el metal y cause daños no deseados en el mismo al momento de ejecutar la perforación.
- iii. Con la guía hecha en la placa, se dio paso a la primera perforación de la misma realizando un orificio en el punto en el que se realizó la guía con una broca de una dimensión ligeramente mayor al diámetro del orificio ya echo, en este caso el diámetro inmediato superior es el de 5/32 in.
- iv. Se une mediante clecos la placa de unión con el formador con el fin de realizar las perforaciones restantes, en la placa de unión. Los clecos ayudan a mantener de manera fija la placa a instalar. Y así facilitar la perforación de los orificios.
- v. En la perforación realizada Se colocó un cleco 5/32 en el agujero echo sujetando la placa de unión con el formador.
- vi. Se realizó el resto de orificios utilizando una broca de diámetro 5/32 se añadió clecos en los orificios según corresponda con el fin de que las placa no se nueva al momento de realizar el resto de las perforaciones en la misma.



Figura 45. Realización de perforaciones

- vii. Posterior a la elaboración de las perforaciones se procedió a retirar la placa de unión sujeta por los clecos con el fin de limpiar las impurezas y limallas producidas al momento de realizar dichas perforaciones, una vez limpias ambas superficies se dio paso a la aplicación de una capa del anticorrosivo LPS en el formador con el fin de neutralizar la propagación de corrosión en la mayor parte posible. Esto se lo realizo con la ayuda de una brocha delgada.



Figura 46. Aplicación de LPS

3.10.3. Selección de los elementos de sujeción

Para poder instalar la placa de unión del formador 11 se deben tomar en cuenta que los elementos de sujeción a utilizarse deben tener la resistencia adecuada por medio de un proceso de tratamiento térmico. debido a que el manual de mantenimiento de la aeronave (AMM) no especifica la nomenclatura del remache a utilizarse se decidió emplear un remache de aleación de aluminio D 2017 de cabeza universal ya que su uso es el más común en cuanto a reparaciones estructurales interiores de aeronaves, de esta manera la nomenclatura del remache utilizado es la siguiente: **MS 20470 – D – 5 – 7.**



Figura 47. Remaches MS 20470-D-5-7

Los remaches seleccionados son de cabeza universal con un vástago de $5/32$ in de diámetro y un largo de 0.31in, algunos de estos remaches tienen un vástago con una longitud excesiva, si este es el caso procedemos a acortar la longitud del remache con la ayuda de una herramienta mecánica denominada cortador de remaches.



Figura 48. Cortadora de remaches sólidos

Fuente: <https://n9.cl/j2l8>

3.10.4. Tratamiento térmico de los elementos de sujeción

Una vez que los remaches tengan la longitud adecuada, se los somete a tratamiento térmico poniéndolos en condición T3. cuando la aleación de aluminio se temple después del tratamiento térmico, no se endurece de inmediato, permanece suave durante varios minutos y gradualmente va adquiriendo dureza y resistencia a esfuerzos de corte.

Los remaches fabricados en aleación 2017 se pueden mantener en el estado de recocido retirándolos de un baño de enfriamiento e inmediatamente almacenándolos en un congelador. Estos remaches se endurecen cuando se calientan a temperatura ambiente, y se pueden volver a calentar tantas veces como sea necesario sin afectar su resistencia.

Los elementos de sujeción en cuestión fueron sometidos a un tratamiento térmico a una temperatura superior a los 150 °C durante dos una hora antes de proceder con su templado, posteriormente del temple de los remaches inmediatamente se procedió a instalarlos ya que si pasan más de 10 minutos a temperatura ambiente estos empiezan a endurecerse.



Figura 49. Tratamiento térmico de remaches

3.10.5. Finalización de la instalación de la placa de unión del formador

- Con la ayuda de una remachadora de operación neumática y un aguantador se ejecuta la instalación de los elementos de sujeción de la reparación.

- La remachadora posee una vuterola específicamente para remaches con cabeza universal, el aguantador se lo coloca en la parte posterior de la reparación con la intención de hacer la cabeza taller en los remaches. La vuterola es desmontable de la remachadora debido a que las vuterolas son específicamente diseñadas una para cada cabeza de remache.



Figura 50. Remachado

- Luego de haber culminado con el remachado de todos los elementos de sujeción de la placa en cuestión, se dió paso a la aplicación del primer, con el fin de cubrir la cabeza del remache y su cabeza taller, de tal manera se le brinda una mayor protección contra la corrosión a la reparación ejecutada.



Figura 51. Aplicación de primer

Para finalizar con el trabajo, se dió paso a la limpieza de las zonas aledañas a la placa de unión del formador, para lo cual, con un trozo de tela pañal se elimina todos los objetos extraños existentes en los formadores, como: polvo, residuos extraños, y hasta limallas, debido a que con la reparación ejecutada estas partículas pequeñas de metal se esparcieron por el formador y parte de la estructura de la aeronave, Por último se aplica una capa de anticorrosivo (LPS) a la parte izquierda de los formadores con la finalidad de evitar propagación de corrosión en estos elementos.

3.11. Cotización de precios

Todas las herramientas, equipos y materiales de fabricación destinados a al proyecto en cuestión serán detallados a través de la interpretación de tablas las mismas que poseen el costo de cada uno de estos elementos.

3.11.1. Recursos materiales utilizados

- Material de fabricación de la reparación
- Elementos de sujeción
- Herramientas

3.11.2. Presupuesto.

Con el análisis de cotización se concluye que los equipos y de más materiales empleados en el trabajo de titulación son factibles y económicamente accesibles a continuación se detallan los costos de herramientas, equipos y materiales empleados en el desarrollo del proyecto. Estos se dividen en: costos primarios, costos secundarios.

3.11.3. Costos primarios

Tabla 12

Costos primarios

MATERIAL	CANTIDAD	PRECIO UNITARIO	COSTO TOTAL
Lamina pequeña de aluminio 0.40 mm	1	\$15,00	\$15,00
Remaches de cabeza universal	1/4 de libra	\$20,00	\$5,00
Amoladora	1	\$60,00	\$60,00
Clecos 5/32	4	\$1,50	\$6,00
Clequera	1	\$20,00	\$20,00
Primer	1/2 litro	\$10,00	\$5,00
Alodine	1/2 litro	\$10,00	\$5,00
Elementos fungibles	varios	\$4,00	\$4,00
Horno industrial	1	\$1.600,00	\$1.600,00
		SUBTOTAL	\$1.720,00

3.11.4. Costos secundarios

Tabla 13

Costos secundarios

MATERIAL	CANTIDAD	PRECIO UNITARIO	COSTO TOTAL
Impresiones	500	\$0,05	\$25,00
Resma de hojas de papel bond	1	\$4,00	\$4,00
Anillado	2	\$2,50	\$5,00
CD	4	\$1,50	\$6,00
Otros	N/A	N/A	\$100,00
		SUBTOTAL	\$140,00

3.11.5. Costo total del proyecto

Tabla 14*Costo total*

COSTOS	VALOR TOTAL
Costo primario	\$1.720,00
costo secundario	\$140,00
TOTAL	\$1.860,00

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- El análisis físico de la parte izquierda de los formadores 11 y 12 da como resultado varias zonas afectadas por daños de propagación de corrosión, por lo cual se analiza detalladamente el daño más crítico, con el fin de neutralizar y eliminar en su mayor parte dicho daño.
- En el manual de reparaciones estructurales de la aeronave podemos encontrar toda la información técnica pertinente a la acción correctiva del daño analizado con anterioridad, esta información contiene datos técnicos de suma importancia que son tomados en cuenta al momento de realizar una reparación estructural en el fuselaje de la aeronave.
- El tratamiento térmico y el tratamiento anti-corrosivo del metal empleado para la reparación son de suma importancia ya que sin la condición térmica adecuado podemos provocar que el metal sufra daños significativos al momento de su manipulación y sin el tratamiento anticorrosivo podemos dar paso a que se genere corrosión entre los metales.

4.2. Recomendaciones

- Para el análisis de los formadores deben estar lo más libres y limpios posible, y de ser necesario se debe utilizar herramientas de apoyo visual como lo son los espejos y linternas, con el fin de hacer el análisis de una manera más eficiente.
- La información técnica organizada y completa en su totalidad debe mantenerse antes de proceder a la ejecución de la reparación, de esta manera, la información recopilada puede ser analizada para su posterior aplicación en el proceso de reparación estructural.
- Utilizar el equipo de protección personal adecuado al momento de la ejecución de la reparación estructural, en especial, al momento de trabajar con el horno de tratamiento térmico, precautelando así la integridad física de la persona que ejecuta la reparación. en muchas de las ocasiones la manipulación inadecuada de equipos o sustancias químicas puede causar lesiones a la persona quien aplica dichas sustancias o manipula los equipos y herramientas.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

- **Aeronave.** - se le da este nombre a toda máquina que sea capaz sustentarse en el aire esta máquina es capaz de transportar ya sea carga o pasajeros desplazándose en un lugar hacia otro a través de la atmosfera terrestre.
- **Aleaciones ligeras.** – se denominan aleaciones ligeras a la combinación de metales que como metal base tienen al aluminio.
- **Aleaciones ferrosas.** - con aquellas combinaciones metálicas en las que el hierro tiene una mayor presencia.
- **Cuadernas.** - son los elementos que le dan forma y rigidez al ficelaje de una aeronave.
- **Diagonales.** – se trata de miembros estructurales diseñados especialmente para darle una buena rigidez al conjunto de largueros-cuadernas que conforman el fuselaje de una aeronave.
- **Estructura.** – la estructura de una aeronave la conforman distintos miembros entre los cuales tenemos: formadores, mamparos de presión, largueros larguerillo costillas, entre otros.

- **Estrés de material.** - se trata de diversas fuerzas que causan la fatiga del material de fabricación de los miembros estructurales entre estas fuerzas se encuentran la torsión, compresión pandeo, y corte.
- **High-Speed.** - proveniente del idioma inglés su traducción deduce que un objeto o vehículo posee una velocidad alta en el presente.
- **Largueros.** – se trata de elementos estructurales que ayudan a unir las cuadernas y estos son ubicados de manera longitudinal del avión y recorren gran parte de este.
- **Larguerillos.** - son elementos que ayudan a la distribución de cargas por flexión en la estructura de la aeronave.
- **Mamparos de presión.** – estos miembros estructurales ayudan a mantener una presión estable en cuando a la presurización de la cabina estos de igual manera ayudan a que dicha presión sea distribuida de forma equitativa en la cabina de la aeronave.
- **Revestimiento.** - trata de varias láminas metálicas que cubren el esqueleto estructural de una aeronave.

- **Superficies de control.** - Son aquellas superficies que ayudan al piloto a controlar la aeronave en vuelo en sus tres ejes: longitudinal, transversal y vertical.
- **Tratamiento térmico.** – el proceso de tratamiento térmico es aplicado a aquellos metales en los que sus propiedades pueden ser mejoradas.

ABREVIATURAS

AN. - armi navy / armada naval.

AMM. - aircraft maintenance manual (manual de mantenimiento del avión)

C.- cobre

Cr. - cromo

EFIS. - sistemas de instrumentos electrónicos de vuelo

Fe. - hierro

HS. - hawker siddeley

HSLA. - high strength low alloy

LPS. - Leadership performance sustainability (inhibidor de corrosion)

Mg. - magnesio

MPA. - mega pascales

MS. - military standard – estándares militares

NAS. - nacional aerospace standard

Ni. - níquel

RAF. - real fuerza aérea británica

SAE. - society of automotive engineers

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Aceros para Estructuras Aeronáuticas. (2017, octubre 20). Recuperado 29 de abril de 2019, de Aeronáutica website: <https://aeronautica.info/tecnicos-mantenimiento-aeronaves/mapa-del-sitio/materiales-metalicos-aeronaves/aceros-estructuras-aeronauticas>

Aceros para Estructuras Aeronáuticas—Aeronáutica. (2017, octubre 20). Recuperado 15 de abril de 2019, de <https://aeronautica.info/tecnicos-mantenimiento-aeronaves/mapa-del-sitio/materiales-metalicos-aeronaves/aceros-estructuras-aeronauticas>

Aceros para Estructuras Aeronáuticas—Aeronáutica. (s. f.). Recuperado 15 de abril de 2019, de <https://aeronautica.info/tecnicos-mantenimiento-aeronaves/mapa-del-sitio/materiales-metalicos-aeronaves/aceros-estructuras-aeronauticas>

Aeroinvestigaciones. (2013, mayo 22). Aeronáutica: Tipos de estructuras Aeronáuticas y partes estructurales. Recuperado 20 de marzo de 2019, de Aeronáutica website: <http://aeroinvestigaciones.blogspot.com/2013/05/tipos-de-estructuras-aeronauticas-y.html>

Aeronavales, C. (2013, febrero 27). AERONAVES PRESERVADAS DE LA AVIACIÓN NAVAL ARGENTINA: HAWKER-SIDDELEY HS-125 SERIE 400 0653/5-T-30. Recuperado 17 de marzo de 2019, de AERONAVES PRESERVADAS DE LA AVIACIÓN NAVAL ARGENTINA website:

<http://aeronavespreservadasdelaaviacionnaval.blogspot.com/2013/02/hawker-siddeley-hs-125-serie-400-06535.html>

Aleaciones de Aluminio. (2017a, octubre 20). Recuperado 9 de mayo de 2019, de Aeronáutica website: <https://aeronautica.info/materiales-metalicos-aeronaves/aleaciones-de-aluminio/>

Aleaciones de Aluminio. (2017b, octubre 20). Recuperado 30 de marzo de 2019, de Aeronáutica website: <https://aeronautica.info/materiales-metalicos-aeronaves/aleaciones-de-aluminio/>

Aleaciones de Molibdeno Con Acero. (2019, recuperado el). Recuperado 29 de abril de 2019, de Scribd website: <https://es.scribd.com/doc/58517852/Aleaciones-de-Molibdeno-Con-Acero>

Aluminio y sus aleaciones. (2017, mayo 14). Recuperado 30 de marzo de 2019, de Aeronáutica Electrónica Ciencia website: <https://inicioaeronautico.wordpress.com/2017/05/14/aluminio-y-sus-aleaciones/>

Armendáriz, R. M. (2018, julio 10). Ingeniería pura: Neumáticos y el tren de aterrizaje. Recuperado 25 de marzo de 2019, de Transponder 1200 website: <https://www.transponder1200.com/ingenieria-pura-neumaticos-y-el-tren-de-aterrizaje/>

Avión—EcuRed. (2019, recuperado el). Recuperado 16 de abril de 2019, de Avión website: <http://www.ecured.cu/Avi%C3%B3n>

CAP11 Aceros para herramientas (1).pdf. (s. f.). Recuperado el 25 de abril del 2019.

CAPÍTULO VIII v3.p1.pdf. (s. f.). Recuperado el 12 de mayo del 2019 de <http://www.aerocivil.gov.co/autoridad-de-la-aviacion-civil/vigilancia/Gua%20Inspector%20Aeronavegabilidad/CAPITULO%20VIII%20v3.p1.pdf>

Chapter 4: Aircraft Metal Structural Repair. pdf (s. f.). 114. Recuperado el 15 de mayo del 2019

Chapter 7: Advanced Composite Material. pdf. (s. f.). 58. Recuperado el 16 de mayo del 2019.

Clasificación de los Aceros. (2019, recuperado el). Recuperado el 15 de abril de 2019, de <https://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn101.html>

Estructuras principales del avión (1).pdf. (s. f.). Recuperado el 20 de abril del 2019.

Historia y Evolución en el de Havilland DH125 – dh125blog. (2016, 16). Recuperado 16 de marzo de 2019, de <https://dh125blog.wordpress.com/2016/02/06/historia-y-evolucion-en-el-de-havilland-dh125/>

ivane gallardo. (2017, mayo 24). ACERO DE ALTA RESISTENCIA DE BAJA ALEACIÓN by ivane gallardo on Prezi. Recuperado 15 de abril de 2019, de <https://prezi.com/22hku02exj8l/acero-de-alta-resistencia-de-baja-aleacion/>

Jarro, J. D. (2015, noviembre 11). MATERIALES INDUSTRIALES 2: TRATAMIENTOS TÉRMICOS PARA ALUMINIOS. Recuperado 2 de abril de 2019, de MATERIALES INDUSTRIALES website:

<http://materialesindustriales2blog.blogspot.com/2015/11/tratamientos-termicos-para-aluminios.html>

LA INDUSTRIA AERONÁUTICA Y LOS MATERIALES COMPUESTOS. LA TECNOLOGÍA “CARBON FORGÉ”. (2015, diciembre 14). Recuperado 16 de abril de 2019, de Noticias de Aviación, RPAS y Espacio website: <http://www.hispaviacion.es/la-industria-aeronautica-y-los-materiales-compuestos-la-tecnologia-carbon-forge/>

Manjarres, P. por M. D. C. (2013, 9). TWR AVIACIÓN PARA NOVATOS. Recuperado 19 de marzo de 2019, de <http://aviacionparanovatos.blogspot.com/2013/09/estructura-de-una-aeronave-parte-i.html>

Stone Salazar. (2016, abril 22). Aleaciones ligeras. Recuperado 9 de mayo de 2019, de Scribd website: <https://es.scribd.com/document/299998821/aleaciones-ligeras>

SUBPARTE A - DEFINICIONES. (s. f.). 31. Recuperado el 15 de junio del 2019.

Types of Aircraft Construction – Truss Structure. (2011, marzo 20). Recuperado 20 de marzo de 2019, de Flight Learnings website: <http://www.flightlearnings.com/2011/03/20/types-of-aircraft-construction-truss-structure/>

Usos del acero y sus Aleaciones. (2019, recuperado el). Recuperado 15 de abril de 2019, de <http://www.elmundodelaaviacion.com.ar/Tecnologia-de-los-Materiales-Aeronauticos/usos-del-acero-y-sus-aleaciones.html>

ANEXO



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **OLARTE MORAN ANDERSON MIGUEL**.

En la ciudad de Latacunga a los 17 días del mes de diciembre del 2019.

Aprobado por

Tlga. Samantha Zabala
DIRECTORA DEL PROYECTO



Ing. Rodrigo Bautista
DIRECTOR DE LA CARRERA

Abg. Sarita Plaza
SECRETARIA ACADÉMICA