



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y  
MECÁNICA**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

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

**TEMA: RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA  
AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA  
LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA  
CIUDAD DE MACAS.**

**AUTOR: NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**

**DIRECTOR: TLGO. ROLANDO SARMIENTO**

**LATACUNGA**

**2016**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**CERTIFICACIÓN:**

Certifico que el trabajo de titulación, **“RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS”** realizado por el señor **NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER** para que lo sustente públicamente.

**Latacunga, 17 de Agosto del 2016**

-----  
**TLGO. ROLANDO SARMIENTO  
DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**, con cédula de identidad N°**140051629-8** declaro que este trabajo de titulación “**RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS**” ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

**Latacunga, 17 de Agosto del 2016**

---

**NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**

**C.C. 140051629-8**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, **NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación “**RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

**Latacunga, 17 de Agosto del 2016**

---

**NIETO RIVADENEIRA DENNIS XAVIER**

**C.C. 140051629-8**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE**  
**UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**  
**MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**DEDICATORIA**

El presente proyecto de grado lo dedico a Dios, que mediante su infinito amor me permite prosperar en este camino cuidándome y fortaleciéndome en cada paso que doy.

A mis padres, quienes a lo largo de mi vida han velado por mi bienestar y educación siendo mi apoyo en todo momento. Depositando su entera confianza en cada reto que se me presentaba sin dudar ni un solo momento en mi inteligencia y capacidad.

Dios, padres, amigos y demás personas quienes de una u otra manera supieron brindarme su apoyo cuando lo necesité, les dedico de todo corazón este proyecto mediante el cual logro culminar esta carrera.

**Dennis Xavier Nieto Rivadeneira**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE**  
**UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**  
**MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

**AGRADECIMIENTO**

Agradezco primeramente a Dios, por brindarme la vida para continuar luchando día a día y nunca dejarme solo en los momentos que más lo necesito, gracias Dios por tu infinito amor y por demostrarme lo hermosa que es la vida.

A mi familia que a pesar de las diversas circunstancias constantemente me han apoyado y me han inculcado buenos valores desde mi niñez, así como también a seguir adelante siempre y cumplir mis objetivos en la vida, gracias por su cariño y apoyo incondicional en las diferentes etapas de mi vida.

A la unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas y a sus docentes, por abrirme las puertas para que mediante su formación académica llegue a obtener el título tecnológico, agradezco de manera especial a mi director de tesis por guiarme en la elaboración de este proyecto.

A Aeromorona Cia. Ltda por darme la oportunidad de realizar este proyecto en sus instalaciones y a todo el personal que de manera comedida supieron instruirme correctamente en la elaboración de este proyecto de grado.

Les agradezco de corazón a todas personas que me dieron su apoyo, ahora son parte de mi alegría por un nuevo triunfo.

**Dennis Xavier Nieto Rivadeneira**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

<b>CERTIFICACIÓN:</b> .....	<b>ii</b>
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD</b> .....	<b>iii</b>
<b>AUTORIZACIÓN</b> .....	<b>iv</b>
<b>DEDICATORIA</b> .....	<b>v</b>
<b>AGRADECIMIENTO</b> .....	<b>vi</b>
<b>ÍNDICE DE CONTENIDOS</b> .....	<b>vii</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	<b>x</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	<b>xiv</b>
<b>RESUMEN</b> .....	<b>xv</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>xvi</b>
<b>CAPÍTULO I</b> .....	<b>1</b>
<b>PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN</b> .....	<b>1</b>
1.1 ANTECEDENTES .....	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	1
1.3 JUSTIFICACIÓN .....	2
1.4 OBJETIVOS .....	3
1.4.1 Objetivo general.....	3
1.4.2 Objetivos específicos .....	3
1.5 ALCANCE .....	3
<b>CAPÍTULO II</b> .....	<b>4</b>
<b>MARCO TEÓRICO</b> .....	<b>4</b>
2.1 ALA O SUPERFICIE ALAR.....	4
2.1.1 Construcción interna .....	4

2.2 TIPOS DE ALAS.....	5
2.2.1 Según la forma de la planta.....	6
2.2.2 Según su posición.....	8
2.2.3 Según su forma de unión al fuselaje.....	9
2.3 REPARACIÓN MAYOR Y REPARACIÓN MENOR.....	10
2.3.1 Reparación.....	10
2.3.2 Reparación Mayor.....	10
2.3.3 Reparación Menor.....	11
2.4 FUSELAJE.....	11
2.4.1 Tipos de construcción.....	11
2.5 ALUMINIO.....	14
2.5.1 Alclad y su uso.....	15
2.6 ALEACIONES DE ALUMINIO.....	15
2.6.1 Tipos de Aleaciones.....	16
2.6.2 Aleaciones Forjadas.....	17
2.6.3 Aleaciones Fundidas.....	19
2.6.4 Tratamiento Térmico.....	23
2.7 REMACHES DE AVIACIÓN.....	24
2.7.1 Aleaciones de remaches.....	24
2.7.2 Clasificación de los remaches.....	27
2.7.3 Clasificación de los remaches especiales.....	31
2.8 REPARACIONES DE REVESTIMIENTO LISO.....	33
2.8.1 Espaciamiento de los remaches.....	34
2.8.2 Borde de distancia.....	35
2.8.3 Paso de Remache.....	36
2.8.4 Fórmula para el cálculo del número de remaches.....	37
2.8.5 Tipos de Parches.....	40
2.9 CLECOS O SUJETADORES.....	43
2.9.1 Variación en el diseño.....	45



2.9.2 Tamaños y código de colores .....	45
<b>CAPÍTULO III.....</b>	<b>47</b>
<b>DESARROLLO DEL TEMA.....</b>	<b>47</b>
3.1 Preliminares.....	47
3.2 Estudio de factibilidad .....	48
3.3 Variable dependiente e independiente.....	48
3.4 Medidas de seguridad aplicadas.....	48
3.5 Desmontaje y reconstrucción de componentes alares de la aeronave Cessna T206H de la empresa AEROMORONA CIA LTDA. ....	49
3.5.1 Desmontaje del ala. ....	50
3.6 Proceso se rehabilitación del ala. ....	62
3.7 Elaboración de manuales.....	74
3.7.2 Manual de Seguridad.....	76
3.8 Estudio económico.....	77
3.8.1 Costo primario.....	77
3.8.2 Costos secundarios.....	79
3.8.3 Costo total.....	79
3.9 Flujograma .....	80
<b>CAPÍTULO IV .....</b>	<b>81</b>
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....</b>	<b>81</b>
4.1 CONCLUSIONES .....	81
4.2 RECOMENDACIONES .....	81
<b>ABREVIATURAS .....</b>	<b>82</b>
<b>GLOSARIO.....</b>	<b>83</b>
<b>REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>84</b>
<b>ANEXOS.....</b>	<b>86</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1</b> Componentes alares .....	5
<b>Figura 2</b> Ala recta.....	6
<b>Figura 3</b> Ala elíptica .....	6
<b>Figura 4</b> Ala recta con estrechamiento.....	7
<b>Figura 5</b> Ala en delta y en flecha.....	7
<b>Figura 6</b> Ala alta .....	8
<b>Figura 7</b> Ala media .....	8
<b>Figura 8</b> Ala baja .....	9
<b>Figura 9</b> Ala arriostrada.....	9
<b>Figura 10</b> Ala cantílever .....	10
<b>Figura 11</b> Fuselaje Pratt.....	12
<b>Figura 12</b> Fuselaje monocoque.....	13
<b>Figura 13</b> Fuselaje Semimonocoque.....	13
<b>Figura 14</b> Codificación de Aluminios Laminados.....	18
<b>Figura 15</b> Codificación de Fundiciones de Aluminio.....	20
<b>Figura 16</b> Remache de cabeza avellanada.....	27
<b>Figura 17</b> Remache de cabeza redonda .....	28
<b>Figura 18</b> Remache de cabeza plana .....	28
<b>Figura 19</b> Remache de cabeza de copa.....	29
<b>Figura 20</b> Remache de cabeza universal.....	29
<b>Figura 21</b> Identificación de remaches .....	30
<b>Figura 22</b> Remaches CherryMax .....	31
<b>Figura 23</b> Remache Du PonT.....	32
<b>Figura 24</b> Remache Rivnut.....	32
<b>Figura 25</b> Remache Hi-Shear.....	33

<b>Figura 26</b>	Espaciamiento de los remaches .....	34
<b>Figura 27</b>	Determinación de la longitud del remache .....	35
<b>Figura 28</b>	Borde de Distancia.....	36
<b>Figura 29</b>	Paso de Remache.....	37
<b>Figura 30</b>	Resistencia al esfuerzo cortante sencillo .....	38
<b>Figura 31</b>	Resistencia al Apoyo.....	39
<b>Figura 32</b>	Parche Octogonal o alargado.....	41
<b>Figura 33</b>	Parche circular .....	42
<b>Figura 34</b>	Biselado y doblamiento del borde del parche .....	43
<b>Figura 35</b>	Clecos en plano horizontal.....	44
<b>Figura 36</b>	Pinza para fijación de clecos.....	44
<b>Figura 37</b>	Modelos de clecos .....	45
<b>Figura 38</b>	Colores de clecos.....	46
<b>Figura 39</b>	Equipo de Protección Personal.....	49
<b>Figura 40</b>	Ala Cessna T206H.....	49
<b>Figura 41</b>	Componentes alares.....	50
<b>Figura 42</b>	Identificación de daños .....	53
<b>Figura 43</b>	Colocación del ala en sus soportes.....	53
<b>Figura 44</b>	Sección del ala con daños graves.....	54
<b>Figura 45</b>	Lámina superior removida.....	54
<b>Figura 46</b>	Remoción de la polea del flap quemada. ....	55
<b>Figura 47</b>	Costilla principal y filtro de combustible .....	55
<b>Figura 48</b>	Remoción de piel inferior del borde de salida .....	56
<b>Figura 49</b>	Costillas de borde de salida .....	56
<b>Figura 50</b>	Extensiones de borde de ataque extraído.....	57
<b>Figura 51</b>	Borde de ataque removido.....	57
<b>Figura 52</b>	Corte del segmento de lámina inferior en mal estado .....	58
<b>Figura 53</b>	Remoción del sellante de combustible.....	58
<b>Figura 54</b>	Aplicación de removedor en las pieles.....	58

<b>Figura 55</b>	Retirado de pintura.....	59
<b>Figura 56</b>	Aplicación de removedor en la tapas de inspección .....	59
<b>Figura 57</b>	Remoción del sellante de los remaches.....	60
<b>Figura 58</b>	Marcos de las tapas de inspección .....	60
<b>Figura 59</b>	Remoción de los marcos de tapas de inspección .....	61
<b>Figura 60</b>	Extracción de la lámina superior .....	61
<b>Figura 61</b>	Copiado de láminas a reemplazarse.....	62
<b>Figura 62</b>	Copiado y recortado de agujeros para las tapas de inspeccion.....	62
<b>Figura 63</b>	Tratamiento anticorrosivo de las lámina.....	63
<b>Figura 64</b>	Remachado de costillas de borde de salida.....	64
<b>Figura 65</b>	Remachado del riel de recorrido del flap.....	64
<b>Figura 66</b>	Empalme en la viga.....	65
<b>Figura 67</b>	Colocación de la viga principal del ala .....	65
<b>Figura 68</b>	Colocación de parche rectangular.....	66
<b>Figura 69</b>	Reemplazo de lámina en mal estado. (WS 172.00 hasta la WS 208.00).....	66
<b>Figura 70</b>	Remachado de borde de ataque parte inferior.....	67
<b>Figura 71</b>	Remachado de la piel en las costillas de borde de ataque .....	67
<b>Figura 72</b>	Remachado de extensión de borde de ataque.....	68
<b>Figura 73</b>	Remachado del borde de salida del plano .....	68
<b>Figura 74</b>	Preparación de sellante de combustible P/S 870 B-2 (PRC) .....	69
<b>Figura 75</b>	Fijación de los marcos de las tapas de inspección .....	69
<b>Figura 76</b>	Remachado de marcos de las tapas de inspección .....	70
<b>Figura 77</b>	Remachado de larguerillos del plano .....	70
<b>Figura 78</b>	Aplicación de sellante PRC a los larguerillos del ala.....	71
<b>Figura 79</b>	Colocación de PRC en costillas y remaches del depósito de combustible.....	71
<b>Figura 80</b>	Prueba de fugas de combustible.....	72
<b>Figura 81</b>	Aplicación de Primer al ala.....	73

**Figura 82** Remachado de la lámina superior del tanque de combustible..... 73  
**Figura 83** Reconstrucción del ala izquierda finalizada ..... 74

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1</b> Aleaciones de aluminio .....	21
<b>Tabla 2</b> Designación de colores y medidas.....	46
<b>Tabla 3</b> Costo Primario.....	77
<b>Tabla 4</b> Costo secundario.....	79
<b>Tabla 5</b> Costo total .....	79

## RESUMEN

El objetivo principal del presente proyecto de grado fue la reconstrucción del **ala** izquierda de la **aeronave** Cessna T206H con matrícula HC-CFE perteneciente a la empresa Aeromorona Cia. Ltda, para lo cual se realizó la respectiva investigación del tema a desarrollar, siendo de gran ayuda para dicha empresa y personalmente obtendré más experiencia en el ámbito laboral y se conseguirá el título de Tecnólogo de Mecánica Aeronáutica mención Aviones. Para la realización de este proyecto se aplicó todos los conocimientos adquiridos en la formación académica, así como también instrucciones de aerotécnicos que supieron impartir al momento de realizar la **reconstrucción** del ala. El contenido teórico está basado en información técnica recopilada de los manuales de la aeronave, en especial del **manual** de reparación estructural y el manual de mantenimiento. El proyecto se realizó utilizando las debidas medidas de **seguridad** y bajo la supervisión de personal altamente calificado de la misma empresa contando con el apoyo de materiales, equipos y herramientas apropiadas para realizar correctamente los procedimientos requeridos para conseguir así la reconstrucción del ala izquierda.

### PALABRAS CLAVES:

- AERONAVE
- ALA
- MANUAL
- RECONSTRUCCIÓN
- SEGURIDAD

## ABSTRACT

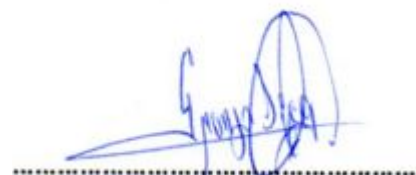
The main objective of this research project was the reconstruction of the left **wing** of the Cessna T206H **aircraft** with registration HC-CFE belonging to the Aeromorona Cia. Ltda. enterprise for which the respective research was conducted to develop topic, being of great help for the company and personally more experience will get in the workplace and get the title Aeronautical Technologist Aircraft Mechanics mention.

For the accomplishment of this project all acquired knowledge was applied in the education career, as well as also airmen's instructions that could give at the moment to realize the **reconstruction** of the wing.

The theoretical content is based on technical information compiled of the aircraft manuals, especially of the structural repair **manual** and maintenance manual. The project was realized using the suitable measures of **safety** under the supervision of highly qualified personnel of the same company possessing the appropriate support of materials, equipment and tools to realize correctly the procedures needed to obtain the reconstruction of the left wing.

### KEYWORDS:

- AIRCRAFT
- WING
- MANUAL
- RECONSTRUCTION
- SAFETY



**LCDO. DIEGO GRANJA**  
**JEFE. SECC. DPTO. LENGUAS U.G.T**



## **CAPÍTULO I**

### **PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN**

#### **1.1 ANTECEDENTES**

Previa la reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H de la empresa AEROMORONA CIA. LTDA. se realizó una investigación de factibilidad, partiendo el análisis desde la situación geográfica, infraestructural, y obtención de manuales necesarios para llevar a cabo el desarrollo de este proyecto. Día a día el campo de la aviación desarrolla a nuevas técnicas, métodos y equipos para realizar trabajos de mantenimiento de manera más eficiente, por esta razón técnicos aeronáuticos y más relacionados con la aviación ejecutan proyectos que involucren la mejora continua de su capacidad operacional.

Por lo mencionado y por la necesidad latente de mejorar el desempeño en el campo laboral, se involucra el desarrollo del proyecto de reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H de la empresa AEROMORONA CIA. LTDA. el cual requiere participación de personal calificado así como también la aplicación de conocimientos técnicos y teóricos obtenidos durante la formación académica en la UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS en la carrera Mecánica Aeronáutica - Mención Aviones.

#### **1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

AEROMORONA CIA. LTDA, con sede en la ciudad de Macas, es una empresa dedicada al transporte de pasajeros y carga, entre comunidades de la región: Achuar y Shuar de la Provincia de Morona Santiago. Actualmente la

Compañía cuenta con dos aeronaves Cessna T206H y una Cessna T182T. Una de las aeronaves Cessna T206H presenta un problema de fuga de combustible en su ala izquierda, la cual se pretende reemplazar con la superficie a repararse.

El 14 de Mayo del 2014 la aeronave de fabricación Americana Cessna modelo T206H con matrícula HC-CFE operada por AEROMORONA con un total de 7250 horas de vuelo, sufre un accidente en la cabecera norte del aeropuerto de la ciudad de Macas, pocos minutos después de su despegue mientras realizaba un vuelo con ruta Macas-Taisha, la aeronave sufrió un desperfecto mecánico precipitándose a tierra y quedando deshabilitada. Por lo expuesto es necesario realizar el estudio e investigación para la reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H contribuyendo así a que la aeronave continúe operando en forma segura.

### **1.3 JUSTIFICACIÓN**

Debido al actual problema de fuga de combustible que presenta el ala izquierda de una de las aeronaves Cessna T206H, AEROMORONA CIA. LTDA ha decidido reconstruir el ala izquierda de su aeronave accidentada el año pasado para reemplazarla inmediatamente por el ala afectada. Al no estar familiarizados con el manejo de herramientas e información aeronáutica, el desarrollo de este tipo de proyectos nos ayuda a obtener conocimientos técnicos-prácticos y a mejorar el desenvolvimiento en el ámbito laboral, teniendo la oportunidad de demostrar nuestros conocimientos teóricos adquiridos en la UNIDAD DE GESTION DE TECNOLOGIAS y compartiendo con personal calificado en el campo de la aviación. Por lo mencionado anteriormente es necesario realizar la reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H lo cual contribuirá significativamente al desarrollo y motivación del alumnado como también a la operación segura de la aeronave.

## **1.4 OBJETIVOS**

### **1.4.1 Objetivo general**

Reconstruir el ala izquierda de la aeronave CESSNA T206H con matrícula HC-CFE para la empresa AEROMORONA CIA. LTDA mediante la utilización de información y procedimientos técnicos.

### **1.4.2 Objetivos específicos**

- Recopilar información técnica de la aeronave de los manuales de mantenimiento y de reparación estructural.
- Adquirir equipos y partes para la reconstrucción de la superficie.
- Realizar pruebas de funcionamiento y operación del ala para determinar que la misma se encuentre aeronavegable.

## **1.5 ALCANCE**

El presente proyecto se orientará a la reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H con matrícula HC-CFE para la empresa Aeromorona Cia. Ltda. la misma que decidirá la utilización del plano como material de repuesto o reemplazo en caso de llegar a necesitar la empresa, con la finalidad de evitar pérdida de tiempo y dinero. Al finalizar el proyecto se aportará a optimizar el nivel de calidad y seguridad en el servicio que ofrece la empresa Aeromorona Cia Ltda, dejando habilitada la superficie para las diferentes labores que pudiera llegar a cumplir en la región.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 ALA O SUPERFICIE ALAR.**

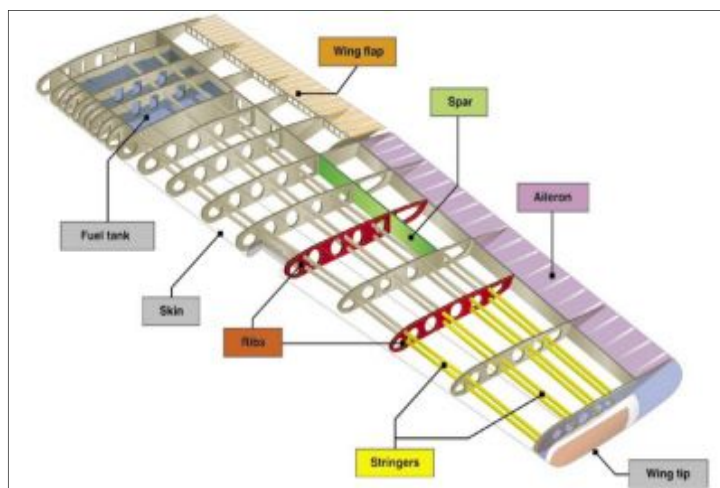
El ala o superficie alar de las aeronaves, se diseñan para producir la fuerza de sustentación cuando se desplazan a través del aire. El diseño particular del ala depende de los siguientes factores: tamaño, peso, uso del avión, velocidades de vuelo, ascenso y aterrizaje, vistas desde la cabina. Los componentes de un ala son: secciones interna y externa, borde de ataque, borde de salida y punta de ala. En la parte inferior de un ala se encuentran los orificios o tapas de inspección, en la parte superior se encuentran los pasillos para caminar sobre ella y tapas de inspección de tanque de combustible.

##### **2.1.1 Construcción interna**

El ala está construida internamente por las siguientes partes estructurales: vigas o largueros, costillas y larguerillos. Las vigas son los componentes estructurales principales del ala los cuales recorren el ala longitudinalmente desde el encastre (donde el ala se une al fuselaje) hasta la punta del ala. Soporta las cargas principales del ala en vuelo y tierra. Estas auténticas “vigas” del ala están construidas en aleaciones de aluminio de alta resistencia y suele haber sólo dos o tres por ala.

Las costillas son elementos transversales del ala y también transversales a los largueros. Tienen un doble propósito: dar forma y curvatura al contorno del ala y añadir rigidez y resistencia a la estructura. La costilla formada, es un tipo

que está construida de una sola pieza de metal, incluyendo sus pestañas de refuerzo. La costilla está conformada de un nervio superior, nervio inferior y alma (si es metálica se suele hacer estampada) proporciona rigidez por deformaciones verticales y diagonales.



**Figura 1** Componentes alares

**Fuente:** (Lufb96, 2013)

Los larguerillos refuerzan toda la estructura, situados de forma longitudinal a través de las costillas, proporcionan la superficie suficiente para unir con remaches la chapa de revestimiento del ala.

## 2.2 TIPOS DE ALAS.

Existen numerosos tipos de alas, todos ellos atendiendo a un criterio de clasificación. La utilidad de cada aeronave determina la forma y diseño del ala. Según cómo vaya a operar la aeronave, la interacción con el aire será diferente. A continuación vemos los ejemplos más típicos usados en aviación, pudiendo haber variaciones o combinaciones de los presentados.

### 2.2.1 Según la forma de la planta.

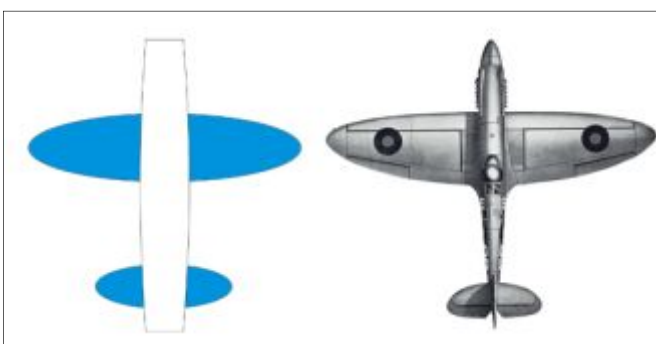
- **Ala recta:** Su planta es rectangular y aunque presenta buenas características de pérdida, tiene una mala relación peso – resistencia. Sin embargo es la más económica y por ello la elegida en numerosas avionetas amateur o ligeras.



**Figura 2** Ala recta

**Fuente:** (Parisi, 2009)

- **Ala elíptica:** Su forma es la de una elipse y es muy eficiente en su relación peso-resistencia. Aunque es terriblemente manejable y produce muy poca resistencia las pérdidas son muy críticas y su construcción compleja; y por lo tanto, cara.



**Figura 3** Ala elíptica

**Fuente:** (Parisi, 2009)

- **Ala recta con estrechamiento:** Este tipo de ala pretende buscar un punto medio entre maniobrabilidad, nobleza y velocidad, sin sacrificar los bajos costes de producción que presentaba el ala recta.



**Figura 4** Ala recta con estrechamiento

**Fuente:** (Parisi, 2009)

- **Ala en delta y en flecha:** El ala en delta como la de flecha, se ingenió para reducir la aparición de ondas de choque a velocidades subsónicas, y por ello es muy eficiente a altas velocidades. El ala en delta se usa en aviones supersónicos, ya sea simple (como el Mirage) o compleja (Concorde).



**Figura 5** Ala en delta y en flecha

**Fuente:** (Parisi, 2009)

### 2.2.2 Según su posición.

- **Ala alta:** El ala se monta en la parte superior al fuselaje. Un modelo de ala alta es mucho más estable que uno de ala baja y tendera menos al balanceo o efecto péndulo. El peso del avión está debajo del ala por lo que el fuselaje tiende a estabilizarse hacia abajo como si de un péndulo se tratase para igualar fuerzas.



**Figura 6** Ala alta

**Fuente:** (Ayala, 2014)

- **Ala media:** El ala media se une al fuselaje por la parte media del mismo. Sus características están entre la estabilidad del ala alta y la maniobrabilidad del ala baja. El ala media es la más utilizada en aviación comercial.



**Figura 7** Ala media

**Fuente:** (Jalón, 2015)



- **Ala baja:** Quizás la más maniobrable, el ala baja se sitúa bajo el fuselaje del avión. Numerosos aviones corporativos, cazas y aviones acrobáticos utilizan este tipo de disposición.



**Figura 8** Ala baja

**Fuente:** (Jalón, 2015)

### 2.2.3 Según su forma de unión al fuselaje.

- **El ala arriostrada:** se une al fuselaje en puntos concretos por cables o tirantes externos (montantes). Estos montantes soportan las cargas del ala en vuelo y tierra; y al ser un ensamblaje exterior opone resistencia al aire. El ala arriostrada se suele usar en aviación deportiva y general, con características de vuelo moderadas.



**Figura 9** Ala arriostrada

**Fuente:** (Juan, 2014)

- **En el ala cantílever:** el entramado estructural es interno y por lo tanto no presenta esa resistencia aerodinámica. Es la más generalizada en aviación con características de velocidad alta.



**Figura 10** Ala cantílever

**Fuente:** (Wynbrandt, 2015)

## **2.3 REPARACIÓN MAYOR Y REPARACIÓN MENOR**

### **2.3.1 Reparación**

Es la restauración de un producto aeronáutico y/o componentes a la condición de aeronavegabilidad de acuerdo a los requisitos aplicables, cuando este haya sufrido daños o desgaste por el uso incluyendo los causados por accidentes/ incidentes. Las reparaciones se clasifican en Mayor y Menor.

### **2.3.2 Reparación Mayor**

Toda reparación de una aeronave o componente de aeronave que pueda afectar de manera apreciable la resistencia estructural, la performance, el funcionamiento de los grupos motores, las características de vuelo u otras condiciones que influyan en las características de la aeronavegabilidad o ambientales, o que se hayan incorporado al producto de conformidad con

prácticas no normalizadas o que no puedan ejecutarse por medio de operaciones elementales.

### **2.3.3 Reparación Menor**

Según la RDAC 043 de mantenimiento, una reparación menor significa una reparación que no sea mayor.

## **2.4 FUSELAJE**

En una aeronave la principal unidad estructural es el fuselaje, ya que proporciona el espacio necesario para la tripulación, pasajeros y la carga útil. Los detalles de su diseño varían según el fabricante y los requisitos de servicio a que esté destinado. Algunas de las características que tienen en común todos los fuselajes es que ofrecen un ambiente silencioso y confortable para la tripulación y los pasajeros.

### **2.4.1 Tipos de construcción**

Existen tres tipos de básicos de construcción los cuales son: Pratt, monocoque y semimonocoque.

#### **2.4.1.1 Fuselaje Pratt**

Se fabrica a partir de tubos de acero soldados o de madera, que van formando la estructura principal del avión en forma de huso. En esta estructura encontramos las cuadernas que son los elementos más importantes que conforman y dan rigidez a la estructura; los largueros que unen las cuadernas y

que son largos tubos longitudinales que recorren gran parte del avión; y las diagonales, que dan rigidez torsional al conjunto largueros-cuadernas.

Esa estructura de tubos se cubre más tarde con tela, o en otras ocasiones con chapas metálicas o de madera, de tal forma que el fuselaje adquiere externamente una forma aerodinámica y uniforme. Particularmente este recubrimiento de tela no añade resistencia estructural sino que son las cuadernas, largueros y diagonales los que soportan todas las cargas en vuelo y tierra. Baja resistencia estructural para los requerimientos de mayores velocidades, maniobras y capacidades de carga.



**Figura 11** Fuselaje Pratt

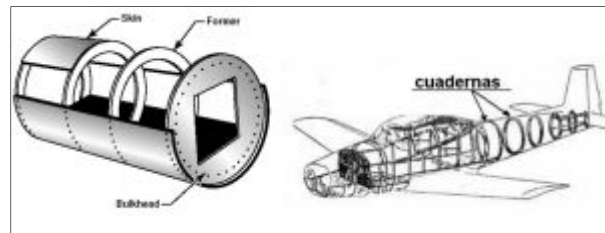
**Fuente:** (Prasai, 2013)

#### 2.4.1.2 Fuselaje Monocoque

Este tipo de estructura monocasco o “todo de una pieza” es un tubo en cuyo interior se sitúan a intervalos una serie de armaduras verticales llamadas cuadernas, que dan forma y rigidez al tubo. El tubo del fuselaje, o el revestimiento exterior sí forma parte integral de la estructura soportando y transmitiendo los esfuerzos a los que está sometido el avión.

Para que este revestimiento soporte estas cargas debe ser resistente y por ello está fabricado en chapa metálica de gran espesor. A mayor espesor, mayor peso, y es que el fuselaje monocasco, aun siendo más resistente, es más

pesado. Es de difícil reparación ante daños y el revestimiento está sometido a esfuerzos combinados de tensión.



**Figura 12** Fuselaje monocoque

**Fuente:** (Prasai, 2013)

#### 2.4.1.3 Fuselaje Semimonocoque

El más usado hoy en día, resolviendo el problema del peso y espesor del anterior modelo. La introducción de piezas de refuerzo en el interior permitió aliviar el revestimiento pudiendo ser de menor espesor. Las cuadernas se unen mediante largueros y larguerillos que recorren el avión longitudinalmente. Los largueros y larguerillos permiten el disminuir el espesor de la chapa de revestimiento. Todo esto forma una compleja malla de cuadernas, larguerillos, largueros y revestimiento, unida mediante pernos, tornillos, remaches y adhesivos.



**Figura 13** Fuselaje Semimonocoque

**Fuente:** (Prasai, 2013)

#### **2.4.1.4 Material del fuselaje.**

El material generalmente usado para la construcción de los fuselajes es aleación de aluminio 17ST, 24ST Y 75ST.

### **2.5 ALUMINIO**

El aluminio ocupa el quinto lugar entre los metales mas usados actualmente en la industria; no obstante en la Aviación tiene el primer lugar. Es el metal mas abundante en la corteza terrestre y se obtiene de la “BAUXITA” por medio de la electrólisis. Este metal comercialmente puro blanco, lustroso y altamente maleable y dúctil. Resiste la acción oxidante de la atmosfera. Su punto de fusión es de 676.6 °C. No es magnético y es un excelente conductor de la electricidad.

Sus características físicas pueden ser modificadas radicalmente con la adición de pequeñas cantidades de otros metales. El proceso de mezclarlo con otros metales se denomina ALEAR y al producto resultante se le conoce como ALEACIÓN. Los metales comunmente empleados para alearlos con el aluminio puro són: Cobre, Silicio, Manganeso, Magnesio, Cromo, Hierro, Zinc y Níquel. Estos metales se añaden solos o en mezcla para producir las características deseadas en la construcción de aeronaves (ligereza, maleabilidad, ductibilidad y resistencia).

Con las combinaciones de los metales y el tratamiento térmico se han conseguido aleaciones de aluminio tan resistentes como el acero, sin que pierdan si ligereza y resistencia a la oxidación. Si se toman en cuenta las propiedades de las aleaciones de aluminio no es de extrañar que en un avión de construcción metálica le correspondan al aluminio las 9/10 partes del peso total de la aeronave.

### **2.5.1 Alclad y su uso.**

Utilizando la gran resistencia a la corrosión del aluminio puro se desarrollo un proceso para la manufactura de láminas con un núcleo de aleación de aluminio y una capa de aluminio puro formando parte integrante con el núcleo. Este producto se obtiene vertiendo la aleación de aluminio fundida dentro de moldes revestidos con laminas de aluminio puro después de lo cual los lingotes resultantes se laminan en una roladora.

El espesor de la capa de aluminio puro es de 5% de espesor total de la lámina. El producto una vez laminado se trata termicamente durante 10 o 15 minutos tiempo durante el cual la aleación y la capa de aluminio puro se difunden en solución sólida. El tratamiento térmico, tiene por objeto añadir resistencia a la producida por la aleaciones. El producto se vende en el mercado con las especificaciones: ALCLAD 2017 y ALCLAD 2024.

Para secciones delgadas sometidas a grandes esfuerzos tales como costillas de ala y largueros tubulares que se usan en la aeronaves se prefiere usar aleaciones de aluminio "ALCLAD". Para secciones gruesas tales como partes del motor, en las cuales no representa graves consecuencias que ocurra cierta corrosion superficial, se emplean otras aleaciones de aluminio. Cuando se trabaje con láminas Alclad se debe tener cuidado de no rayarlas, pues dada la extrema delgadez de la capa protectora fácilmente quedan expuestas a la corrosión.

## **2.6 ALEACIONES DE ALUMINIO**

Las aleaciones de aluminio son obtenidas a partir de la combinación de este metal con otros elementos (cobre, magnesio, zinc, silicio, manganeso, etc.) que mejoran sus propiedades mecánicas, pues al ser este un material maleable

y dúctil, necesita mejorar su resistencia mecánica y en algunas aplicaciones optimizar aspectos como la dureza. En la industria también son conocidas como aleaciones ligeras, debido a que tiene una densidad mucho menor comparado con el acero (aproximadamente es la tercera parte de la densidad del acero). Precisamente, la condición de ligereza que presentan las aleaciones de aluminio, ha conllevado a la industria a emplearlas en la construcción de aeronaves, proporcionándole a estos un menor peso, hecho que da ventajas adicionales, tales como la reducción en el consumo de carburantes y una disminución notable de los gases emitidos por los aviones y que causan graves daños a la atmósfera.

Se conoce como aleaciones aluminio-litio (Al-Li) a aquellas aleaciones de aluminio a las que se ha añadido un porcentaje de litio entre 0,5 y 3,5% para aumentar sus propiedades mecánicas y reducir su densidad. Por ello es posible encontrar aleaciones de este tipo clasificadas como aleaciones de la serie 2000 (Al-Cu) en los que el elemento aleante principal es el cobre y el litio aparece en una menor proporción.

### 2.6.1 Tipos de Aleaciones

Existen más de 300 aleaciones de aluminio registradas y otras que en la actualidad están siendo desarrolladas para nuevas aplicaciones. Tal es el caso de la aleación aluminio y litio (AL-Li) que en los últimos años ha sido objeto de estudio y de la cual se ha descubierto, además de las propiedades de resistencia mecánica, una baja densidad de tan solo 2.55 g/cm<sup>3</sup> (aleación 8090), mientras que el cobre (Cu), alcanza 8.93 g/cm<sup>3</sup> ; el Acero, 7.83 g/cm<sup>3</sup> y el Titanio (Ti), 4.51 g/cm<sup>3</sup> .

- **Cromo (Cr)** Aumenta la resistencia mecánica cuando está combinado con otros elementos Cu, Mn, Mg.



- **Cobre (Cu)** Incrementa las propiedades mecánicas pero reduce la resistencia a la corrosión.
- **Hierro (Fe).** Aumenta la resistencia mecánica.
- **Magnesio (Mg)** Tiene una gran resistencia tras el conformado en frío.
- **Manganeso (Mn)** Incrementa las propiedades mecánicas y reduce la calidad de embutición.
- **Silicio (Si)** Combinado con magnesio (Mg), tiene mayor resistencia mecánica.
- **Titanio (Ti)** Aumenta la resistencia mecánica.
- **Zinc (Zn)** Aumenta la resistencia a la corrosión.
- **Escandio (Sc)** Mejora la soldadura

Las aleaciones de aluminio se clasifican en dos grupos, dependiendo del proceso de fabricación: *aleación forjada* y *aleación fundida*.

### 2.6.2 Aleaciones Forjadas

Son aquellas en que su forma física se obtiene trabajando mecánicamente al metal. Este trabajo se hace laminando, forjando o expulsando el metal a una temperatura menor que su punto de fusión, con lo cual se obtienen láminas, hojas, alambres, varillas, tubos y expulsiones en formas variadas. El laminado consiste en hacer pasar un lingote de aleación fundida por entre rodillos que se van estrechando, reduciendo paulatinamente el espesor del material, conforme va pasando de un juego de rodillos a otro hasta dejarlo del espesor deseado.

Vale recalcar que los productos de aluminio puro y sus aleaciones (todos aquellos productos no fundidos) poseen designación, mediante un sistema de cuatro dígitos, de acuerdo con la norma H35.1 de la American National Standard Institute (ANSI), mientras que las aleaciones fundidas se codifican acuerdo con la norma ASTM B275, ambas emitidas por EEUU. Estas designaciones son internacionales aunque hay países que poseen su propia

nomenclatura. Aunque se nombran, serie mil, dos mil, tres mil, etc, para designar el grupo general se incluyen tres equis correspondientes a los siguientes números de cada aleación. A continuación se explican las series del grupo de aluminio laminado.

<b>Tabla 1: Codificación Aluminios Laminados</b>	
Aluminio puro 99.0 pureza	1XXX
Aluminio aleado principalmente con cobre	2XXX
Aluminio aleado principalmente con manganeso	3XXX
Aluminio aleado principalmente con silicio	4XXX
Aluminio aleado principalmente con magnesio	5XXX
Aluminio aleado principalmente con magnesio y silicio	6XXX
Aluminio aleado principalmente con Zinc	7XXX
Aluminio aleado con otros elementos (litio)	8XXX
Serie no utilizada	

**Figura 14** Codificación de Aluminios Laminados

**Fuente:** (Sánchez, 2015)

Dentro del grupo de aleaciones de aluminio forjado encontramos otra división clara, que es la del grupo de las tratables térmicamente y las no tratables térmicamente. Las no tratables térmicamente solo pueden ser trabajadas en frío con el fin de aumentar su resistencia. Dentro de las aleaciones para forja, los grupos principales de las no tratables térmicamente son: 1xxx, 3xxx y 5xxx.

Dentro de las tratables térmicamente los grupos principales son: 2xxx, 6xxx y 7xxx. En esta última división, se encuentran las aleaciones de aluminio con mayores resistencias mecánicas, los grupos 2xxx y 7xxx. Las reglas para nombrar los materiales de aleaciones forjados se encuentran en la norma EN 573. El nombre está compuesto por lo siguiente:

EN – Norma Europea

A – para Aluminio

W – para declarar que es un “Producto Semi-terminado”.

Y cuatro números para la composición química:

El primer número da el elemento aleado principal.

El segundo número indica si es una aleación básica (designación “O”) o una modificación (1 – 9). Los últimos números indican la posición de la aleación en su grupo. Por ejemplo, el EN AW-6061. Además, se pueden añadir los elementos aleados, seguidos por números que indican el contenido del elemento: EN AW-6061 [AlMg1SiCu].

### **2.6.3 Aleaciones Fundidas**

Se basan en los mismos sistemas de aleación de las aleaciones de aluminio laminado y se clasifican de manera similar en cuanto a los tipos tratables y no tratables térmicamente. La principal diferencia consiste en que se presenta en forma de piezas moldeadas. Las características que la industria busca en los aluminios de moldeo, son una buena colabilidad, es decir la aptitud para llenar correctamente alguna cavidad de un molde, una contracción relativamente pequeña y evitando formación de fisuras, las cuales son causadas por la fragilidad del material.

Fundición de aluminio puro 99.0 pureza	1xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con cobre	2xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con silicio y adiciones de cobre y/o magnesio	3xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con silicio	4xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con magnesio	5xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con Zinc	7xx.x
Fundición de aluminio aleado principalmente con estaño	8xx.x
Fundición de aluminio aleado con otros elementos	9xx.x
Serie no utilizada	6xx.x

**Figura 15** Codificación de Fundiciones de Aluminio

**Fuente:** (Sánchez, 2015)

Gracias a que las temperaturas de fusión del aluminio son relativamente bajas, permiten utilizar, además de moldes de arena, moldes metálicos, donde el material se introduce bien sea por gravedad o por presión. Este último proceso exige un molde específico para cada pieza y una máquina de inyectar que en términos generales es de costo elevado. Sin embargo, este proceso permite la obtención de artículos con una elevada precisión dimensional y excelentes acabados superficiales que, en algunos casos, no requieren de un mecanizado posterior, por lo que es ampliamente utilizado en la elaboración de piezas complejas como bombas de gasolina, carburadores y planchas domésticas, entre otras. A continuación se mencionan las aleaciones más importantes en la industria.

**Tabla 1****Aleaciones de aluminio**

AAA	Componentes del Número		
<b>1002</b>	(1) Aluminio Puro	(0) Sin Modificacion	(02) Aleación 2S
<b>3003</b>	(3) Manganeso	(0) Sin Modificacion	(03) Aleación 3S
<b>3004</b>	(3) Manganeso	(0) Sin Modificacion	(04) Aleación 4S
<b>2011</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(11) Aleación 11S
<b>2014</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(14) Aleación 14S
<b>2017</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(17) Aleación 17S
<b>2117</b>	(2) Cobre	(1) Con Modificacion (A)	(11) Aleación 11S
<b>2018</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(18) Aleación 18S
<b>2024</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(24) Aleación 24S
<b>2025</b>	(2) Cobre	(0) Sin Modificacion	(25) Aleación 15S
<b>4032</b>	(4) Silicio	(0) Sin Modificacion	(32) Aleación 32S
<b>5052</b>	(5) Magnesio	(0) Sin Modificacion	(52) Aleación 52S
<b>6053</b>	(6) Magnesio y Silicio	(0) Sin Modificacion	(53) Aleación 53S
<b>7075</b>	(7) Zinc	(0) Sin Modificacion	(75) Aleación 75S

Las letras A-B-C que preceden a los números de aleación indican una modificación de la aleación original. El uso que en aviación se les da a las aleaciones es el siguiente:

**3003 – 3S** – Aleación mas fuerte que las 2S, sus cualidades para forjar son algo inferiores, además sus cualidades para soldarse son mucho mayores.

**2014 – 14S** – Aleación que viene solamente tratada térmicamente. Su uso es en herrajes estructurales.

- 2017 – 17S** – Es la más antigua de las aleaciones de aluminio. Ha sido reemplazada por la 24S que es un 25% más resistente. Se usa en forma de láminas y placas para partes estructurales misceláneas; en barras, varillas, tubos para líneas hidráulicas, remaches, pernos roscados, tuercas y tornillos.
- 2117 – A17S** – Aleación de una variación de la 17S; fue producida exclusivamente para remaches AD. Estos remaches siempre se reciben tratados térmicamente.
- 2018 – 18S** – Aleación que predomina en la construcción de pistones.
- 2024 – 24S** – Aleación extensamente usada para todas las partes estructurales, particularmente aquellas formadas de láminas y placas; tubos aerodinámicos para montantes; remaches para uniones de alta resistencia, tornillos, pernos y tuercas.
- 2025 – 25S** – Aleación usada en las hélices y partes del motor.
- 4032 – 32S** – Aleación también usada en pistones.
- 5052 – 52S** – Aleación usada para tanques, líneas de combustible, aceite e instrumentos. Puede ser soldada por puntos de gas, su resistencia a la fatiga es superior.
- 7075 – 75S** – Aleación que posee las mayores propiedades de resistencia. En forma de láminas o expulsiones es usada en lugares que requieren una muy alta resistencia.

#### **2.6.4 Tratamiento Térmico.**

El tratamiento térmico tiene como objetivo añadir resistencia producidas por las aleaciones. El procedimiento para endurecer las aleaciones de aluminio consiste en calentamiento, enfriamiento y envejecimiento. Primero se calienta la aleación, ya sea en un horno de aire o un horno de baño de sal y se mantiene en esa temperatura un tiempo especificado para que tenga lugar la penetración térmica. Después se enfría la aleación con agua fría si son forjadas y con agua caliente si son fundidas. Las aleaciones de aluminio se enfrían rápidamente, por lo tanto, los tanques de enfriado deben estar cerca del horno para que no tenga lugar una baja de temperatura. Luego viene el envejecimiento, este proceso lleva al material a su resistencia máxima.

Consiste en dejar al material expuesto a la temperatura ambiente después del enfriado, no obstante en algunas aleaciones requieren mantenerse en temperaturas algo más elevadas para después dejarlas enfriar dentro del horno. Los símbolos que indican el tratamiento térmico que una aleación ha recibido son los siguientes:

- T.-** Indica que la aleación recibió el tratamiento completo (solución y envejecimiento).
- W.-** Indica que la aleación recibió el tratamiento térmico pero que no ha sido envejecida.
- RT.-** Indica que una aleación recibió el tratamiento térmico completo y que ha sido endurecida por trabajo en frío.
- T2.-** Recocido (fundición)
- T3.-** Tratamiento térmico de solución y trabajo en frío.
- T4.-** Tratamiento térmico de solución.
- T5.-** Artificialmente envejecido solamente.
- T6.-** Tratamiento térmico de solución y artificialmente envejecido.
- T7.-** Tratamiento térmico de solución estabilizado.

**T8.-** Tratamiento térmico de solución trabajado en frío y artificialmente envejecido.

**T9.-** Tratamiento térmico de solución y artificialmente envejecido y trabajado en frío.

**T10.-** Artificialmente envejecido y trabajado en frío.

Si por alguna razón las marcas de identificación no están impresas, se pueden distinguir las aleaciones tratables térmicamente de las no tratables, sumergiendo una muestra en sosa cáustica. Las tratables térmicamente se pondrán de color negro por la reacción del cobre, en tanto que las que no son tratables térmicamente permanecerán iguales.

## **2.7 REMACHES DE AVIACIÓN**

El remache es una espiga de metal terminada en una cabeza, que se usa para unir dos o más láminas, planchas o piezas al formar en su otro extremo otra cabeza, semejante o no a la de fabrica. Los remaches usados en aviación se dividen en dos tipos: sólidos y especiales. Los sólidos se usan comunmente para sujetar o preparar las estructuras de los aviones. Los especiales son para ligares donde los remaches sólidos no son adecuados, tales como: es muy limitado y no se puede remachar el extremo o donde queda una parte interior y no se puede meter ninguna herramienta a remachar.

### **2.7.1 Aleaciones de remaches**

La mayoría de remaches usados en aviación son fabricados de aleaciones de aluminio. El tipo de aleacion puede ser identificado por una letra en el codigo de remache y por una marca en la cabeza del mismo.



### **Aluminio 1100 (A)**

Los remaches de aluminio puro no poseen marcas de identificación en su cabeza, y se designan por la letra A en el código de remache. Dado que este tipo de remache está hecho de aluminio comercialmente puro, el remache carece de fuerza suficiente para aplicaciones estructurales. En su lugar, los remaches 1100 están condicionados a los conjuntos no estructurales tales como carenado, baffles del motor y mobiliario.

### **Aleación de aluminio 2117 ( AD )**

La aleación de remache 2117-T3 es el más ampliamente utilizado para la fabricación y el mantenimiento de las aeronaves modernas. Remaches hechos de esta aleación tienen un hoyuelo en el centro de la cabeza y están representados por las letras AD en códigos de piezas de remache. Debido a que los remaches de AD son tan comunes no requieren ningún tratamiento térmico antes de usarse.

### **Aleación de Aluminio 2017 (D)**

La aleación de aluminio 2017 es extremadamente fuerte. Los remaches hechos de esta aleación se representan a menudo como remaches D, y han sido ampliamente utilizados para la construcción de aviones durante muchos años. Sin embargo, la introducción de los motores a reacción coloca mayores exigencias de resistencia estructural en el material de los aviones y elementos de fijación. En respuesta a esto, la industria del aluminio modificó la aleación 2017 para producir una nueva versión de 2017-T3 que es mucho más

resistente que la anterior. Estos remaches son identificados por un punto en relieve en la cabeza del remache.

### **Aleación de Aluminio 2024 (DD)**

Los remaches DD se identifican por dos guiones realizados sobre su cabeza. Al igual que los remaches D, los remaches DD se llaman "icebox" y deben almacenarse a temperaturas frías hasta que estén listos para ser usados. Cuando encuentran listos para ser usados, su aleación se vuelve 2024 - T31 por la dureza del trabajo realizado durante la instalación.

### **Aleación de Aluminio 7050-T73 (E)**

Una nueva y más fuerte aleación de remache fue desarrollada en 1979 llamado 7050-T73. La letra E se utiliza para designar esta aleación, y la cabeza del remache se encuentra marcada con un círculo en relieve. La aleación 7050 contiene zinc como el principal ingrediente de la aleación, y es tratada térmicamente. Esta aleación es utilizado por el Boeing Company como un reemplazo de los remaches 2024 - T31 en la fabricación de la aeronave 767 de fuselaje ancho.

### **Acero resistente a la corrosión (F)**

Los remaches de acero inoxidable se utilizan para la fijación de chapas de acero resistentes a la corrosión, se aplican en el cortafuegos y carenado de escape.

## Monel (M)

Los remaches de Monel se identifican ya que no poseen ninguna marca en su cabeza. Se utilizan en lugar de remaches de acero resistentes a la corrosión en las partes de acero al níquel.

### 2.7.2 Clasificación de los remaches.

Los remaches se identifican por el material de que están hechos, su tipo, medida y condición de temple. El material comunmente para su fabricación, son las diferentes aleaciones de aluminio, pero para casos especiales pueden ser de metal monel, acero anticorrosivo, acero maleable y cobre. Los remaches se fabrican con diferente tipo de cabeza y para cada una de ellas se tiene un número de especificación.

#### Remaches de cabeza avellanada.

AN420 – Solamente se hacen de acero maleable o cobre.

AN425 – Solamente de hacen de aleaciones de aluminio.

AN426 – Son los mas comunmente usados en aviación.



**Figura 16** Remache de cabeza avellanada

**Fuente:** (Zumwalt, 2013)

**Remaches de cabeza redonda.**

AN430 – Fabricados de aleaciones de aluminio.

AN435 – Fabricados de acero maleable y cobre.



**Figura 17** Remache de cabeza redonda

**Fuente:** (Wynbrandt, 2015)

**Remaches de cabeza plana.**

AN441 – Fabricados de acero maleable.

AN442 – Fabricados de aleaciones de aluminio.



**Figura 18** Remache de cabeza plana

**Fuente:** (Wynbrandt, 2015)

**Remaches de cabeza de copa (Brazier)**

AN455 – Fabricados de aleaciones de aluminio

AN456 – Fabricados de acero y metal monel.



**Figura 19** Remache de cabeza de copa

**Fuente:** (Wynbrandt, 2015)

**Remaches de cabeza universal.**

AN470 – Fabricados de aleaciones de aluminio



**Figura 20** Remache de cabeza universal

**Fuente:** (Wynbrandt, 2015)

	Cabeza redonda	Cabeza plana	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Cabeza embutida	Gota de sebo (calderería)	Universal
<b>A</b> 2S Sin marca	AN430A* 	AN442A* 	AN426A 	AN455A* 	AN425A* 	AN456A* 	AN470A 
<b>AD</b> A17ST Punzonado	AN430AD* 	AN442AD* 	AN426AD 	AN455AD* 	AN425AD* 	AN456AD* 	AN470AD 
<b>D</b> 17ST Punto en relieve	AN430D* 	AN442D* 	AN426D 	AN455D* 	AN425D* 	AN456D* 	AN470D 
<b>DD</b> 24ST Guión doble en relieve	AN430DD* 	AN442DD* 	AN426DD 	AN455DD* 	AN425DD* 	AN456DD* 	AN470DD 
<b>B</b> 56S Cruz en relieve	AN430B* 	AN442B* 	AN426B 	AN455B* 		AN456B* 	AN470B 
<b>C</b> Cobre Sin marca	AN435C 	AN441C 	AN427C 	AN420C 	← Cabeza embutida		
<b>F</b> Acero inoxidable Sin marca	AN435F 		AN427F 				
<b>M</b> MONEL Sin marca	AN435M 	AN441M 	AN427M 				
Acero Triángulo refundido	AN435 	AN441 	AN427 	AN420 	← Cabeza embutida		

\* AN470 Sustituye a AN430, AN442 AN455 & AN456 en mayor parte de aplicaciones  
 \* AN425 No aplicado  
 — Ejemplo : AN-470-AD-4-8  
 AN— Cuando estas letras preceden a los números señalan especificaciones de U.S.Navy y U.S.Army.  
 470— Los tres primeros números indican el tipo de cabeza : 470 Cabeza universal; 430 cabeza redonda, etc.  
 AD— Las letras que siguen al tipo de cabeza indican el material : A aluminio 2S, etc.  
 4— Los primeros números después del material señalan el diámetro del remache en 1/32 de pulgada (en mm multiplicando por 25,4) Ejemplo 4 = 4/32" (= 3,18 mm), etc.  
 8— Los últimos números hacen referencia a la longitud del remache en 1/16 de pulgada (en mm multiplicado por 25,4). Ejemplo 8 = 8/16" (= 12,7 mm).

Figura 21 Identificación de remaches

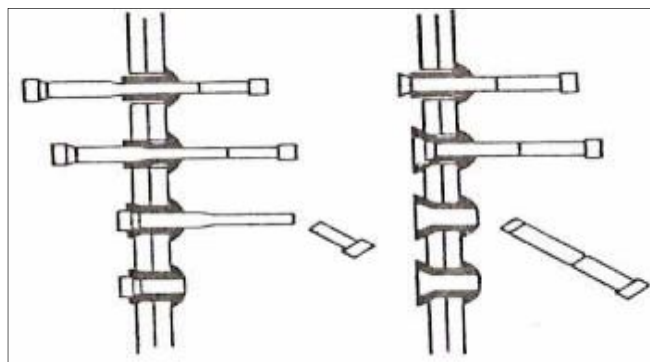
Fuente: (Poveda, 2014)

### 2.7.3 Clasificación de los remaches especiales

Estos remaches se fabrican por diferentes compañías y tienen características propias; por lo que requieren herramienta especial para su instalación. Las marcas más comúnmente usadas son las siguientes: CHERRY, DU PONT (explosivos), LOKSRU y RIVNUT.

#### Remaches CherryMax

Fabricados por la Cherry Rivet Co., asociada de la Townsend Co., son huecos, con una espiga extensible insertada en su parte central. La espiga del remache se introduce en el taladro cuidadosamente realizado y después se hace que se ensanche y trabe con fuerza en el material. Los tipos corrientes, son dos: el auto-obturador y el hueco. Cuando se instala el primero, la espiga se rompe por sí misma al ejercer la presión suficiente para aplastar el remache; se corta entonces el muñón remanente y se lima de forma que la superficie quede perfectamente lisa. Para acoplar el tipo hueco se saca completamente la espiga a través del remache. Este tipo no posee una resistencia tan elevada al esfuerzo cortante como el auto-obturador.

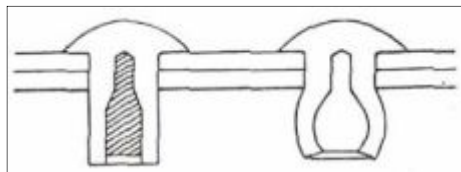


**Figura 22** Remaches CherryMax

**Fuente:** (Nortrop, 2015)

### Remaches Du Pont (explosivos)

Construídos por E. I. Du Pont de Nemours & Company, tienen dentro de la espiga una carga explosiva para dilatar el remache una vez introducido en el taladro correspondiente. La figura muestra este tipo antes y después de la expansión. Para instalarlo se coloca contra la cabeza del remache la buterola de una pistola remachadora y al detonar el explosivo se dilata la espiga.

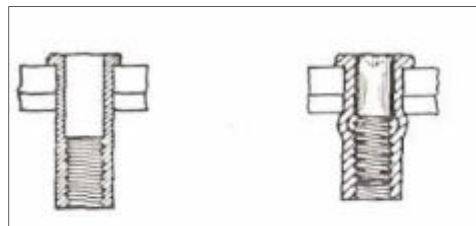


**Figura 23** Remache Du Pont

**Fuente:** (Nortrop, 2015)

### Rivnut

Es un tipo de remache ciego roscado interiormente para atornillar el vástago de un espárrago o tornillo en la forma que se indica en la figura. Los construye la B. F. Goodrich Co., y se usan para fines comerciales generales o para aviación. Se expande mediante una tracción ejercida en el núcleo que obliga a la espiga a dilatarse.



**Figura 24** Remache Rivnut

**Fuente:** (Nortrop, 2015)



## Remaches Hi-Shear

Son un tipo especial construido por la Hi-Shear Rivet Tool Company, y diseñados para obtener una resistencia excepcional al esfuerzo cortante sobre juntas remachadas.

El remache Hi-Shear es de dos piezas; la varilla es generalmente de acero, en algunos casos de acero inoxidable y en *otros* de aleación de aluminio 75ST. La mayoría de los collares son de aleación de aluminio A17S, o 24ST, si bien también se construyen de acero suave.



**Figura 25** Remache Hi-Shear

**Fuente:** (Nortrop, 2015)

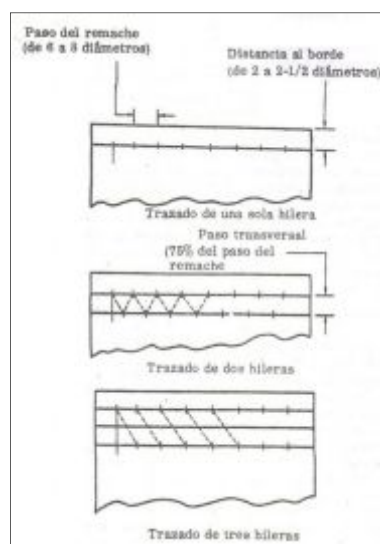
## 2.8 REPARACIONES DE REVESTIMIENTO LISO

Usted puede reparar los daños pequeños del revestimiento exterior de un avión aplicándole un parche en el lado interior de la lámina dañada. Se debe poner un tapón de relleno en el agujero que se hizo al quitar la parte dañada del revestimiento. Esto tapa el agujero y forma una superficie exterior lisa que es necesaria para lograr la tersura aerodinámica de los aviones modernos.

El tamaño y la forma del parche se determinan en general, por el número de remaches requeridos en la reparación. Si no se especifica de otra manera en las ordenes técnicas, calcule el número requerido de remaches usando la fórmula de los remaches. Haga la placa del parche del mismo material que el revestimiento original y del mismo espesor o del siguiente espesor más grueso.

### 2.8.1 Espaciamiento de los remaches

En general, trate de hacer que el espaciamiento de los remaches en una fabricación este de acuerdo con el espaciamiento usado por el fabricante en el área cerca del daño. Aparte de esta regla fundamental no hay reglamentos específicos que rijan el espaciamiento de los remaches en todos los campos. Sin embargo, hay ciertos requisitos mínimos que usted debe observar.

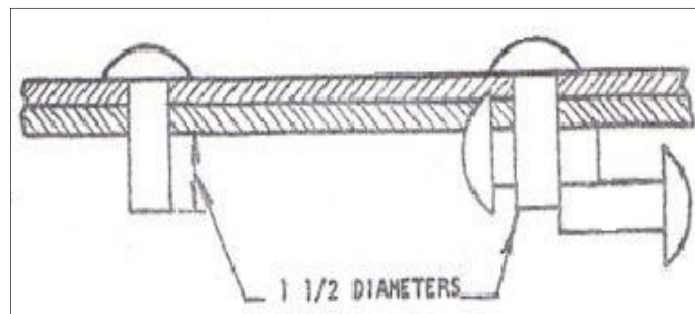


**Figura 26** Espaciamiento de los remaches

**Fuente:** (Cessna, 1998)

Los remaches se fabrican en distintas longitudes en incrementos de 1/16 de pulgada. Es posible que no encuentre un remache que sobresalga del metal

exactamente 1-1/2 veces el diámetro del remache. En ese caso, se seleccionara el remache de la longitud más cercana deseada. Usualmente, la próxima longitud es la deseada, pero si el remache es demasiado largo tendera a “atacarse” o introducirse. Por ejemplo: un remache de 1/8 de pulgada puede sobresalir 0.264 de pulgada más allá de lo necesario o ser 1/64 de pulgada demasiado corto, pruebe el remache mas corte para ver si la cabeza de taller satisface las especificaciones. So no hay suficiente material para hacer una cabeza de taller adecuada, tiene que usar el remache mas largo.

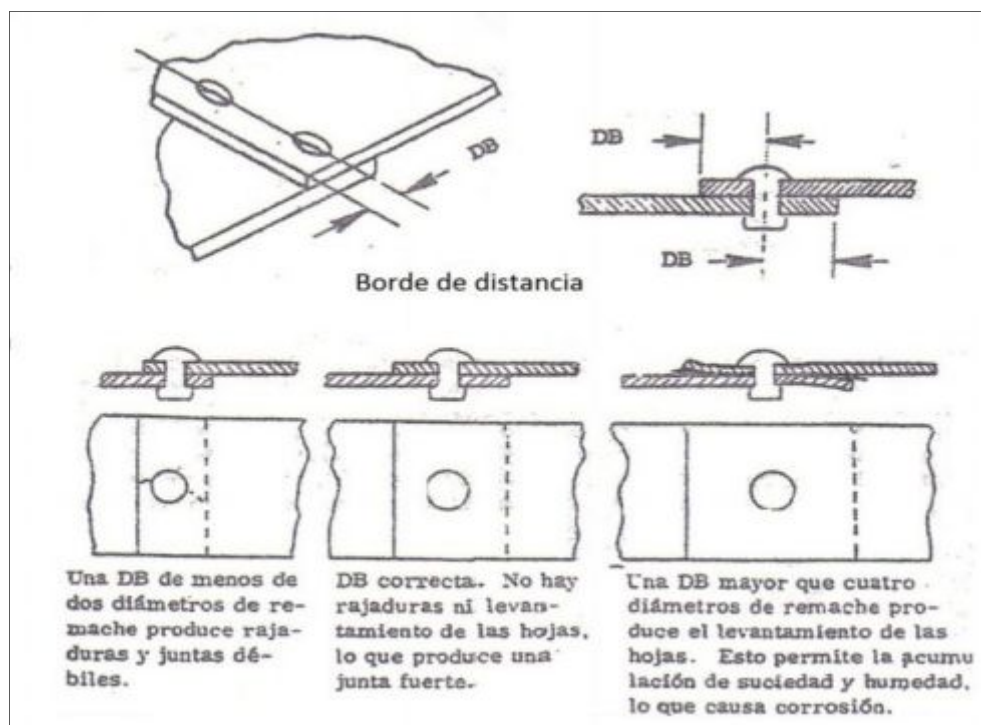


**Figura 27** Determinación de la longitud del remache

**Fuente:** (Cessna, 1998)

### 2.8.2 Borde de distancia

La distancia del borde o distancia desde el centro del primer remache al borde de la lámina no debe ser menor de 2 diámetros del remache ni mayor de 4. La distancia del borde recomendada es aproximadamente 2-1/2 veces el diámetro del remache. Si usted pone remaches demasiado cerca del borde de la lamina, esta probablemente se rajara o se apartara de los remaches, y si se los coloca demasiado lejos del borde, la lamina se doblara hacia arriba en los bordes.



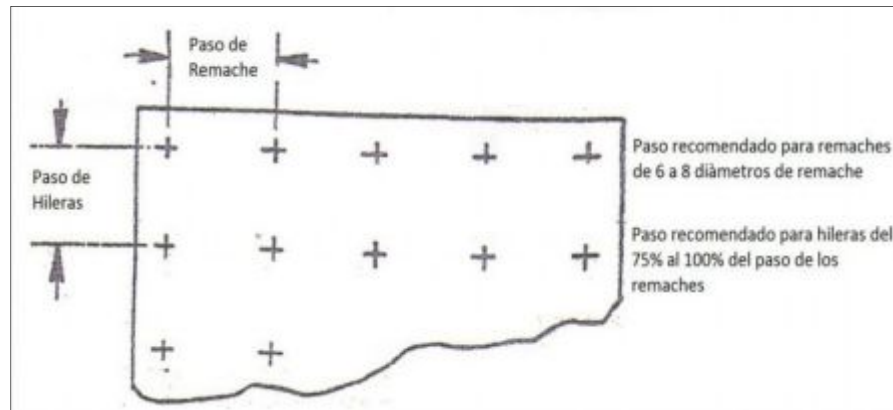
**Figura 28** Borde de Distancia

**Fuente:** (Cessna, 1998)

### 2.8.3 Paso de Remache

El paso de los remaches es la distancia entre los centros de dos remaches en la misma hilera. Esta distancia se mide desde el centro de un remache hasta el centro de otro. En ningún caso debe ser esta distancia mínima entre dos remaches es tres veces el diámetro del vástago del remache y que la distancia máxima es 10 veces el diámetro del vástago del remache. Esta regla de limitaciones también expresa que hay un paso de remache recomendado entre el mínimo y el máximo, que es entre 6 y 8 veces el diámetro del vástago del remache. Es preferible este paso porque es el más ventajoso para asegurar que cada remache resiste su parte de la carga. Cuando se trabaja en un avión y se

traza un patrón de remachado para una reparación, se usa el paso del remache recomendado siempre que sea posible.



**Figura 29** Paso de Remache

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

#### 2.8.4 Fórmula para el cálculo del número de remaches

Todas las reparaciones hechas en las piezas estructurales del avión exigen un número definido de remaches, a fin de restaurar la resistencia original. El número de remaches o pernos necesarios se puede determinar observando un empalme similar hecho por el fabricante o usando la siguiente fórmula de remaches.

El número de remaches que se va a usar a cada lado de la rotura es igual al largo de la rotura por espesor del material original por 75,000 dividido por la resistencia al esfuerzo cortante o al apoyo cualquiera que sea la menor de las dos.

- **El largo de rotura (L).**- Se mide perpendicular a la dirección del esfuerzo general a lo largo del área dañada.
- **El espesor del material (T).**- Es el verdadero espesor del material que se esta reparando y se mide en milésimos de pulgada.

La cifra 75,000 que se usa en la fórmula es un valor supuesto a la carga de esfuerzos de 60,000 psi, aumentado a un factor de seguridad del 25%. Es un valor constante.

- **La resistencia al esfuerzo cortante (S).**- Es la cantidad de fuerza requerida para cortar un remache que sujeta juntas dos o más láminas. Si el remache esta sujetando dos láminas o dos piezas, esta bajo esfuerzo cortante sencillo y si esta sujetando tres láminas o tres piezas esta bajo esfuerzo doble. Para determinar la resistencia al esfuerzo cortante, se debe conocer el diámetro del remache que se va a usar. Esto se determina multiplicando el espesor del material por tres. Por ejemplo el espesor de un material es  $0.040 \times 3 = 0.120$ ; el remache seleccionado seria de 1/8 de pulgada (0.125 de pulgada) de diámetro.

*Resistencia al esfuerzo cortante sencillo de los remaches de aleación de aluminio (Libras)									
Composición del remache (aleación)	Resistencia máxima del metal de los remaches (psi)	Diámetro del remache (pulgadas)							
		1/16	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	5/16	3/8
2117 T	27,000	83	186	331	518	745	1,325	2,071	2,981
2017 T	30,000	92	206	368	573	828	1,472	2,300	3,313
2024 T	35,000	107	241	429	670	966	1,718	2,684	3,865

\*La resistencia al esfuerzo cortante doble se encuentra multiplicando los valores arriba indicados por 2.

**Figura 30** Resistencia al esfuerzo cortante sencillo

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

- **La resistencia al apoyo (B).**- Es la cantidad de tensión necesaria para halar un remache a través del borde de dos láminas, remachadas entre si para alargar el agujero del remache. Para usar la tabla de resistencia de apoyo, se debe conocer el diámetro del remache que se va a usar y el espesor del material que se esta remachando. El diámetro del remache

seria el mismo que se uso cuando se determino el valor de la resistencia al esfuerzo cortante. El espesor del material seria el del material que se esta reparando.

Espesor de la lámina (Plgs)	Diámetro del remache (pulgadas)							
	1/16	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	5/16	3/8
0.014	71	107	143	179	215	287	358	430
.016	82	123	164	204	246	328	410	492
.018	92	138	184	230	276	369	461	553
.020	102	153	205	256	307	410	412	615
.025	128	192	256	320	284	512	640	768
.032	164	245	328	409	492	656	820	984
.036	184	276	369	461	553	738	922	1,107
.040	205	307	410	512	615	820	1,025	1,230
.045	230	345	461	576	691	922	1,153	1,383
.051	261	391	522	653	784	1,045	1,306	1,568
.064		492	656	820	984	1,312	1,640	1,968
.072		553	738	922	1,107	1,476	1,845	2,214
.081		622	830	1,037	1,245	1,660	2,075	2,490
.091		699	932	1,167	1,396	1,864	2,330	2,796
.102		784	1,046	1,307	1,569	2,092	2,615	3,138
.125		961	1,281	1,602	1,922	2,563	3,203	3,844
.156		1,198	1,598	1,997	2,397	3,196	3,995	4,794
.188		1,445	1,927	2,409	2,891	3,854	4,818	5,781
.250		1,921	2,562	3,202	3,843	5,125	6,405	7,686
.313		2,405	3,208	4,009	4,811	6,417	7,568	9,623
.375		2,882	3,843	4,803	5,765	7,688	9,068	11,529
.500		3,842	5,124	6,404	7,686	10,250	12,090	15,372

**Figura 31 Resistencia al Apoyo**

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

Una vez que usted comprende la derivación y el significado de los términos en la formula de remaches, se puede reducir la fórmula a lo siguiente:

$$\frac{L \times T \times 75,000}{S \text{ o } B}$$

S o B

Como un ejemplo del uso de la fórmula, vamos a determinar el número de remaches 2117 T necesarios para reparar una rotura de 2-1/4 pulgadas de largo en un material de 0.040 de espesor.

$$\frac{L \times T \times 75,000}{S \text{ o } B}$$

**L** = 2-1/4 (2.25) pulgada

**T** = 0.040 de pulgada

**Tamaño del remache:** 0.040 x 3 = 0.120 de manera que el remache debe ser de 1/8 de pulgadas (0.125)

**S** = 331 (tomado de la tabla de resistencia al esfuerzo cortante)

**B** = 410 (tomado de la tabla de resistencia al apoyo)

$$\frac{2.25 \times 0.040 \times 75,000}{331} = \frac{6750}{331} = 20.39 \text{ remaches a cada lado}$$

Como cualquier fracción debe considerarse como un número entero, la verdadera cantidad de remaches requeridos sería 21 para cada lado o 42 remaches para toda la reparación.

## 2.8.5 Tipos de Parches

### 2.8.5.1 Parche Octogonal o alargado.

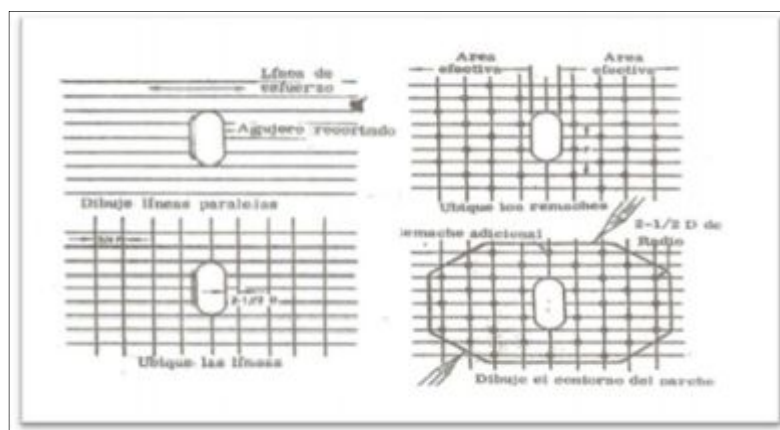
Siempre que sea posible, use un parche octagonal alargado para la reparación del revestimiento liso. Este tipo de parche suministra una buena



concentración de remaches dentro del área de esfuerzos críticos, elimina las concentraciones peligrosas de esfuerzos y es muy sencillo de trazar. Este parche puede variar en longitud de acuerdo con la condición de la reparación.

Siga los pasos mostrados en el trazado en papel de este parche fig. 32. Primero dibuje el contorno del daño recortado. Luego usando una separación de tres o cuatro diámetros del remache que se va a usar, dibuje líneas paralelas a la línea de esfuerzos. Trace las líneas para las hileras perpendiculares a una distancia de 2-1/2 diámetros del remache desde cada lado del corte y las líneas restantes, con una separación de  $\frac{3}{4}$  de paso del remache.

Ubique los puntos donde van ir los remaches en líneas alternadas perpendiculares a las líneas de refuerzo, en forma tal que se produzca un escalonamiento entre las hileras y que se establezca una distancia entre los remaches (de la misma hilera) aproximadamente de 6 a 8 diámetros del remache. Después que haya ubicado el número de remaches a cada lado del corte, agregue unos cuantos más, si fuere necesario, para que la distribución de los remaches quede uniforme. En cada una de las ocho esquinas por cada remache de esquina. Esto localiza el borde del parche. Usando líneas rectas, conecte estos arcos para completar el trazado.



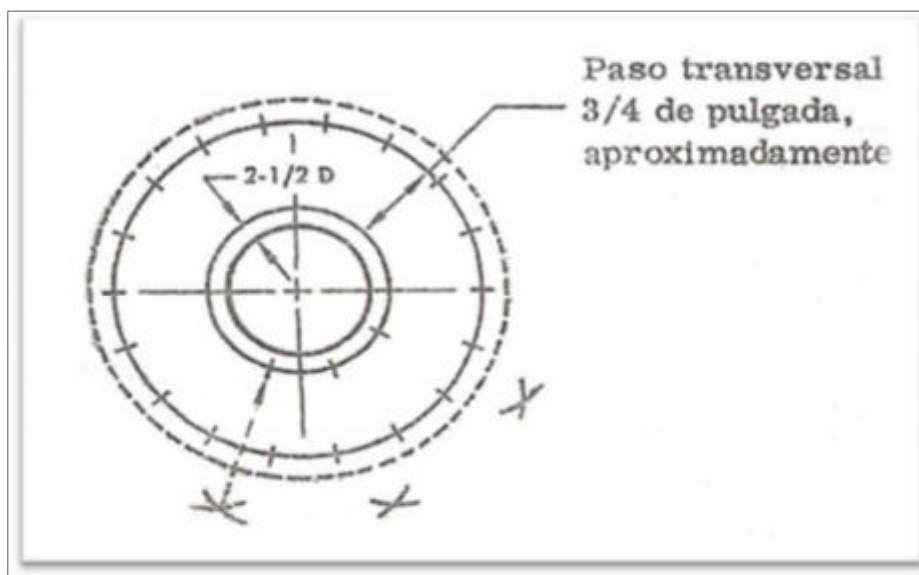
**Figura 32** Parche Octogonal o alargado

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

### 2.8.5.2 Parche circular

Use un parche circular para las reparaciones al ras de agujeros pequeños en secciones de láminas lisas. La distribución uniforme de los remaches alrededor de su circunferencia hace que sea un parche perfecto usarse en los lugares donde la dirección del esfuerzo no se conoce o donde se sabe que varía con frecuencia.

Si usa un parche circular de dos hileras dibuje primero en papel el contorno del área recortada. Trace dos círculos uno con un radio igual al radio del área recortada mas la distancia del borde y el otro con un radio de  $\frac{3}{4}$  de pulgada más grande. Determine el numero de remaches que va a usar y ubique las  $\frac{2}{3}$  partes de ellos igualmente espaciados a lo largo de la hilera exterior.



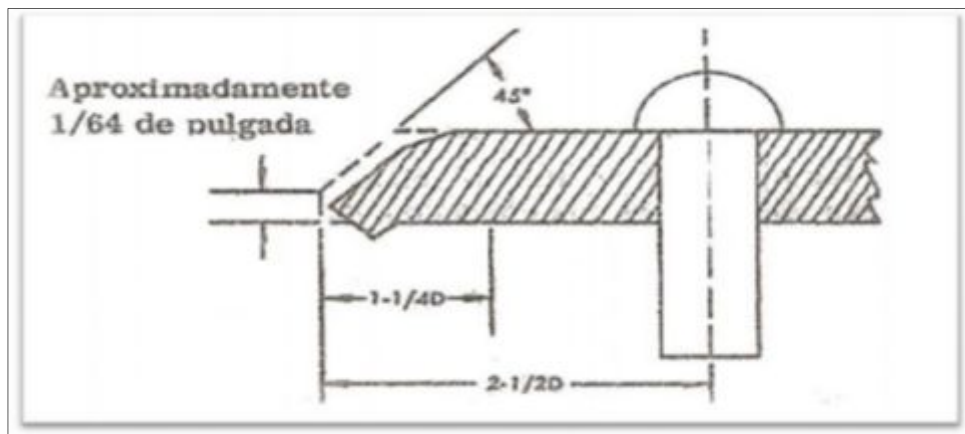
**Figura 33** Parche circular

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

Tomando como centro cualesquiera dos marcas de remaches adyacentes, trace arcos que se intersequen: luego trace una línea desde el punto de

intersección de los arcos hacia el centro del parche. Haga lo mismo con cada uno de los otros pares de marcas de remaches. Esto le proporcionara una cantidad de líneas igual a la mitad de la cantidad de remaches que hay en la hilera exterior. Coloque los remaches donde estas líneas intersecan al círculo interior. Luego transfiera el trazado al material del parche de 2-1/2 diámetros del remache para el borde exterior.

Después de cortar y trazar el parche, quite las rebabas de todos los bordes. Bisele los bordes de todos los parches externos a un ángulo de 45° y dóblelos ligeramente hacia abajo para que se ajusten bien a la superficie.

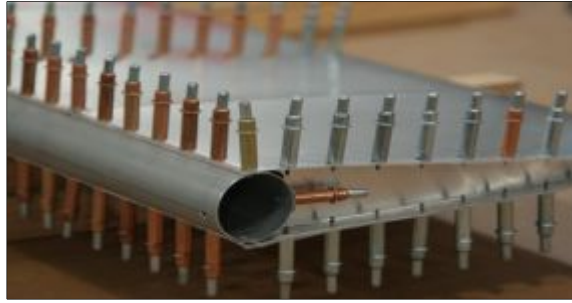


**Figura 34** Biselado y doblamiento del borde del parche

**Fuente:** (ETAC, Laministeria, 2013)

## 2.9 CLECOS O SUJETADORES

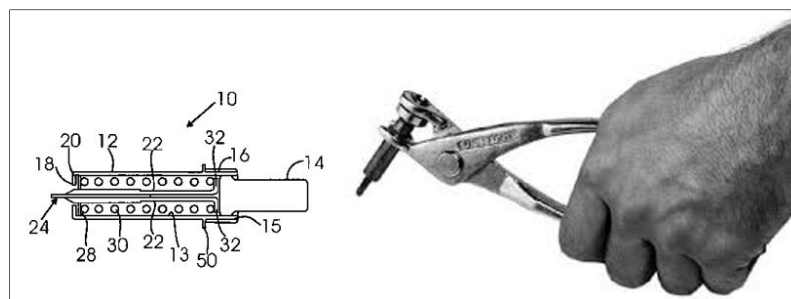
Un Cleco, es un elemento de fijación desarrollado por el Cleveland Pneumatic Tool Company. Ampliamente utilizado en la fabricación y reparación de aeronaves de piel de aluminio, se utiliza para sujetar temporalmente múltiples hojas de material juntos antes de que las piezas esten unidas de forma permanente.



**Figura 35** Clecos en plano horizontal

**Fuente:** (Wray, 2013)

El tipo básico consiste en un cuerpo cilíndrico de acero, un émbolo en la parte superior, un muelle, un par de bloqueos de paso de corte, y una barra separadora. Un tipo especial de pinzas se utilizan para empujar el émbolo cargado por resorte. Esto empuja hacia abajo en las cerraduras paso de corte, lo que les aleja de las barras de separación y permite que vengan juntos. Esto permite que el usuario deslice las mordazas de bloqueo a través de un agujero hecho a través de múltiples láminas de material. Cuando se suelta el émbolo el muelle tira de las mandíbulas de bloqueo de nuevo hacia la barra separadora, que separa las dos mordazas. Las hojas de material entonces se metieron entre el área de paso de corte y el cilindro de acero. Esto evita que los agujeros en las hojas separadas queden alineados.



**Figura 36** Pinza para fijación de clecos

**Fuente:** (Bonin, 2013)

### 2.9.1 Variación en el diseño

Sujetadores de tipo Cleco también están disponibles con un mecanismo de rosca para empujar la barra separadora para arriba. Clecos de este tipo toman más tiempo para instalar y quitar, pero se pueden hacer mucho más apretado que los clecos de resorte. Son comúnmente disponibles con una tuerca de mariposa para apretar a mano, o con una simple tuerca hexagonal de manera que puedan estar espaciados más estrechamente. En cualquier caso, por lo general tienen un cuerpo hexagonal que puede ser mejor agarró para apretar o soltar la barra separadora.



**Figura 37** Modelos de clecos

**Fuente:** (Omega Technologies, 2016)

### 2.9.2 Tamaños y código de colores

Independientemente de su forma, por lo general son un código de colores para identificar sin importar su tamaño.

**Tabla 2**  
**Designación de colores y medidas**

COLOR	TAMAÑO
Plateado	3/32 (2.4mm)
Cobre	1/8 (3.2mm)
Negro	5/32 (4.0mm)
Dorado	3/16 (4.8mm)



**Figura**  
**electro**  
**Fuente**  
**Técnica**

## CAPÍTULO III

### DESARROLLO DEL TEMA

En el siguiente proyecto se determina los procedimientos realizados para el desarrollo del tema, el mismo que es de gran utilidad tanto personalmente para adquirir experiencia en el ámbito laboral como para la empresa AEROMORONA CIA. LTDA.

**CAMPO:** Mecánica Aeronáutica.

**AREA:** Estructuras de Aeronaves.

**TEMA:** “Reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H para la empresa Aeromorona Cia. Ltda ubicada en la ciudad de Macas”.

**BENEFICIARIO:** Empresa Aeromorona Cia. Ltda.

**UBICACIÓN:** Macas, Morona Santiago.

**INSTITUCIÓN EJECUTORA:** Unidad de Gestión de Tecnologías.

**COSTO:** 1456,86 USD

#### 3.1 Preliminares.

Este capítulo presenta detalladamente los procedimientos efectuados para la reconstrucción del ala izquierda de la aeronave Cessna T206H, siguiendo los pasos que se obtuvieron del Manual Estructural y tomando en cuenta las respectivas normas de seguridad. Las instalaciones de Aeromorona Cia. Ltda cuenta con áreas adecuadas para realizar tareas de mantenimiento, además que cuenta con equipos y herramientas especiales, esto es fundamental para la realización de cualquier trabajo de una aeronave, importante para poder ejecutar una buena labor, y lograr tener las aeronaves en óptimas condiciones.

### 3.2 Estudio de factibilidad

Previa la “**RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS**” se realizó una investigación de factibilidad, partiendo el análisis desde la situación infraestructural, experiencia laboral y obtención de manuales necesarios para llevar a cabo el desarrollo de este proyecto.

### 3.3 Variable dependiente e independiente.

El daño del ala izquierda de la aeronave CESSNA T206H con matrícula HC-CFE ha ocasionado pérdidas económicas y retraso de logística a la empresa AEROMORONA CIA. LTDA ubicada en la ciudad de Macas.

### 3.4 Medidas de seguridad aplicadas.

Durante el proceso de reconstrucción se utilizó EPP (equipos de protección personal) para resguardar el bienestar de salud del personal encargado en este proyecto.

- **Protección de manos:** se utilizó guantes para evitar el contacto con sustancias peligrosas.
- **Protección de pies:** se utilizó el calzado apropiado.
- **Ropa de trabajo:** se utilizó el overol de trabajo.
- **Auditiva:** se utilizó orejeras.
- **Protección visual:** se utilizó gafas.
- **Protección de las vías respiratorias:** se utilizó mascarilla.





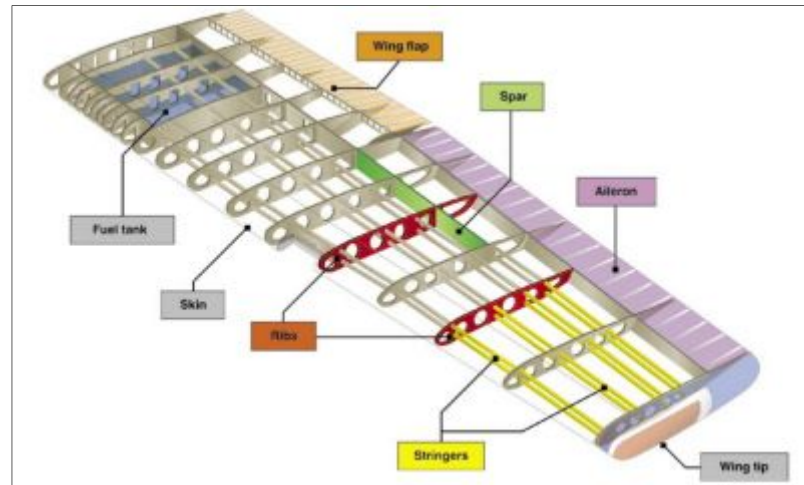
**Figura 39** Equipo de Protección Personal

**Fuente:** (Prevencionar, 2014)

### 3.5 Desmontaje y reconstrucción de componentes alares de la aeronave Cessna T206H de la empresa AEROMORONA CIA LTDA.



**Figura 40** Ala Cessna T206H



**Figura 41** Componentes alares

**Fuente:** (Lufb96, 2013)

### 3.5.1 Desmontaje del ala.

- **HERRAMIENTAS:** taladro, brocas desde 3/32" hasta 5/32", cincel, botador, martillo, aguantador, tijeras para cortar aluminio, ratchet, copa 3/8 y llave 3/8.

En primera instancia se identificaron los daños más evidentes que tenía el plano clasificándolos en daños insignificantes, daños reparables y daños que requiere sustitución de piezas, según el manual de reparaciones estructurales. Véase el anexo A. Estas categorías están destinadas a proporcionar al mecánico algunas pautas generales para utilizar en la determinación y la criticidad de cualquier daño. Obviamente, habrá algo de superposición entre categorías, y el sentido común debe ser utilizado en la determinación de la acción final a tomarse con respecto a cualquier daño.

### **Criterios de daños en la piel del ala**

- A. Daño insignificante: abolladuras suaves en la piel del ala que no son más de 0.030 pulgada por debajo del contorno y puede ser circunscrito con un círculo de 2 pulgadas de diámetro que no tienen evidencia de exudado de la piel, grietas o perforaciones de la piel constituyen un daño insignificante; y la reanudación se considera cosmética.
- B. Daños reparables: golpes o abolladuras más profunda y/o mayor que la especificada anteriormente debe ser reparado. Las rasgadas en la piel, grietas o penetraciones deben ser reparadas. Abolladuras dentro de la estructura (costillas, marcos y largueros) deben ser reparadas mediante la corrección o eliminación y sustitución de la pieza dañada.
- C. Daño que requiere sustitución de piezas: Si la piel está muy dañada, se debe hacer la reparación mediante la sustitución de toda una sección de revestimiento de un miembro estructural a otro. La sustitución de piel debe realizarse a lo largo de los miembros estructurales y cada unión se debe hacer exactamente lo mismo en lo que respecta a tamaño del remache, el espaciado y el patrón de remachado usados en la piel original. Si las uniones fabricadas son diferentes, se debe copiar las pieles.

### **Criterios de daños en las costillas del ala.**

- A. Daño insignificante: Ninguna, salvo pequeños arañazos o abrasiones.
- B. Daños reparables: abolladuras o dobleces en una costilla pueden ser reparados mediante reformación o mediante la sustitución de una sección de la costilla. Puesto que el trabajo de aluminio se endurece, es mucho más probable que se rompa cuando sea reformada y debe ser

inspeccionado cuidadosamente para este tipo de grietas después de la reanudación.

- C. Daño que requiere reemplazo de piezas: los nervios de las costillas que son ampliamente dañados pueden ser reemplazados. Sin embargo, debido a la necesidad de desabrochar una cantidad excesiva de la piel con el fin de sustituir la costilla, debe ser reparado si es práctico. En caso de que la costilla se encuentre suficientemente maltratada o dañada se requiere realizar una sustitución de piezas.

#### **Criterio de daño al borde de ataque del ala.**

- A. Daño insignificante: abolladuras suaves en el borde de ataque del ala, que no son más de 0.030 pulgadas (0,76 mm) por debajo de contorno y limitado con no más de un círculo de diámetro de 1,5 pulgadas (38 mm) que no tiene ninguna prueba de las rajaduras de la piel, grietas o perforaciones de la piel constituyen un daño insignificante.
- B. Daños reparables: golpes o abolladuras más profunda y/o mayor que la especificada anteriormente debe ser reparado. Las rajaduras de la piel, grietas o penetraciones deben ser reparadas. Abolladuras que incluyen costillas deberán ser reparados o eliminar y sustituir la costilla.
- C. Daño que requiere un reemplazo de piezas: Cuando se haya producido un daño extremo, el borde de ataque debe ser reemplazado completamente.



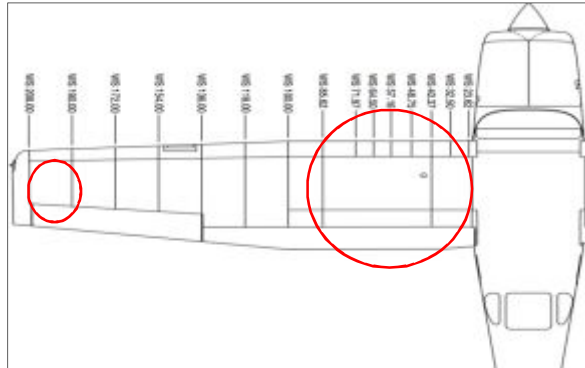
**Figura 42** Identificación de daños

Después se colocó el ala sobre unos soportes para facilitarnos la actividad, sin causar más daños en la estructura, con la ayuda de personal capacitado se colocó de tal manera que se logró trabajar primeramente en la parte superior de la misma, en concordancia con el SRM 57-00-00 página 3. Véase el Anexo B.



**Figura 43** Colocación del ala en sus soportes

Se encontró que la piel superior se incendió desde la estación WS 23.62 hasta la WS 100.00 y en la parte inferior desde la WS 23.62 hasta la WS 32.50, además se encontró incinerada la costilla principal y parte de la viga. De igual manera se determinó que la piel superior se encontraba con abolladuras desde la estación 190.00 hasta la estación 208.00 la cual necesitaba un reemplazo de piel. Véase las Wing Station (WS) en el anexo C.



**Figura 44** Sección del ala con daños graves

**Fuente:** Manual de Mantenimiento Cessna T206H.

Luego se procedió a remover la lámina superior de la superficie la cual estaba adherida a la viga y a las costillas por medio de remaches sólidos de 1/8, para esto se utilizó, una broca de la misma medida, un botador, un martillo y un aguantador para evitar que los nervios de las costillas sufran daños por los golpes al momento de botar los remaches.



**Figura 45** Lámina superior removida

Se desechó los componentes del plano en mal estado, así como la polea del flap cual fue removida con una herramienta manual o llave ratchet de mando

de  $\frac{1}{4}$ , una copa de  $\frac{3}{8}$  y una llave de corona de  $\frac{3}{8}$ . En concordancia con el Manual de Mantenimiento (27-50-00), véase el Anexo D.



**Figura 46** Remoción de la polea del flap quemada.

La costilla fue removida por encontrarse quemada la misma que por su condición no podía ser reparada, esto se realizó con un taladro neumático, una broca de  $\frac{1}{8}$  y un botador, además se logró recuperar el filtro del tanque de combustible en buenas condiciones.



**Figura 47** Costilla principal y filtro de combustible

Luego se extrajo la piel quemada que cubría las costillas de borde de salida desde la estación WS 23.62 hasta la WS 85.62, para lo cual se necesitó una broca de  $\frac{1}{8}$ , un taladro, un botador y un martillo.



**Figura 48** Remoción de piel inferior del borde de salida

Se retiró las costillas de borde de salida que se encontraban quemadas con la ayuda de un taladro neumático, una broca de 1/8, una punta y un martillo así como también un riel del flap que se encontraba en el mismo estado.



**Figura 49** Costillas de borde de salida

Se removió la extensión de borde de ataque de ala, el cual se adhiere a la misma mediante remaches cherrymax de 1/8. Estos remaches se removieron con la ayuda de un botador, martillo, aguantador, cincel, un taladro y una broca de 1/8.





**Figura 50** Extensiones de borde de ataque extraído

El borde de ataque se retiró empleando herramientas manuales como un taladro neumático, una broca de 1/8, cincel, botador, aguantador y martillo las cuales nos facilitaron el trabajo.



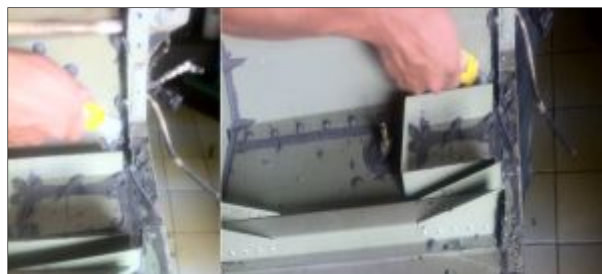
**Figura 51** Borde de ataque removido

Se cortó un segmento de la lámina, desde la WS 23.62 hasta la WS 32.50, la cual se encontraba quemada, esto se ejecutó con la ayuda de una tijera para cortar láminas de aluminio.



**Figura 52** Corte del segmento de lámina inferior en mal estado

Posteriormente se retiró el sellante de combustible PRC de las partes en las que se debió colocar nuevo sellante.



**Figura 53** Remoción del sellante de combustible

Seguidamente se procedió a realizar el decapado de pintura a las láminas superiores e inferiores que se encontraban en buen estado aplicando removedor con una brocha.



**Figura 54** Aplicación de removedor en las pieles

Luego se continuó el trabajo retirando la pintura reventada por el removedor con una espátula plástica para no causar más daños a la lámina.



**Figura 55** Retirado de pintura

Luego se retiró la pintura de las tapas de inspección que se encontraban en buen estado, este proceso se realizó con removedor y utilizando la protección personal apropiada.



**Figura 56** Aplicación de removedor en la tapas de inspección

Posteriormente se procedió a remover los marcos de las tapas de inspección que no estaban quemadas, para realizar esto primero se quitó el

sellante de combustible PRC de los remaches con una espátula ya que estos se encontraban en la parte del tanque de combustible y por ende van sellados para evitar fugas.



**Figura 57** Remoción del sellante de los remaches

Consecutivamente con un taladro eléctrico, una broca de 1/8 se retiró los remaches que sujetan los marcos de las tapas de inspección, las cuales se encontraban en un buen estado.



**Figura 58** Marcos de las tapas de inspección

Una vez removidos los remaches del marco de las tapas de inspección, se procedió a extirparlo de la lámina con la ayuda de una espátula ya que estos vienen de fábrica con un sellante para evitar fugas.



**Figura 59** Remoción de los marcos de tapas de inspección

Finalmente se removió la lámina superior desde la WS 172.00 hasta la WS 208.00, esta se encontraba con un hundimiento debido a un golpe al momento del accidente. Este proceso se lo realizó con la ayuda del taladro neumático, broca de 1/8, un martillo y un botador.



**Figura 60** Extracción de la lámina superior

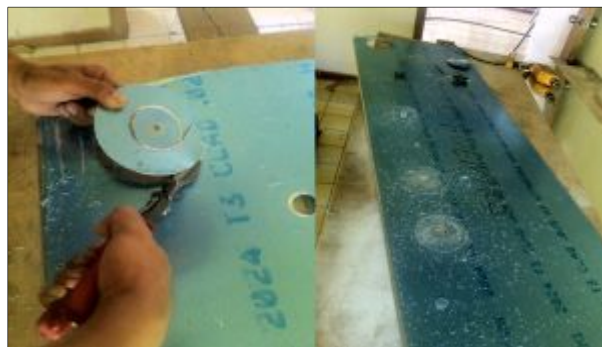
### 3.6 Proceso de rehabilitación del ala.

Primeramente para el proceso de rehabilitación del ala se procedió a realizar el copiado de láminas que se iban a reemplazar, se copió la lámina superior del tanque de combustible, el borde de ataque y borde de salida. Para esto se usó el taladro neumático, una broca de medida 1/8, cecos y una clequera.



**Figura 61** Copiado de láminas a reemplazarse

Dentro del procedimiento de copiado de láminas también se accedió a calcar los agujeros para las tapas de inspección tanto del tanque de combustible como las tapas de inspección del borde de ataque del plano. Posteriormente se recortó la figura de los agujeros con una tijera para cortar láminas de aluminio. Vease el Anexo D.

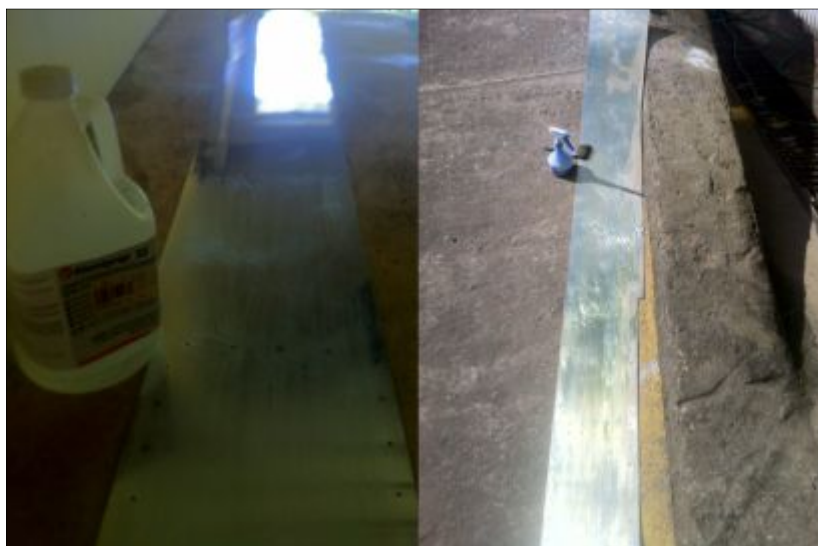


**Figura 62** Copiado y recortado de agujeros para las tapas de inspección



Luego se realizó el proceso de tratamiento anticorrosivo de las láminas, se aplicó inicialmente Alumiprep 33 que es un limpiador fosfórico con base ácida, un abrillantador y un acondicionador para antes de la aplicación de la pintura sobre el aluminio y produce una superficie de aluminio químicamente limpia y sin corrosión.

Seguidamente se usó Alodine 1201 el cual es un recubrimiento químico no inflamable y con base ácida que produce una capa de conversión cromada sobre el aluminio y sus aleaciones. El revestimiento de Alodine 1201 tiene un color entre oro y se integra en la superficie de aluminio. Este recubrimiento de conversión cromada constituye un substrato excelente para la adherencia de la pintura y la resistencia a la corrosión. Véase el anexo E.



**Figura 63** Tratamiento anticorrosivo de las lámina

Posteriormente se remachó las costillas de borde de salida, para este se utilizó pistola de remachar neumática, buterola de 1/8, remaches de 1/8 de cabeza universal (AN470AD4-4) y un aguantador.



**Figura 64** Remachado de costillas de borde de salida

Consecutivamente se remachó también el riel de recorrido del flap mediante el mismo procedimiento que la costilla, usando remaches de 1/8 de cabeza universal, una remachadora neumática, una boterola de 1/8 y un aguantador.



**Figura 65** Remachado del riel de recorrido del flap

Se realizó un empalme en la viga para reforzarla ya que es la parte principal del plano, se usó remaches 1/8 cabeza universal (AD470AD4-5) y remaches 5/32 de cabeza universal (AN470AD5-7). En concordancia con el SRM (57-21-00). Vease el Anexo F.





**Figura 66** Empalme en la viga

Posteriormente se remachó la viga principal del ala, para este paso se usaron remaches de cabeza universal de 1/8" (AN470AD4-5), una remachadora neumática, una buterola para remaches de cabeza universal de 1/8. De la misma manera se realizó el remachado de la costilla principal del plano.



**Figura 67** Colocación de la viga principal del ala

Una vez puesto en su lugar la viga y costilla principal, se realizó en parche rectangular desde la WS 23.62 hasta la WS 32.50, para lo cual se usó una lámina de 0.32" de espesor, remaches de 1/8" avellanados (AN426AD4-4), remaches de 1/8" de cabeza universal (AN470AD4-6), buterola de 1/8" y un aguantador.



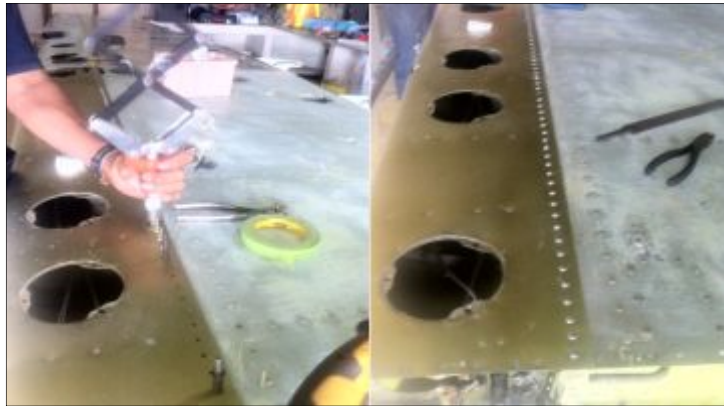
**Figura 68** Colocación de parche rectangular

Luego se reemplazó la lámina deteriorada de la WS 172.00 hasta la WS 208.00 por una lámina copiada de la misma, se usaron remaches sólidos de cabeza universal de 1/8" (AN470AD4-5). Se realizó el mismo proceso de remachado con una remachadora neumática, buterola 1/8" para remaches universales y aguantador.



**Figura 69** Reemplazo de lámina en mal estado. (WS 172.00 hasta la WS 208.00)

Posteriormente se procedió a remachar la lámina del borde de ataque del ala debidamente tratada, se remachó primeramente la parte inferior del mismo, se usó remaches Cherrymax de 5/32 y una remachadora manual.



**Figura 70** Remachado de borde de ataque parte inferior

Luego se remachó la piel a las costillas de borde de ataque, con remaches sólidos de cabeza avellanada de 1/8 en concordancia con el SRM 57-26-00 fig. 801. Se utilizó la remachadora neumática y un aguantador, para lograr remachar esta parte se introdujo la mano a través de las tapas de inspección del borde de ataque del ala. Véase el Anexo F.



**Figura 71** Remachado de la piel en las costillas de borde de ataque

Una vez puesto en su lugar el borde de ataque se procedió a remachar la extensión del borde de ataque, ya que esta aeronave posee propiedades stall. Se usaron remaches Cherry max y una remachadora manual debido a que en este lugar no hay posibilidades de usar un aguantador.



**Figura 72** Remachado de extensión de borde de ataque

Seguidamente se procedió a fijar la lámina del borde de salida que se faltaba a remachar, esto se logró con la utilización de clecos de 1/8" y mediante clecos tipo prensas, la misma que se remachó con remaches 1/8 ( AN470AD4-4) con la ayuda de un aguantador y la remachadora neumática.



**Figura 73** Remachado del borde de salida del plano

Para proceder con la lámina superior que cubre al tanque de combustible primeramente se preparó sellante también conocido como PRC el cual se coloca en las tapas de inspección del tanque de combustible y en los larguerillos, esto se realizó para evitar posibles fugas de combustible por los agujeros de los remaches. El sellante de P/N P/S 870 B-2 consta de dos partes los cuales son el componente base (parte B) y el acelerador (parte A), la mezcla se realizó en una relación 100:10 consecutivamente. Véase el anexo G.



**Figura 74** Preparación de sellante de combustible P/S 870 B-2 (PRC)

Luego se continuó con la lámina que cubre el tanque de combustible, la cual posee varias tapas de acceso, primeramente se fijó los marcos de las tapas de inspección mediante clecos de 3/32" y clecos tipo prensa, se aplicó sellante PRC para evitar fugas de combustible.



**Figura 75** Fijación de los marcos de las tapas de inspección

Seguidamente se procedió a remachar los marcos de las tapas de inspección con remaches sólidos de cabeza avellanada de 3/32" (MS20426AD3) se utilizó diez remaches en concordancia con el SRM 57-00-00 figura 2. Véase el Anexo H. La herramienta que se utilizó fue una remachadora neumática, un aguantador así como también el equipo de protección adecuado.



**Figura 76** Remachado de marcos de las tapas de inspección

De la misma manera se procedió a colocar los larguerillos del plano, primeramente se los fijó a la lámina con clecos de 3/32" y con sellante PRC. Seguidamente se remachó los larguerillos con remaches de cabeza avellanada de 3/32" (AN426AD3-3) empleando una remachadora neumática y un aguantador.



**Figura 77** Remachado de larguerillos del plano



Posteriormente se aplicó sellante PRC los filos de los larguerillos y tapas de inspección para impedir posibles fugas de combustible por dichas áreas, para esto se delimitó los filos de los larguerillos con cinta adhesiva, luego se colocó el sellante y finalmente se pasó una ligera capa de agua con jabón para dar un acabado más eficiente.



**Figura 78** Aplicación de sellante PRC a los larguerillos del ala

Una vez concluido el trabajo en la lámina superior de tanque de combustible se procedió a colocar sellante PRC en las costillas, uniones y remaches que conforman el depósito de combustible. Para esto se retiró completamente el sellante antiguo de todas las uniones en las que se requería usar nuevo sellante.



**Figura 79** Colocación de PRC en costillas y remaches del depósito de combustible

Terminado el proceso de sellamiento del tanque de combustible se realizó una prueba para comprobar que no existan fugas de combustible, para lo cual se introdujo 5 galones de combustible por un período de 72 horas, luego se agregó 10 galones de combustible y así sucesivamente hasta que se llenó el depósito. Se comprobó que no había fugas de combustible. Véase el anexo I.



**Figura 80** Prueba de fugas de combustible

Seguidamente se aplicó zinc phosphate primer en toda la superficie del ala y la lámina superior del tanque de combustible la cual aún no se encontraba remachada. Primeramente se limpió la superficie para eliminar cualquier tipo de suciedad, luego se mezcló el primer con su catalizador en una relación 1:1 y finalmente con un soplete se pintó toda el ala. Véase el anexo J.





**Figura 81** Aplicación de Primer al ala

Finalmente se procedió a remachar la lámina superior del tanque del combustible, esto se realizó con la ayuda de una remachadora neumática, varios aguantadores y con remaches de medida 1/8" (AN470AD4-4).



**Figura 82** Remachado de la lámina superior del tanque de combustible




**Figura 83** Reconstrucción del ala izquierda finalizada

### 3.7 Elaboración de manuales

## 3.7.1 Manual de Mantenimiento

	<p>“RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS”</p>	<p><b>Fecha:</b></p>
	<p>Código: MAN-MTT</p>	
<p><b>Elaborado por:</b> <b>Nieto Xavier</b></p>		<p>Aprobado por: TLG. Rolando Sarmiento</p>
<p><b>1. OBJETIVO.</b> Documentar el procedimiento de mantenimiento de las alas de la aeronave CESSNA T206H en base al manual de mantenimiento.</p> <p><b>2. ALCANCE.</b> Contempla al personal destinado a dar mantenimiento y brindar un mejor desempeño en las funciones.</p> <p><b>3. PROCEDIMIENTOS</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Revisar los datos técnicos del Manual de Mantenimiento.</li> <li>• Retirar las tapas de inspección y revisar el estado de los componentes.</li> <li>• Inspeccionar el estado de los cables de las superficies de vuelo.</li> <li>• Examinar que las poleas se encuentren con su respectivo pin de seguridad y lubricar las poleas.</li> <li>• Inspeccionar minuciosamente los rieles de los flaps y los bushings.</li> <li>• Aplicar ACF-150 para preservar el ala de la corrosión.</li> </ul> <p><b>4. FIRMA DE RESPONSABILIDAD</b> _____</p>		

## 3.7.2 Manual de Seguridad.

	<p>“RECONSTRUCCIÓN DEL ALA IZQUIERDA DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRÍCULA HC-CFE PARA LA EMPRESA AEROMORONA CIA. LTDA UBICADA EN LA CIUDAD DE MACAS”</p>	Fecha:
		Código: MAN-SEG
<p><b>Elaborado por:</b> <b>Nieto Xavier</b></p>		<p>Aprobado por: TLG. Rolando Sarmiento</p>
<p>1. <b>OBJETIVO.</b> Prevenir daños tanto del operador como del componente en la inspección y mantenimiento.</p> <p>2. <b>ALCANCE.</b> Contempla al personal destinado a dar mantenimiento de los componentes.</p> <p>3. <b>PROCEDIMIENTOS.</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Seguir la información de los Manuales de Mantenimiento.</li> <li>• Utilizar la herramienta adecuada.</li> <li>• Utilice gafas protectoras y guantes.</li> <li>• En caso de remachar utilice orejeras para evitar el ruido.</li> <li>• No golpee los componentes por ningún motivo.</li> <li>• Tener precaución al montaje y desmontaje de los componentes.</li> </ul> <p>FIRMA DE RESPONSABILIDAD _____</p>		

### 3.8 Estudio económico.

Es el presupuesto con el cual se logró la “Reconstrucción del ala izquierda de la aeronave CESSNA T206H de la empresa AEROMORONA CIA, LTDA ubicada en la ciudad de Macas”, fue realizado en base a cada uno de los repuestos, componentes y herramienta utilizada mediante proformas y así tener el conocimiento de todo lo que se va utilizar y gastar.

#### 3.8.1 Costo primario.

Comprende todo lo referido a herramientas, repuestos y componentes que se utilizaron en “Reconstrucción del ala izquierda de la aeronave CESSNA T206H de la empresa AEROMORONA CIA, LTDA ubicada en la ciudad de Macas”, como se aprecia en la tabla 3.

**Tabla 3**  
**Costo Primario**

Cantidad	Detalle	Precio unitario	Total
1	Costilla	280,00	280,00
1	Riel del flap	230,00	230,00
1	Lámina de Aluminio 2024T3 -0.25	229,81	229,81
1	Lámina de Aluminio 2024T3	270,00	270,00

	- 0.32		
1	Galón de Alumiprep 33	64,00	64,00
1	Galón de Alodine 1201	48,33	48,33
1	Litro de Wash Primer	25,48	25,48
1	Catalizador de Wash Primer	6,36	6,36
2	Removedor de pintura	12,00	24,00
50	Remaches Cherrymax CR3243-4-4	1,64	82,00
1	ACF-150 Protector Anticorrosivo	84,00	84,00
1	Remaches sólidos AN426AD-4-4	21,00	21,00
1	Remaches sólidos AN470AD-4-4	19,55	19,55
<b>TOTAL</b>			<b>1384,53</b>

### 3.8.2 Costos secundarios.

Comprende de todo lo utilizado en el transcurso de la elaboración del tema tratado como se aprecia en la tabla 4.

**Tabla 4**

#### Costo secundario

Cantidad	Detalle	Precio unitario	Total
15 horas	Internet	0,75	11,25
256	Impresiones	0,18	46,08
1	Libro	15,00	15,00
TOTAL			<b>72,33</b>

### 3.8.3 Costo total.

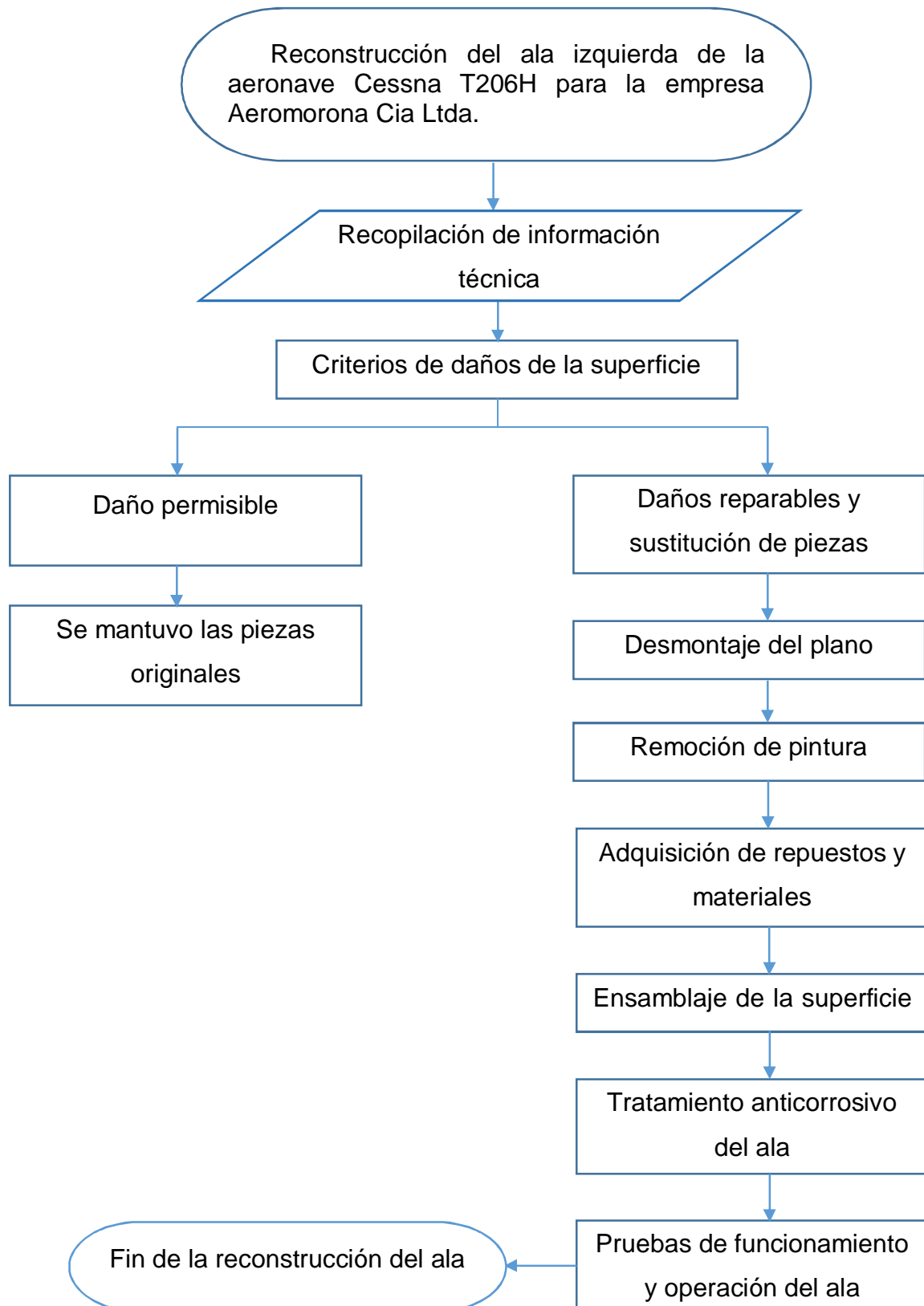
Es la suma del costo primario y secundario.

**Tabla 5**

#### Costo total

Detalle	Total
<b>Costo primario</b>	1384,53
<b>Costo secundario</b>	72,33
Total	1456,86

### 3.9 Flujograma





## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **4.1 CONCLUSIONES**

- Mediante la reconstrucción de la superficie se aplicó los procedimientos establecidos en los manuales de mantenimiento y de reparación estructural de la aeronave.
- Se reconstruyó la superficie con la ayuda y supervisión de personal capacitado en el área, por lo tanto se adquirió nuevas técnicas en el ámbito laboral en cuanto al manejo de herramientas y uso de diferentes materiales.
- Se realizaron pruebas de operación y funcionamiento del ala para garantizar la calidad y seguridad el trabajo.

#### **4.2 RECOMENDACIONES**

- Realizar las acciones y procedimientos para la reconstrucción del ala de la aeronave tal y como indican los manuales de mantenimiento y estructural.
- Tomar las medidas de seguridad adecuadas durante el proceso de reconstrucción de la superficie ya que los diferentes materiales pueden ser perjudiciales para la salud.
- Inspeccionar minuciosamente el trabajo realizado y todos los componentes del plano para asegurarse que todo se encuentre perfectamente ejecutado antes de poner en funcionamiento el ala.

## ABREVIATURAS

**ACFT:** Aeronave.

**A.M.M:** Manual de Mantenimiento de la Aeronave.

**AN:** Army Navy.

**EPP:** Equipo de protección personal.

**ETAC:** Escuela Técnica de Aviación Civil.

**I.P.C:** Catálogo Ilustrado de Partes.

**MS:** Militar Estándar.

**P/N:** Número de parte.

**STA:** Estación.

**SRM:** Manual de reparaciones estructurales.

**S/N:** Número de serie.

**WS:** Wing Station.

## GLOSARIO

**Aeronave:** Vehículo con o sin motor capaz de navegar por el aire.

**Ala:** Parte plana que se extiende a cada lado del fuselaje de una aeronave y sirve para darle sustentación y estabilidad en el aire.

**Costilla:** Miembro delantero y posterior de la estructura del ala, da forma al perfil y transmite la carga del revestimiento a los largueros.

**Larguero:** Viga que se extiende a lo largo del ala. Es el componente principal de soporte de la estructura. Soporta los esfuerzos de flexión y torsión.

**Larguerillos:** Son miembros longitudinales de las alas a lo largo de las mismas que transmiten la carga soportada por el recubrimiento a las costillas del ala.

**Reconstrucción:** Reparación o construcción que se realiza a un componente ya destruido o desecho.

**Remachado:** Operación mediante la cual dos piezas de chapa, previamente agujereadas, se unen por medio de remaches.

**Reparación:** Es la restauración de un producto aeronáutico a la condición de aeronavegabilidad.

**Revestimiento o Piel:** su función es la de dar y mantener la forma aerodinámica del ala, pudiendo contribuir también en su resistencia estructural.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Ayala, M. (07 de Febrero de 2014). *La aerolínea Tame EP conecta a la Amazonía ecuatoriana con el país y el resto del mundo*. Obtenido de <http://www.andes.info.ec/es/noticias/aerolinea-tame-ep-conecta-amazonia-ecuatoriana-pais-resto-mundo.html>
- Bonin, J.-P. (17 de Julio de 2013). *Construction d'un Pélican* . Obtenido de <http://www.jeanpierrebonin.com/aviation/kitpages/kit3/AviationKit3c.htm>
- Cessna, C. (1998). *Manual de Mantenimiento*. Arkansas: Cessna.
- ETAC. (2013). *Laministeria*. Quito: ETAC.
- ETAC. (2013). *Laministeria*. QUITO: ETAC.
- Jalón, S. S. (24 de Enero de 2015). *Partes de un avión: las alas*. Obtenido de <http://librodepiloto.blogspot.com/2015/01/partes-de-un-avion-las-alas.html>
- Juan, A. (11 de Marzo de 2014). *Pilatus PC-6*. Obtenido de <http://aviacionultraligera.es/foro-ulm/viewtopic.php?t=15590>
- Lufb96. (13 de Marzo de 2013). *Cómo se fabrican los aviones*. Obtenido de <http://tecnoblogueando.blogspot.com/2013/03/como-se-fabrican-los-aviones.html>
- Nortrop. (2015). *REMACHADO*. Obtenido de <http://www.aracuan.com.ar/remaches.htm>
- Omega Technologies. (7 de Marzo de 2016). *Cleco Fasteners*. Obtenido de <http://omegatec.com/cleco-fasteners.aspx>
- Parisi, M. (13 de Abril de 2009). *Formas geométricas del ala*. Obtenido de <http://www.taringa.net/post/apuntes-y-monografias/2428391/Formas-geometricas-del-ala.html>
- Poveda, S. (13 de Abril de 2014). Obtenido de <http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para->

proyectos/Teoria/LECTURA\_COMPLEMENTARIA/UNIONES/elementos\_  
de\_fijacion\_aeroespaciales.pdf

Prasai, P. (21 de Julio de 2013). *Aircraft Structures,Fixed-Wing Aircraft*.  
Obtenido de <http://aircraft-inform.blogspot.com/>

Prevencionar. (02 de Junio de 2014). *Que es un equipo de Protección Personal*.  
Obtenido de <http://prevencionar.com.mx/2014/02/06/que-es-un-equipo-de-proteccion-personal/>

Sánchez, E. (25 de 01 de 2015). *Aleaciones de Aluminio*. Obtenido de  
[http://www.metalactual.com/revista/31/materiales\\_aleaciones.pdf](http://www.metalactual.com/revista/31/materiales_aleaciones.pdf)

Wray, T. (Octubre de 2013). *Alaskan Rebel*. Obtenido de  
<http://alaskanrebel.com/index.html>

Wynbrandt, J. (21 de Septiembre de 2015). *Making Safety More Than A Mirage*.  
Obtenido de <http://txtopaviation.com/aircraft-training/piper-training/>

Zumwalt, J. (26 de Octubre de 2013). *Riveting Aluminum Rivets*. Obtenido de  
[http://zoomaviation.com/materials/riveting\\_aluminum\\_rivets/](http://zoomaviation.com/materials/riveting_aluminum_rivets/)

# ANEXOS

