



**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 MECANICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
AVIONES**

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

**TEMA: “REHABILITACIÓN DEL TAILCONE DE LA  
AERONAVE  
CESSNA T206H DE LA EMPRESA AERO SARAYAKU  
TAYJASARUTA S.A.”**

**AUTOR: ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**

**DIRECTORA: TLGA. ZABALA EMMY**

**LATACUNGA**

**2016**



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

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
AVIONES**

**CERTIFICACIÓN**

Yo, **ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, publicar en la biblioteca Virtual de la Institución el presente trabajo de **“REHABILITACION DEL TAILCONE DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA EMPRESA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL PROVINCIA DE PASTAZA”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 08 de agosto del 2016

Atentamente,

Tlga. Emmy Zabala  
**DIRECTORA**



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

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

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
AVIONES**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**, con cédula de identidad N.- **1723064513**, declaro que este trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL TAILCONE DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA EMPRESA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL PROVINCIA DE PASTAZA”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, contenido, legitimidad y peso científico, 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, 08 de agosto del 2016

**ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**

**1723064513**



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

### **CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

#### **AUTORIZACIÓN**

Yo, **ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, publicar en la biblioteca Virtual de la Institución, el presente trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL TAILCONE DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA EMPRESA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL PROVINCIA DE PASTAZA”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 08 de agosto del 2016.

**ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS**

1723064513

## DEDICATORIA

A Dios, por brindarme la oportunidad de culminar mi carrera profesional llena de éxitos, guiar mis pasos a lo largo de mi vida poniendo en el camino a las personas indicadas para llenar mi corazón de esperanza y buenos sentimientos, sabiendo valorar cada día las bendiciones que me brinda.

A mis padres Marco Endara y Magda Reyes los seres que más amo, quienes me han dado los ejemplos de vida más grandes y con humildad me han brindado su apoyo en cada paso de mi vida, enseñándome que todo se lo gana con esfuerzo, constancia y perseverancia, que un tropezón no es caída y que todo sacrificio tiene su recompensa.

A mis hermanos con quienes he pasado los mejores años de mi vida y me han enseñado el maravilloso sentimiento de hermandad y unión familiar.

A mis amigos en general, con quienes he compartido momentos felices y difíciles, quienes nos hemos convertido en familia y nos hemos dado aliento en momentos de soledad.

ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS

## AGRADECIMIENTO

Al culminar una etapa muy importante en mi vida y destacar el arduo trabajo que he realizado como estudiante, es para mí muy grato utilizar este espacio para agradecer a las personas que me han apoyado durante este largo proceso, pero no imposible de alcanzar gracias a su apoyo.

Agradezco a la **UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE**, reconocida Institución por su alta calidad de enseñanza, la cual a través de sus profesionales me transmitieron los conocimientos necesarios en el ámbito de la aviación. Como no agradecer a las personas más importantes en mi vida, quienes me han brindado amor y llenado de valor para alcanzar el éxito, mi familia, mis padres Marco Endara, Magda Reyes y mis hermanos, quienes me han llenado de alegrías por lo que cada segundo agradezco su apoyo y buenos deseos.

A la compañía **AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A.**, representada por sus directivos, la cual puso a disposición su aeronave para poder realizar mi trabajo de graduación; al personal administrativo y técnico; de manera especial al señor Tlgo. Andrés Arévalo, al Técnico Tarcisio Kuja, quienes en el proceso final de mi trabajo de graduación, me han compartido sus conocimientos, experiencias y consejos, para obtener un aprendizaje exitoso, satisfaciendo las necesidades y expectativas que conllevaba la realización de este proyecto.

A la Tlga. Emmy Zabala, mi tutora de tesis, por su valiosa guía y asesoramiento en la realización de la misma.

ARELLANO REYES MILTON ANDRÉS

## INDICE DE CONTENIDOS

<b>Contenido</b>	
<b>CERTIFICACIÓN</b> .....	ii
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD</b> .....	iii
<b>AUTORIZACIÓN</b> .....	iv
<b>DEDICATORIA</b> .....	v
<b>AGRADECIMIENTO</b> .....	vi
<b>INDICE DE CONTENIDOS</b> .....	vii
<b>INDICE DE FIGURAS</b> .....	xii
<b>INDICE DE TABLAS</b> .....	xiv
<b>RESUMEN</b> .....	xv
<b>ABSTRACT</b> .....	xvi
<b>CAPÍTULO I</b> .....	1
<b>TEMA</b> .....	1
<b>1.1 Antecedentes</b> .....	1
<b>1.2 Planteamiento del Problema</b> .....	2
<b>1.3 Justificación</b> .....	4
<b>1.4 Objetivos</b> .....	5
<b>1.4.1 Objetivo general</b> .....	5
<b>1.4.2 Objetivos específicos</b> .....	5
<b>1.5 Alcance</b> .....	5
<b>CAPÍTULO II</b> .....	7
<b>MARCO TEÓRICO</b> .....	7
<b>2.1 Historia del avión Cessna T206H</b> .....	7
<b>2.1.1 Avión Cessna 206</b> .....	7
<b>2.1.2 Desarrollo del avión Cessna T206H</b> .....	8
<b>2.1.3 Especificaciones técnicas de la aeronave Cessna T206H</b> .....	9
<b>2.2 Fuselaje</b> .....	10
<b>2.3 Tipos de Fuselaje</b> .....	11
<b>2.3.1 Tipo armazón</b> .....	11
<b>2.3.2 Tipo monocasco</b> .....	12

2.3.3 Tipo semimonocasco .....	13
2.4 Empenaje.....	14
2.5 Tipos de Empenaje .....	15
2.5.1 Empenaje convencional .....	15
2.5.2 Empenaje en forma de T.....	16
2.5.3 Empenaje en forma de cruz .....	16
2.5.4 Empenaje en forma de V .....	16
2.5.5 Empenaje con tres estabilizadores verticales .....	16
2.6 Componentes Estructurales del Empenaje .....	17
2.6.1 Revestimiento (skin).....	17
2.6.2 Larguerillos (stringers, stiffeners):.....	18
2.6.3 Largueros (longerous): .....	18
2.6.4 Costillas y cuernas (ribs y frames):.....	19
2.6.5 Materiales de que se constituyen el Empenaje .....	20
2.7 Reparaciones .....	20
2.7.1 Tipos de reparación.....	21
2.7.2 Reparación mayor.....	21
2.7.3 Reparación menor .....	21
2.8 Elementos para una reparación estructural .....	22
2.8.1 Remaches .....	22
2.8.2 Tipos de remaches .....	23
2.8.3 Remaches de vástago sólido.....	23
2.8.3.1 Remaches especiales .....	23
2.8.3.2 Remaches Hi-lock.....	25
2.8.4 Tipos de cabeza de los remaches .....	26
2.8.5 Identificación de los remaches .....	27
2.8.6 Elección de remaches .....	28
2.8.7 Tipo de material de los remaches.....	28
2.8.8 Número de remaches .....	29
2.8.9 Distancia del borde.....	30
2.8.10 Distancia entre remaches.....	31
2.8.11 Evaluación de los remaches .....	31



2.8.12 Eliminación de remaches .....	32
2.9 Herramientas para la instalación de Remaches .....	34
2.9.1 Herramientas manuales .....	34
2.9.2 Cortador de remaches .....	34
2.9.3 Barras de aguante .....	35
2.9.4 Herramienta avellanadora .....	36
2.9.5 Remachadora neumática.....	37
2.9.6 Tipos de brocas .....	38
2.9.7 Tamaños de brocas .....	39
2.9.8 Técnicas para perforación .....	40
2.9.9 Dobladora.....	41
2.9.10 Cortadora .....	42
2.9.11 Tijeras de corte .....	42
2.9.12 Limas .....	43
2.9.13 Clecos.....	44
2.10 Láminas de Aluminio.....	45
2.10.1 Aleaciones de aluminio .....	45
2.10.2 Clasificación de las aleaciones de aluminio .....	45
2.10.3 Bonificado de aleaciones de aluminio .....	46
2.10.4 Aleaciones de aluminio más importantes .....	48
2.11 Materiales Compuestos.....	49
2.11.1 Plásticos con fibra .....	50
2.11.2 Honeycomb .....	51
2.12 Reparación de una estructura .....	52
2.12.1 Soporte estructural durante una reparación.....	52
2.12.3 Evaluación de daños .....	53
2.12.4 Inspección de las uniones remachadas .....	54
2.12.5 Inspección por corrosión .....	54
2.12.6 Eliminación del daño .....	55
2.12.7 Selección del material de reparación .....	55
2.12.8 Reparación de partes de diseño .....	56
2.12.9 Aprobación de una reparación .....	56

2.13 Equipo de Protección .....	58
2.14 Pintura .....	59
2.14.1 Composición de pinturas .....	59
<b>CAPÍTULO III .....</b>	<b>61</b>
<b>DESARROLLO DEL TEMA .....</b>	<b>61</b>
3.1 Preliminares .....	61
3.2 Recopilar datos técnicos del Tailcone (Cessna T206H).....	62
3.3 Manuales técnicos utilizados.....	62
3.4 Ubicación de la Aeronave .....	64
3.5 Anclaje de la Aeronave.....	65
3.6 Determinar el lugar para la rehabilitación .....	65
3.7 Componentes del Tailcone .....	66
3.8 Rehabilitación .....	67
3.9 Desmontaje de equipos y componentes del Tailcone .....	68
3.10 Remoción de la piel del Tailcone .....	68
3.11 Remoción de los largueros del Tailcone.....	69
3.12 Restauración de la nueva piel del Tailcone .....	70
3.13 Doblaje de las láminas .....	72
3.14 Duplicado de las Láminas .....	74
3.15 Colocación de la nueva piel .....	75
3.16 Colocación de los largueros .....	76
3.17 Proceso de remachado .....	77
3.18 Proceso final del remachado .....	78
3.19 Proceso del pintado.....	79
3.20 Aplicación del Primer .....	80
3.21 Aplicación de la pintura final .....	81
3.22 Codificación de máquinas y herramientas .....	82
3.23 Diagrama de Procesos de restauración de nueva piel.....	83
3.24 Diagrama de procesos de remachado.....	86
3.25 Diagrama de procesos de pintado.....	88
3.26 Pruebas de funcionamiento .....	89
3.27 Manuales de uso, mantenimiento y hojas de registro .....	89

<b>3.27.1 Descripción general</b> .....	89
<b>3.27.2 Registro de datos técnicos</b> .....	90
<b>3.28 Análisis económico</b> .....	90
<b>3.28.1 Estudio económico</b> .....	91
<b>3.28.2 Análisis de costos</b> .....	91
<b>3.28.2.1 Costos primarios</b> .....	92
<b>3.28.2.2 Costos de herramientas</b> .....	93
<b>3.28.2.3 Costos por mano de obra</b> .....	93
<b>3.28.2.4 Costos total gastos primarios</b> .....	94
<b>3.28.3 Costo total del proyecto</b> .....	95
<b>CAPÍTULO IV</b> .....	96
<b>4.1 Conclusiones</b> .....	96
<b>4.2 Recomendaciones</b> .....	97
<b>GLOSARIO</b> .....	98
<b>ABREVIATURAS</b> .....	102
<b>REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS</b> .....	103
<b>ANEXOS</b> .....	104

## INDICE DE FIGURAS

<u>Figura 1 Avión Cessna T206H</u> .....	8
<u>Figura 2 Fuselaje</u> .....	10
<u>Figura 3 Fuselaje tipo Armazón</u> .....	11
<u>Figura 4 Fuselaje tipo Monocasco</u> .....	12
<u>Figura 5 Fuselaje tipo Semimonocasco</u> .....	13
<u>Figura 6 Controles de Dirección</u> .....	14
<u>Figura 7 Empenaje</u> .....	15
<u>Figura 8 Tipos de empenaje</u> .....	17
<u>Figura 9 Componentes Estructurales Empenaje</u> .....	17
<u>Figura 10 Componentes Estructurales Empenaje</u> .....	19
<u>Figura 11 Costillas y Cuadernas</u> .....	19
<u>Figura 12 Materiales que Constituyen el Empenaje</u> .....	20
<u>Figura 13 Reparación Mayor</u> .....	21
<u>Figura 14 Reparación Menor</u> .....	22
<u>Figura 15 Remaches</u> .....	22
<u>Figura 16 Remache Especiales</u> .....	24
<u>Figura 17 Remache HI-LOCK</u> .....	25
<u>Figura 18 Cabeza de remaches</u> .....	26
<u>Figura 19 Identificación de los remaches</u> .....	27
<u>Figura 20 Número de Remaches</u> .....	30
<u>Figura 21 Distancia Mínima del Borde</u> .....	30
<u>Figura 22 Distancia entre Remaches</u> .....	31
<u>Figura 23 Evaluación de los Remaches</u> .....	32
<u>Figura 24 Eliminación de Remaches</u> .....	33
<u>Figura 25 Cortador de Remaches</u> .....	34
<u>Figura 26 Barras de Aguante</u> .....	35
<u>Figura 27 Avellanadores</u> .....	36
<u>Figura 28 Remachadora Neumática</u> .....	37
<u>Figura 29 Tipos de Brocas</u> .....	38
<u>Figura 30 Dimensión de las Brocas</u> .....	39
<u>Figura 31 Perforación</u> .....	40
<u>Figura 32 Dobladora</u> .....	41
<u>Figura 33 Cortadora de Lámina</u> .....	42
<u>Figura 34 Cortadora de Lámina</u> .....	43
<u>Figura 35 Limas</u> .....	43
<u>Figura 36 Clecos o Sujetadores</u> .....	44
<u>Figura 37 Aleaciones de Aluminio</u> .....	48
<u>Figura 38 Aleaciones de Aluminio</u> .....	50
<u>Figura 39 Plásticos con Fibra</u> .....	50
<u>Figura 40 Honeycomb</u> .....	53
<u>Figura 41 Soporte estructural</u> .....	53

<u>Figura 42 Uniones Remachadas</u> .....	54
<u>Figura 43 Form 337</u> .....	57
<u>Figura 44 Equipo de Protección</u> .....	58
<u>Figura 45 Kit de Pintura</u> .....	60
<u>Figura 46 Estaciones del Fuselaje</u> .....	64
<u>Figura 47 Caballetes</u> .....	65
<u>Figura 48 Estaciones del Fuselaje</u> .....	66
<u>Figura 49 Equipos del Tailcone</u> .....	68
<u>Figura 50 Eliminación de Remaches</u> .....	69
<u>Figura 51 Remoción de Largueros</u> .....	70
<u>Figura 52 Preparación Corte de la nueva Piel del Tailcone</u> .....	71
<u>Figura 53 Corte de la nueva Piel del Tailcone</u> .....	71
<u>Figura 54 Doblaje de la lámina</u> .....	72
<u>Figura 55 Doblaje de la lámina</u> .....	73
<u>Figura 56 Duplicado de la lámina</u> .....	74
<u>Figura 57 Preparación de los Remaches</u> .....	76
<u>Figura 58 Colocación de la Piel nueva del Tailcone</u> .....	76
<u>Figura 59 Colocación de largueros</u> .....	77
<u>Figura 60 Colocación del Aguantador</u> .....	78
<u>Figura 61 Final del Remachado</u> .....	79
<u>Figura 62 Proceso del Pintado</u> .....	80
<u>Figura 63 Aplicación de Primer</u> .....	80
<u>Figura 64 Aplicación de la Pintura Final</u> .....	81

**INDICE DE TABLAS**

<u>Tabla 1 Componentes del Tailcone</u> .....	67
<u>Tabla 2 Codificación de Máquinas</u> .....	82
<u>Tabla 3 Codificación de Herramientas</u> .....	82
<u>Tabla 4 Tabla del Proceso de Restauración de la Nueva Piel</u> .....	85
<u>Tabla 5 Tabla del Proceso de Remachado</u> .....	87
<u>Tabla 6 Tabla del Proceso de Pintado</u> .....	89
<u>Tabla 7 Tabla del Presupuesto para la Rehabilitación del Tailcone</u> .....	91
<u>Tabla 8 Tabla de los Costos de Materiales</u> .....	92
<u>Tabla 9 Tabla de los Costos de Herramientas</u> .....	93
<u>Tabla 10 Tabla de los Costos por Mano de Obra</u> .....	93
<u>Tabla 11 Tabla total de gastos secundarios</u> .....	94
<u>Tabla 12 Tabla del Costo Total del Proyecto</u> .....	95

## RESUMEN

El presente trabajo de graduación contiene de manera detallada los lineamientos técnicos necesarios para la rehabilitación de la estructura del TAILCONE de la aeronave Cessna T206H, de la Compañía Aero Sarayaku ubicada en la ciudad de Shell – Mera provincia de Pastaza.

Para iniciar se detalla la idea del tema y se fundamenta la necesidad de rehabilitar la estructura del tailcone y sus componentes, además se establece los objetivos a alcanzarse de una manera ordenada para así obtener resultados adecuados.

En el desarrollo del mismo, este contiene información técnica de la manera como se realizará la rehabilitación la sección del tailcone, también de las normas de seguridad que contiene para su uso adecuado.

La rehabilitación estructural del tailcone del avión Cessna T206H, está diseñada de tal manera que ayude a la compañía a reestablecer una aeronave adicional que permita un servicio de mayor capacidad para los usuarios y de mayor rentabilidad para la empresa. También se adiciona el presupuesto económico necesario para rehabilitación del tailcone, detallando materiales y mano de obra. De manera adicional se detallan los manuales necesarios para su uso, a fin de evitar inconvenientes con la rehabilitación del tailcone.

### **Palabras Claves:**

- **Manuales**
- **Componentes**
- **Rehabilitación**
- **Tailcone**
- **Estructura**

## ABSTRACT

The present graduation work contains in a detailed way the necessary aspects to the structural rehabilitation of the tailcone of the Cessna T206H of the Aero Sarayacu Company, located in Shell-Mera in Pastaza province.

At the beginning, the idea of the topic and the need of rehabilitate the structure of the tailcone and its components is mentioned. It also mentions the objectives to be achieved in an organized manner in order to get the suitable results.

After that, the job mentions technical information to explain how to reinstate the tailcone section and also the safety standards that the tailcone has for its adequate use.

The tailcone structural rehabilitation of the Cessna T206H is designed in such way that it will help the company to restore an additional aircraft that permits a better and greater capacity service for the users and higher profitability for the company. The job also adds the necessary economic budget for the tailcone rehabilitation detailing materials and labor. Additionally, it details the necessary manuals for its use in order to avoid problems with the rehabilitation of the tailcone.

### KEYWORDS:

- **Manuals**
- **Components**
- **Rehabilitation**
- **Tailcone**
- **Structure**

Checked by:

Diego Granja Peñaherrera  
Jefe Secc. Dpto. Lenguas UGT



## CAPÍTULO I

### TEMA

#### 1.1 Antecedentes

Los diseñadores de aviones se siguen esforzando en mejorar continuamente las capacidades y características de estos, tales como su autonomía, velocidad, capacidad de carga, facilidad de maniobra o la seguridad, entre otros detalles.

Las aeronaves han pasado a ser construidas de materiales cada vez menos densos y más resistentes. Anteriormente se hacían de madera, en la actualidad la gran mayoría de aeronaves emplea aluminio y materiales compuestos como principales materias primas en su producción. (Barros., 28 de julio de 2008.)

Detrás de la seguridad y comodidad que ofrecen los aviones, miles de horas de trabajo y entrenamiento de cientos de ingenieros, técnicos y mecánicos y un elevado costo económico, son asumidos por las compañías para realizar un correcto y constante mantenimiento de sus aviones. Los aparatos se montan y desmontan siguiendo un plan de revisiones, programado por normas vigentes, acorde con el número de horas de vuelo.

Las inspecciones de acuerdo al Service Manual del Fabricante, pueden ser tan profundas que, incluso, incluyen el desmantelamiento completo del avión con el objeto de comprobar los remaches de las uniones de las planchas del fuselaje y las alas. (Jara, 23 de agosto de 2008.)

## 1.2 Planteamiento del Problema

**AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A.**, ubicada en el cantón Shell – Mera Provincia de Pastaza, fundada en el año 2010 y con 6 años de trayectoria en el campo de la Aviación, es una de las primera empresas Kechuas en la región Amazónica, dedicada a brindar a sus usuarios servicio de calidad en el transporte aéreo, emergencia de salud, aprendizaje e instrucción aeronáutica y mantenimiento de aeronaves.

Dicha compañía es una empresa líder de la Región Amazónica que brinda los servicios de Transporte Aéreo, tanto de pasajeros como también de carga entre comunidades de la Amazonía.

Esta empresa enlaza comunidades, vincula culturas, realiza el Sumak Kawsay, con los mayores estándares de seguridad y servicio, se encuentra en el proceso de certificación bajo la RDAC 135 (OPERACIONES DOMÉSTICAS E INTERNACIONALES REGULARES Y NO REGULARES).

La Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., en la actualidad cuenta con una aeronave Cessna 182P con matrícula HC-CPL en condiciones aeronavegables y una aeronave Cessna T206H con matrícula HC-CPS en estado inoperable, debido a un accidente en fechas pasadas.

Cuenta con un taller de mantenimiento completamente equipado, con equipos de seguridad y con todos los equipos de trabajo necesario para poder realizar cualquier mantenimiento que se requiera, dichos equipos son de alta tecnología.

El accidente de la aeronave de fabricación Americana Cessna Modelo T206H con Matrícula HC – CPS, de la Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., ocurrió el momento de su aterrizaje, en una pista que se encontraba en malas condiciones, lo cual ocasionó que saliera de la pista quedando la aeronave en posición invertida (encapotada), sumergida el tren de nariz en el lodo de la pista.

Dando origen a:

**Daño del 50% de la aeronave:**

La aeronave T206H con matrícula HC-CPS, al encapotarse, sufrió pérdida total de la hélice ya que sus palas se encontraban con melladuras (nicks) y rajaduras, las alas y el tailcone en su mayoría se encontraban con severos golpes y abolladuras, también presentaban fisuras (cracks), agujeros (holes) y delaminación, tanto en su interior como en el exterior.

**Pérdida de recursos:**

Siendo esta aeronave una fuente de ingreso para la Compañía, al suscitarse el accidente, la Compañía se encuentra afectada en casi un 60% del ingreso de sus recursos económicos, ya que esta aeronave permitía el transporte de cinco pasajeros y el doble de carga de la aeronave que actualmente está operando (CESSNA 182P).

**Inseguridad de los servicios:**

Uno de los perjuicios que trajo consigo el accidente de la aeronave, es la falta confianza y el miedo de los pasajeros para continuar utilizando los servicios de la Compañía, ya que la falta de conocimiento de los motivos que ocasionaron este inconveniente son desconocidos por la población. Esto es un factor que impide el cumplimiento de un plan de vuelo más extenso que impulse el crecimiento económico de la Compañía.

La sobredemanda de vuelos impulsa a la Compañía a contar con una flota mayor de aeronaves, lo que determina la necesidad de reparar en su totalidad la aeronave Cessna T206H con matrícula HC-CPS; ya que cuando inició sus actividades la Compañía, en el año 2010, contaba con dos unidades de vuelo, cubriendo así la demanda de clientes durante la semana, generando al mismo tiempo ingresos muy rentables que permitían el crecimiento económico y la posibilidad de incrementar fuentes de trabajo.

Al suscitarse el accidente, la Compañía disminuyó en un 60% sus servicios y por ende sus ingresos; adicionalmente se crearon varias empresas de la competencia, las cuales se han beneficiado de los clientes que no han podido encontrar disponibilidad de espacio en los vuelos de AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A; son estos los principales motivos

por los cuales, la necesidad inmediata de la rehabilitación de la aeronave CESSNA T206H con matrícula HC-CPS, es imperiosa.

### **1.3 Justificación**

La Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., con la rehabilitación del Tailcone de la aeronave Cessna T206H, podrá disponer de otra unidad de transporte aéreo, con la cual mejorará sus servicios a la sociedad y mejorará su economía con mayores ingresos.

Se tomó la iniciativa de investigar y ejecutar el tema, puesto que la Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., tiene alta demanda de servicios por la gran sobrecarga de vuelos en una sola aeronave.

La rehabilitación de la aeronave CESSNA T206H con matrícula HC-CPS es de vital importancia para mencionada Compañía, ya que implementaría el doble de las horas de vuelos diarios, que actualmente opera la aeronave que está en estado aeronavegable, (CESSNA 182P).

El Cessna T206H con matrícula HC-CPS, tiene la capacidad de transportar cinco pasajeros o 1000 libras de carga, adicional 300 libras adicionales en el cargo pack, lo cual permite realizar al menos cinco viajes al día, con el incremento de 25 personas diariamente; esto significa que nuevamente se estaría cubriendo la demanda de pasajeros existente y los ingresos económicos para la Compañía, se verían incrementados al menos un sesenta por ciento.

La completa rehabilitación del Cessna T206H con matrícula HC-CPS está prevista para el mes de julio del 2016, las prácticas de funcionamiento y vuelos de prueba durante el mes de agosto y el inicio de los vuelos regulares de ruta desde el mes de septiembre del mismo año.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo general**

Realizar la rehabilitación del TAILCONE de la aeronave Cessna T206H con número de serie T20608071, matrícula HC-CPS para la Compañía Aerosarayaku Tayjasaruta S.A., ubicada en el cantón Shell provincia de Pastaza, utilizando toda la documentación técnica necesaria como guía para su desarrollo.

### **1.4.2 Objetivos específicos**

- Recopilar la información técnica acerca de la aeronave CESSNA T206H para la rehabilitación de su parte afectada, el TAILCONE.
- Adquirir los materiales, equipos y analizar los procedimientos técnicos para la rehabilitación de la aeronave.
- Realizar la rehabilitación del TAILCONE, tanto de sus componentes primarios como también secundarios y además la certificación del trabajo se realizara por medio de una OMA (Organización de mantenimiento aprobado).

## **1.5 Alcance**

El presente trabajo tiene como finalidad contribuir con la Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., en la rehabilitación del Tailcone de la aeronave Cessna T206H de matrícula HC- CPS con serie T20608071,

cuyo funcionamiento permitirá servir a las comunidades kichwa y shuar de la región amazónica.

Con este proyecto de grado se logrará el cincuenta por ciento de la rehabilitación de la aeronave, reparando la sección del Tailcone y sus componentes estructurales a un nivel de aeronavegabilidad segura y confiable, ajustándose a los parámetros establecidos por el Fabricante de la Aeronave, la Autoridad Aeronáutica Ecuatoriana y de acuerdo a los métodos aceptables.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 Historia del avión Cessna T206H**

##### **2.1.1 Avión Cessna 206**

Los Cessna 205, 206 y 207, conocidos en distintos momentos como Super Skywagon, Stationair o Super Skylane, forman una familia de aviones monomotor de propósito general, empleados tanto en servicios comerciales como en la aviación privada.

Esta línea de aviones nació como una versión agrandada del CESSNA 182, el primero de la serie fue el CESSNA 205 que se fabricó desde el año 1962 hasta el año 1964, cuando se lo reemplazo por el CESSNA 206.

El CESSNA 206, de mayor tamaño y potencia que el 205, fue ofrecido en dos versiones, el P206 Super Skylane y el U206 Super Skywagon, la versión del P206 (P: Personalizado), este fue diseñado para transportar pasajeros sin puerta de carga, con interior de lujo.

El U206 era la versión de carga que incluía un cargopack opcional agregado bajo el fuselaje y una puerta de carga doble de 107 cm., dos de los éxitos de esta versión fueron que las ventas se las realizó a empresarios de ataúdes, debido a que la puerta de carga permitía el acceso del mismo y también por la popularidad entre los paracaidistas como base de saltos.

En 1969 dejó de fabricarse el modelo P206 y en 1971 se comenzó a fabricar el U206F Stationair, con una hélice de 3 palas y también apareció la versión T206A equipada con un motor Continental con Turbocargador.

### 2.1.2 Desarrollo del avión Cessna T206H

El 206 es el tercer monomotor de CESSNA que retornó a la producción en la nueva planta de Kansas y se ofrece dos versiones el 206H Stationair y el T206H Turbo Stationair con Turbocargador.

El T206H realizó su primer vuelo el 6 de agosto de 1996 con un motor Lycoming IO-580, la decisión de cambiar los motores por los IO-540 Y TIO-540, se debió a la confiabilidad, por los problemas que existieron en los motores anteriores y demoró 10 meses para su producción. El T206H fue certificado el 1 de Octubre de 1998



**Figura 1** Avión Cessna T206H

**Fuente:** (todoaviones, 2010)



### 2.1.3 Especificaciones técnicas de la aeronave Cessna T206H

- **DIMENSIONES**

Longitud	28 ft 3 in (8.61 m)
Altura	9 ft 4 in (2.83 m)
Envergadura de alas	36 ft (z10.97 m)
Área del ala	174 sq ft (16.17 sq m)

- **PESOS**

Peso Máximo en Rampa	3,617 lb (1,641 kg)
Peso Máximo de Despegue	3,600 lb (1,633 kg)
Peso Máximo de Aterrizaje	3,600 lb (1,633 kg)
Carga Útil	1,281 lb (581 kg)

- **RENDIMIENTO**

Velocidad Máxima de Crucero	164 ktas (304 km/h)
Distancia de Aterrizaje	1,395 ft (425 m)
Techo de Servicio	27,000 ft (8,230 m)
Límite de Velocidad	182 kias (337 km/h)

- **PLANTA DE PODER "MOTOR"**

Fabricante	Textron Lycoming
Modelo	TIO-540-AJ1A
Fuerza de Rendimiento	310 hp (310 hp)
Hélice	McCauley 3 blade metal,
Descripción	constant speed

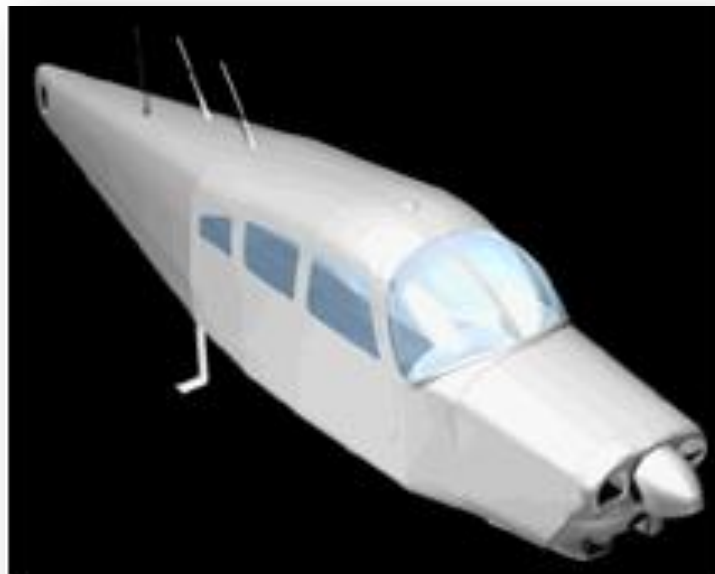
## 2.2 Fuselaje

Del francés "fuselé" que significa "ahusado", se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes.

El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito que se destine el avión.

Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

Hay tres tipos generales de construcción del fuselaje: Armazón, Monocasco y Semimonocasco.



**Figura 2** Fuselaje

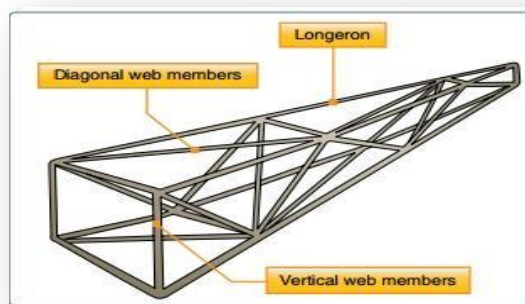
**Fuente:** (Warrior Systems, 2012)

## 2.3 Tipos de Fuselaje

### 2.3.1 Tipo armazón

Es un marco rígido compuesto por miembros, como vigas, montantes y largueros, para resistir la deformación por cargas aplicadas. El fuselaje o armadura de madera se cubre generalmente con la tela. El marco de fuselaje de tipo armadura generalmente se construye de acero con tubos soldados entre sí de tal manera que todos los miembros de la armadura pueden llevar tensión y cargas de compresión.

En algunos aviones, principalmente la función, de un solo motor, las cuadernas del fuselaje de armazón se pueden construir de Aleación de aluminio y puede ser remachada o atornillada en una sola pieza, logrado mediante el uso de varillas sólidas o tubos.



**Figura 3** Fuselaje tipo Armazón

**Fuente:** (Airframe, 2012)

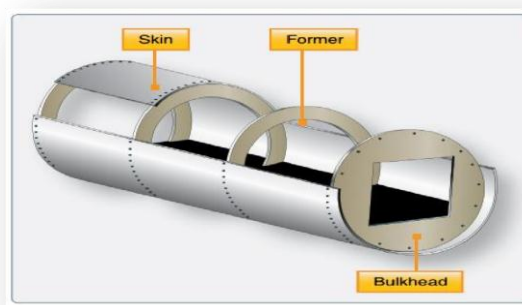
### 2.3.2 Tipo monocasco

El fuselaje monocasco (una sola capa) se basa en gran medida en la fuerza de la piel o en la cobertura para llevar las cargas primarias.

Diferentes partes del mismo fuselaje pueden pertenecer a cualquiera de las dos clases, pero la mayoría de los aviones modernos se consideran de construcción tipo semimonocasco.

La construcción monocasco utiliza formadores, marco ensamblas y mamparos para dar forma al fuselaje. Los elementos estructurales más pesados son ubicados en intervalos para llevar cargas concentradas y en los puntos donde se utilizan los accesorios para fijar otras unidades tales como alas, centrales eléctricas y estabilizadores.

La piel debe llevar las tensiones primarias y mantener el fuselaje rígido; por lo tanto, el mayor problema involucrado en la construcción monocasco es mantener la fuerza suficiente mientras se mantiene el peso dentro de los límites permitidos.



**Figura 4** Fuselaje tipo Monocasco

**Fuente:** (Airframe, 2012)

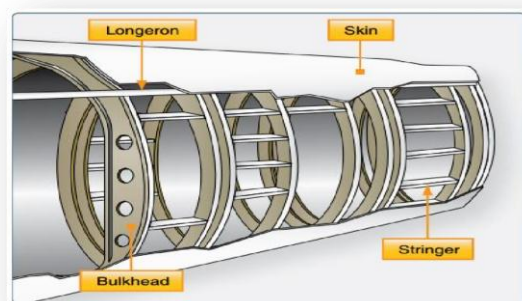
### 2.3.3 Tipo semimonocasco

Para superar el problema de fuerza y peso de construcción del monocasco, se ha desarrollado la construcción del semimonocasco.

También consta de marcos, mamparos y formadores como se utiliza en el diseño monocasco sino que, además, la piel se ve reforzada por miembros llamados largueros.

Los largueros por lo general se extienden a través de varios elementos de bastidor y ayuda principalmente a la piel y a las cargas de flexión. Por lo general son de aleación de aluminio ya sea de una sola pieza o una construcción edificada.

Larguerillos también se utilizan en el fuselaje semimonocasco. Estos miembros longitudinales suelen ser más numerosos y más ligeros en peso. Vienen en una variedad de formas y son generalmente hechas de una sola pieza de aleación de aluminio o extrusiones de aluminio formado. Los larguerillos tienen cierta rigidez y se utilizan principalmente para dar forma y para la fijación de la piel. Los largueros y larguerillos juntos impiden la tensión y la compresión de la flexión del fuselaje.



**Figura 5** Fuselaje tipo Semimonocasco

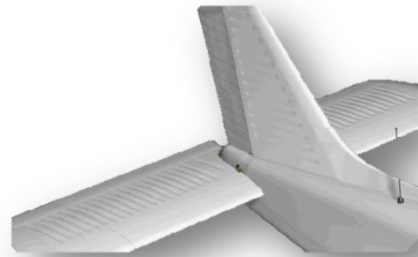
**Fuente:** (Airframe, 2012)

## 2.4 Empenaje

El empenaje de una aeronave también se le conoce como la sección de cola (TAILCONE), la mayoría de los diseños de empenaje consisten en un cono de cola (TAILCONE), superficies aerodinámicas fijas o estabilizadores y superficies aerodinámicas movibles.

El cono de cola (TAILCONE) sirve para cerrar y agilizar el extremo de popa de la mayoría de los fuselajes, además contiene la mayoría de superficies que dan el control de dirección del avión.

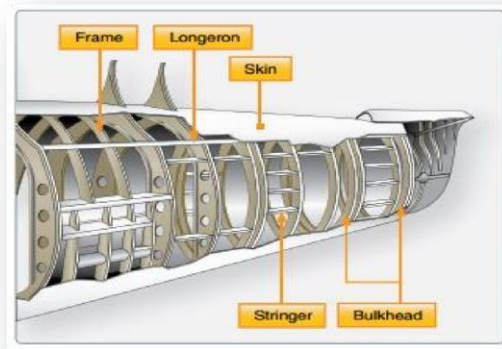
Estas consisten en dos grandes superficies estabilizador vertical, estabilizador horizontal y el timón de Dirección.



**Figura 6** Controles de Dirección

**Fuente:** (Systems, 2012)

El cono está formado por miembros estructurales sin embargo, son generalmente de conos y de construcción más ligera ya que reciben menos estrés que el fuselaje.



**Figura 7** Empenaje

**Fuente:** (Airframe, 2012)

## 2.5 Tipos de Empenaje

### 2.5.1 Empenaje convencional

El empenaje convencional consiste en un conjunto de perfiles del ala, posicionadas para tener poco o ningún impacto cuando la aeronave está en crucero. En caso de interrupción de este ángulo de equilibrio del movimiento de incidencia inducida crea una fuerza que devuelve la aeronave a la posición neutral.

Con el fin de aumentar el tiempo las superficies se retiran del centro de gravedad máxima y se colocan con más frecuencia en la cola del fuselaje.

El tamaño de estos elementos se determina por la presencia de factores de desestabilización y por el grado deseado de estabilidad, la cola es relativamente importante para un avión de pasajeros y para un avión de combate con el fin de no obstaculizar la capacidad de maniobra de la unidad.

### **2.5.2 Empenaje en forma de T**

El mapa de profundidad se puede montar en la parte superior, para evitar el efecto suelo, en el caso de los planeadores para minimizar la resistencia.

### **2.5.3 Empenaje en forma de cruz**

Este empenaje está colocado en forma de cruz, el estabilizador horizontal intersecta la cola vertical cerca del centro.

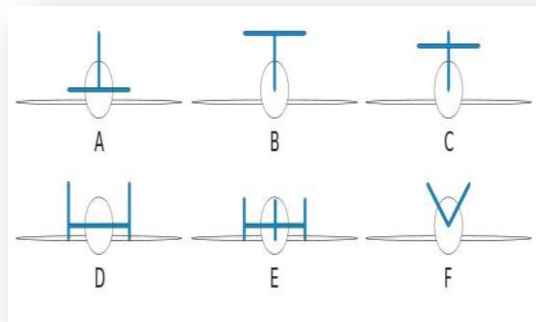
### **2.5.4 Empenaje en forma de V**

El estabilizador horizontal está instalado en la parte superior del estabilizador vertical y son comúnmente vistos en aviones que tienen los motores en la parte de atrás.

### **2.5.5 Empenaje con tres estabilizadores verticales**

Este tiene tres estabilizadores verticales esto fue hecho para dar a la aeronave, una máxima área del estabilizador vertical.

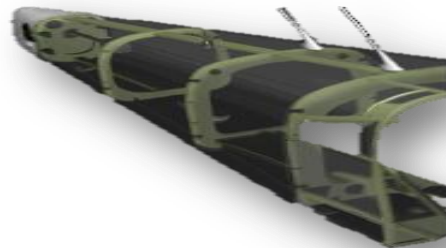




**Figura 8** Tipos de Empenaje

**Fuente:** (weebly, 2011)

## 2.6 Componentes Estructurales del Empenaje



**Figura 9** Componentes Estructurales Empenaje

**Fuente:** (Systems, 2012)

### 2.6.1 Revestimiento (skin).

Transmite las presiones aerodinámicas a los elementos rígidos longitudinales y transversales, en los que se apoya.

Colabora con los elementos rígidos longitudinales (larguerillos) en absorber esfuerzos normales producidos por momentos flectores y fuerzas auxiliares.

Colabora con los larguerillos y cuadernas en absorber los esfuerzos producidos por la presurización.

Proporciona la forma externa, necesaria para que el avión se comporte según la aerodinámica que se ha calculado.

### **2.6.2 Larguerillos (stringers, stiffeners):**

Son perfiles, su disposición es según la dirección longitudinal del fuselaje, o el ala, o de las superficies de cola.

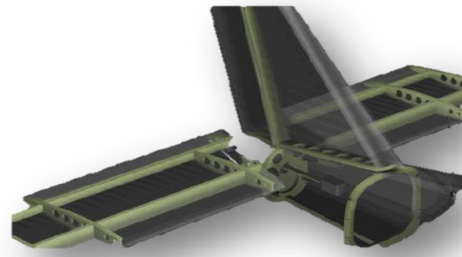
Absorben con el revestimiento esfuerzos normales producidos por la fuerza normal y el momento flector y la presurización.

Subdividen el revestimiento en paneles, estabilizándolos al dividirlos en paneles más pequeños y aumentando por tanto la carga de pandeo.

### **2.6.3 Largueros (longerous):**

Son vigas, las diferenciamos habitualmente por las uniones, los cordones de larguero y los larguerillos se diferencian en que los últimos aguantan menos las cargas a pandeo como columna: los cordones de larguero están estabilizados por el revestimiento y además por las uniones.

Atraviesa toda la envergadura de la misma en dirección perpendicular al fuselaje en caso de alas rectas o en dependencia del flechado.



**Figura 10** Componentes Estructurales Empenaje

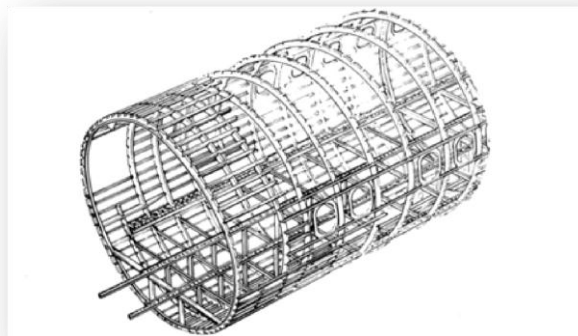
**Fuente:** (Systems, 2012)

#### **2.6.4 Costillas y cuadernas (ribs y frames):**

Son elementos rígidos transversales (los anteriores son longitudinales). Reciben el nombre de costillas las que van situadas en alas y timones y cuadernas (o mamparos si son ciegos) los del fuselaje.

Mantienen la forma de la sección y difunden las cargas concentradas, en forma de carga distribuida a los elementos adyacentes.

Colabora con el revestimiento en soportar esfuerzos circunferenciales debidos a presurización.



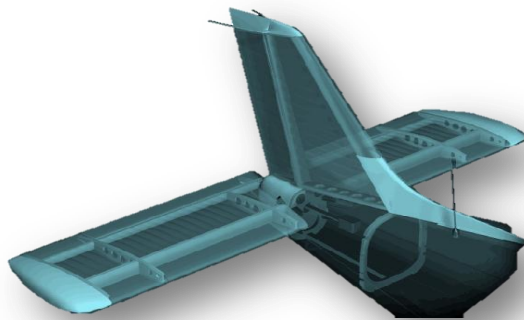
**Figura 11** Costillas y Cuadernas

**Fuente:** (Aeroinvestigaciones, 2013)

### 2.6.5 Materiales de que se constituyen el Empenaje

El empenaje está constituido por componentes de plástico, que aparte de ser más ligero, es más resistente y requiere de menos mantenimiento.

El aluminio y sus aleaciones son aplicados en el esqueleto o estructura del empenaje, también se utiliza las planchas de aluminio como revestimiento.



**Figura 12** Materiales que Constituyen el Empenaje

**Fuente:** (Systems, 2012)

### 2.7 Reparaciones

Es la restauración de un producto aeronáutico y/o componentes a la condición de aeronavegabilidad de acuerdo a los requisitos aplicables, cuando éste haya sufrido daños o desgaste por el uso incluyendo los causados por accidentes/ incidentes.

### 2.7.1 Tipos de reparación

### 2.7.2 Reparación mayor

Es 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.



**Figura 13** Reparación Mayor

**Fuente:** (La-Fabrica-de-aviones, 2010)

### 2.7.3 Reparación menor

Una reparación menor significa una reparación que no sea mayor, que no altere ni modifique la aeronave.



**Figura 14** Reparación Menor

**Fuente:** (La-Fabrica-de-aviones, 2010)

## **2.8 Elementos para una reparación estructural**

### **2.8.1 Remaches**

Son elementos de fijación que posibilitan la unión de dos o más dispositivos, su estructura está formada por un vástago y una cabeza, el diámetro es más grande que el resto del remache.



**Figura 15** Remaches

**Fuente:** (V.C, 2013)

## **2.8.2 Tipos de remaches**

Elementos de unión para uniones permanentes y capaces de poder ser colocados en procesos de montaje manuales, semi-automáticos y automáticos.

La principal razón para su elección es su bajo coste de fabricación e instalación, en comparación con los elementos roscados.

Están divididos en dos grupos principales remaches de vástago sólido y remaches especiales que son los remaches ciegos.

## **2.8.3 Remaches de vástago sólido**

El remache de vástago sólido es el de tipo más común de remache utilizado en la construcción de aviones.

Se utiliza para unir a estructuras de aeronaves, los remaches de vástago sólido son uno de los tipos más antiguos y más confiables de cierre. Ampliamente utilizado en la industria de fabricación de aeronaves.

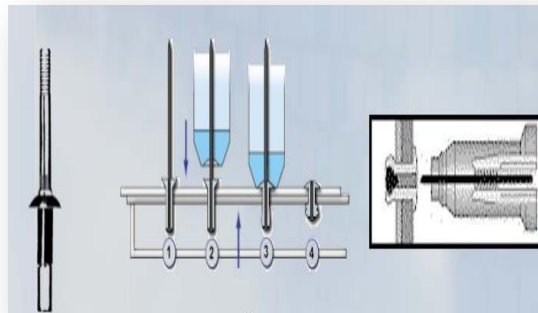
### **2.8.3.1 Remaches especiales**

Cuando el acceso a los dos lados de la unión no es posible, la utilización de remaches convencionales no se puede utilizar por la Buterola para realizar la cabeza de cierre.

En tales situaciones se utilizan los llamados remaches ciegos, denominados así porque generalmente la cabeza a formar no es visible.

Estos remaches tienen forma como los otros tipos de remaches con la diferencia de ser huecos, por ese hueco se hace pasar un vástago cilíndrico, provisto de una cabeza de mayor diámetro que esté opuesta a la primera.

La formación de la cabeza de cierre se produce cuando manteniendo sujeta la cabeza del remache contra la pieza superior de la unión, se tira del vástago, produciendo la cabeza de este una expansión del extremo del remache, suficiente para causar el aprieto entre las piezas a unir, rompiéndose el vástago cuando esta deformación está completada.



**Figura 16** Remache Especiales

**Fuente:** (V.C, 2013)

Los remaches con retención de vástago por fricción se denominan Pop, en general se utilizan en aquellos casos en que las características no son muy exigentes y cuando el posible desprendimiento del mismo por vibraciones u otras causas no llega a ser fuente de problemas.

Los remaches de retención de vástago por una tercera pieza, son los utilizados con mayor frecuencia en aviación, fabricados de acuerdo con las normas americanas NAS y MS, entre las denominaciones más populares se encuentran los correspondientes a los conocidos comercialmente como "Cherrylock", "Cherrymax", Huckmax, etc.



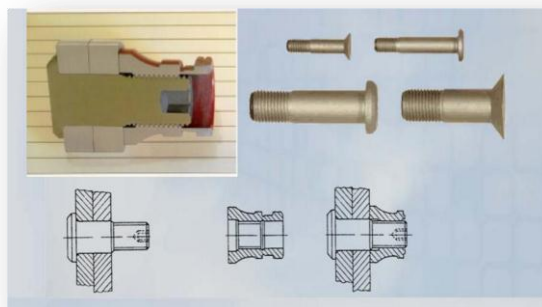
### 2.8.3.2 Remaches Hi-lock

Elementos de unión roscados para esfuerzos de cortadura y tracción utilizados en uniones permanentes de piezas con acceso desde los dos lados (utilización principal en la industria aeroespacial).

Los vástagos, se fabrican con cabezas avellanadas y cilíndricas y como materiales se emplean: aluminio, acero aleado, acero inoxidable (A286).

#### Principales características:

- Peso reducido en comparación con otros sistemas.
- Mucha variedad de materiales.
- No requiere inspecciones de control de par.



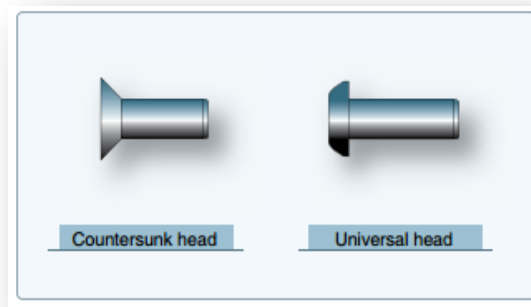
**Figura 17** Remache HI-LOCK

**Fuente:** (V.C, 2013)

#### 2.8.4 Tipos de cabeza de los remaches

Los remaches solidos están disponibles en varias formas de la cabeza, pero el universal y el de cabeza avellanada son los más de uso común en las estructuras de aeronaves.

Remaches de cabeza Universal fueron desarrollados específicamente para la industria aeronáutica y diseñada como un reemplazo para el remache de cabeza redonda.



**Figura 18** Cabeza de remaches

**Fuente:** (Airframe, 2012)

Típicamente los remaches se fabrican de aleaciones de aluminio, tales como el 2017-T4, 2024-T4, T4-2117, 7050 y 5056.

Las aleaciones de titanio y níquel, tales como el monel son resistentes a la corrosión, así como las aleaciones con cobre y estos son utilizados para casos especiales.

### 2.8.5 Identificación de los remaches

Los Remaches sólidos se clasifican por su forma de la cabeza, por el material de las que se fabrican y por su tamaño.

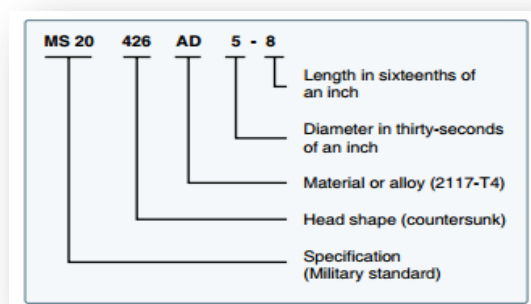
Los códigos de identificación utilizados se derivan de una combinación de la Norma Militar (MS) y Aeroespacial Nacional los sistemas estándar (NAS), así como una clasificación de más años con un sistema conocido como del Ejército / Armada (AN).

Por ejemplo, el prefijo MS identifica el hardware que se ajusta a estándares militares. Una letra o letras que siguen el código en forma de cabezal identifican el material o la aleación con que se hizo el remache.

El código de aleación es seguido por dos números separados por un guión.

El primer número es el numerador de una fracción, que especifica el diámetro de la espiga en treinta segundos de una pulgada.

El segundo número es el numerador de una fracción en dieciseisavos de una pulgada e identifica la longitud del remache.



**Figura 19** Identificación de los remaches

**Fuente:** (Airframe, 2012)

### **2.8.6 Elección de remaches**

El empleo principal es para absorber esfuerzos de cortadura, la elección debe de hacerse tomando en cuenta la resistencia o cortadura del remache y la carga límite al aplastamiento de la chapa (bearing). **VER**

#### **ANEXO A**

El diámetro del remache puede estimarse en tres veces el espesor de la lámina.

El material utilizado para la mayoría de los remaches de vástago sólidos es de aleación de aluminio. Las condiciones de resistencia y temple de remaches de aleación de aluminio se identifican por números y letras similares a los utilizados para su identificación.

Un remache hecho de material de 1100 no tiene ninguna marca de cabeza. La aleación remache 2017-T está designado como un remache D y tiene una tetina planteado en la cabeza.

Dos guiones en una cabeza de remache indican una aleación 2024-T designado como un remache DD. El remache 2117-T está designado como un remache de AD y tiene un agujero en la cabeza.

Una designación B se da a un remache de 5056 materiales y está marcado con una cruz levantada sobre la cabeza del remache. Cada tipo de remache se identifica por un número de pieza para permitir que el usuario seleccione el remache correcto. Los números están en serie y cada serie representa un tipo particular de la cabeza.

### **2.8.7 Tipo de material de los remaches**

Los remaches contruidos en aluminio 1100, solo se utilizan en partes no estructurales realizadas en aleaciones de aluminio de bajas características mecánicas (1100, 3003, 5052).

Los de 2117, son los de uso más amplio sobre aleaciones de aluminio por su resistencia a la corrosión y no es necesario el tratamiento térmico.

Los de 2017 y 2024 se utilizan sobre estructuras en aleaciones de aluminio con requerimientos superiores a las anteriores, se suministran recocidos y se mantienen en frigoríficos. Los primeros deben instalarse antes de una hora y entre 10 y 20 minutos después de su extracción del frigorífico.

Los de 5056 se utiliza sobre aleaciones de magnesio debido a su resistencia a la corrosión sobre ellas. Los de acero solo se aplican sobre piezas de acero. Los de acero inoxidable se utilizan sobre piezas del mismo material en zonas de cortafuegos, escapes y estructuras similares.

### 2.8.8 Número de remaches

En el diseño de una unión o una reparación, el número de remaches o tornillos a utilizar debe elegirse asumiendo que, en cada lado de la unión, deben existir los suficientes para absorber una carga igual a la de la chapa, en una primera aproximación:

$$N.- \text{Remaches} = \frac{LT51,71}{S \text{ o } B}$$

/ S o B

#### Dónde:

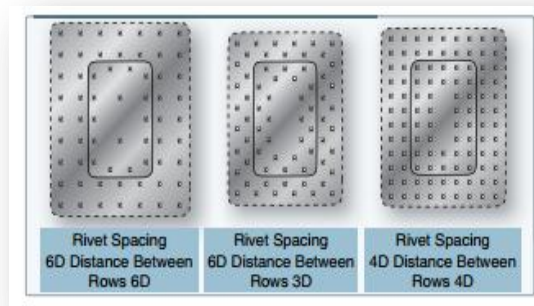
**L** = longitud de la chapa en la zona del empalme

**T** = espesor de la chapa

**S** = Resistencia a cortadura del remache o tornillo en deca newtons

**B** = Resistencia al aplastamiento del material en deca newtons

**51,71** = valor constante equivalente a la resistencia de la tracción de la chapa en deca newtons/mm<sup>2</sup>



**Figura 20** Número de Remaches.

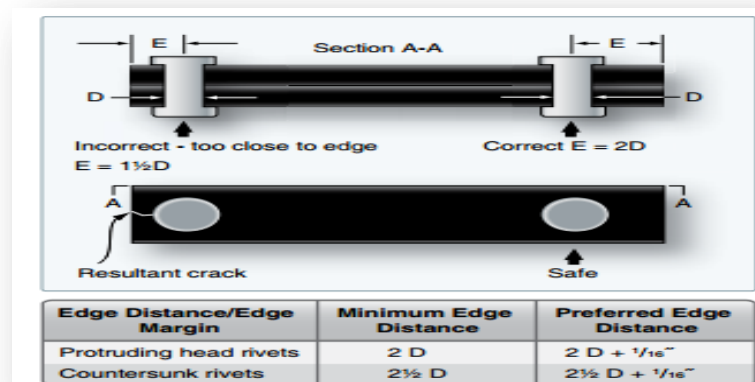
**Fuente:** (Airframe, 2012)

### 2.8.9 Distancia del borde

La distancia al borde o también llamado márgen del borde para algunos fabricantes, es la distancia desde el centro del primer remache al borde de la lámina.

Esta no debe ser menor de 2 o más de 4 diámetros del remache y la distancia recomendada es de 2,5 veces el diámetro del remache.

Si los remaches se colocan demasiado cerca del borde de la lámina los mismos pueden tensionarse o separarse y si están demasiados lejos del borde de la lámina es probable que la lámina se vuelva hacia los bordes.

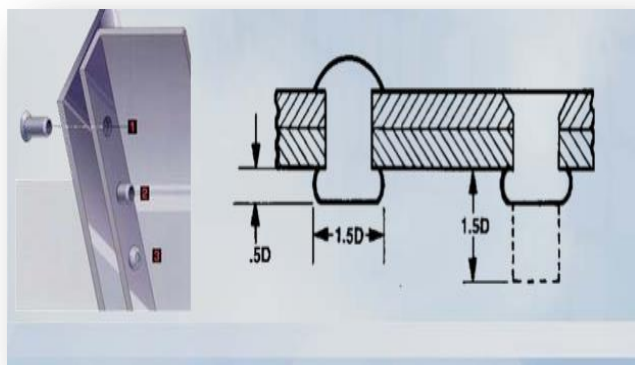


**Figura 21** Distancia Mínima del Borde.

**Fuente:** Martínez, 2008

### 2.8.10 Distancia entre remaches

La distancia entre remaches en una fila no debe ser inferior a tres veces el diámetro y para evitar el abombamiento de las chapas entre diez y doce veces el diámetro.



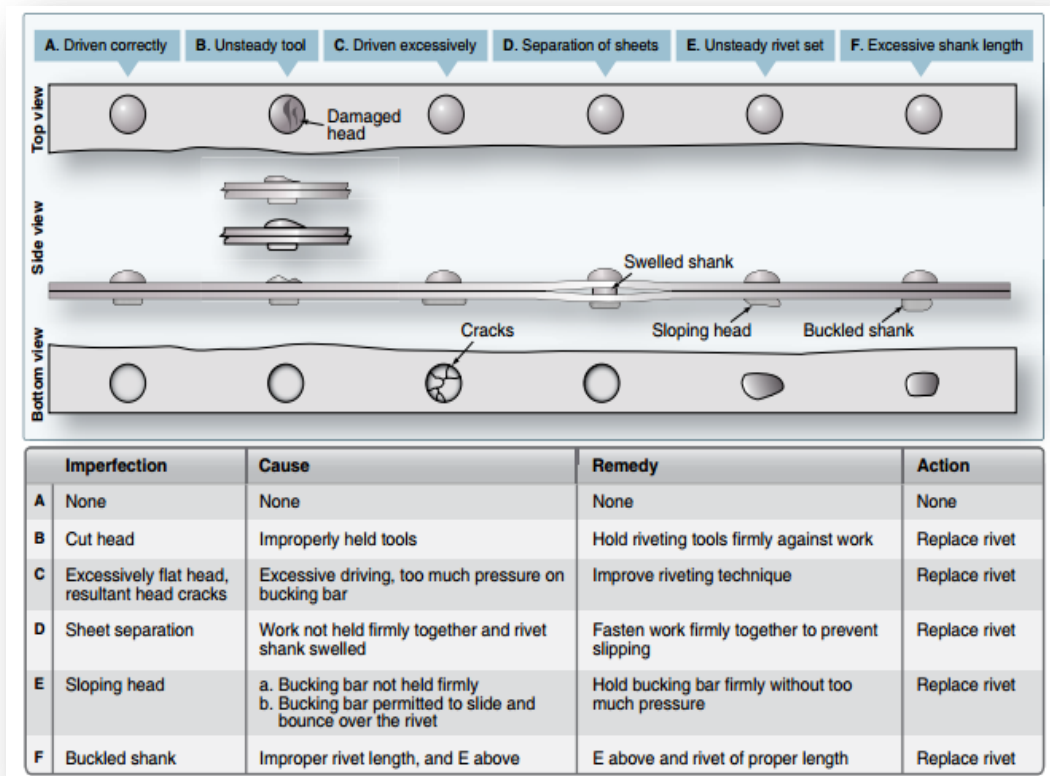
**Figura 22** Distancia entre Remaches

**Fuente:** Martínez, 2008

### 2.8.11 Evaluación de los remaches

Para obtener una alta eficiencia estructural en la fabricación y reparación de aeronaves, se debe hacer una inspección de todos los remaches antes de poner en servicio la parte o aeronave reparada.

Esta inspección consiste en examinar las cabezas de los remaches y la piel de la parte o componente reparado, si existen deformidades o están bien, se puede utilizar un calibrador para ver si la cabeza del remache se ajusta a los requisitos adecuados o pueden ser detectados a simple vista mediante una inspección visual.



**Figura 23** Evaluación de los Remaches.

**Fuente:** (Airframe, 2012)

### 2.8.12 Eliminación de remaches

Cuando un remache tiene que ser reemplazado, se debe eliminar cuidadosamente para retener el tamaño original del agujero del remache y su forma.

Si se retira correctamente, el remache no necesita ser reemplazado con uno de tamaño más grande. Además, si no se elimina el remache correctamente, la resistencia de la unión puede debilitarse y la sustitución del remache se hace más difícil.



El procedimiento para la eliminación del remache de cabeza universal o que sobresale es el siguiente:

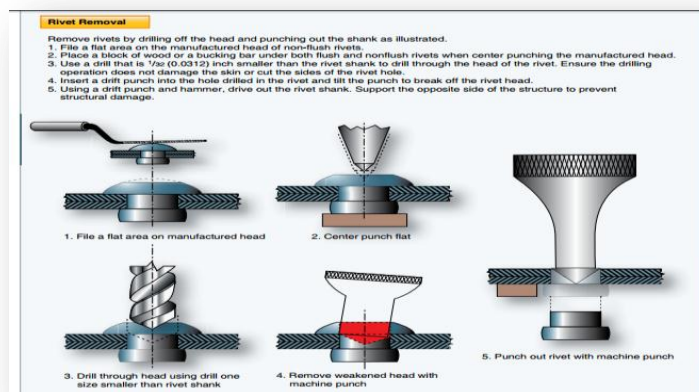
1. Presentar una zona plana en la cabeza del punzón del remache y el centro de la superficie plana para la perforación.
2. Utilice una broca de tamaño más pequeño que el vástago del remache para perforar la cabeza del remache.

**NOTA:** Cuando se utiliza un taladro eléctrico, ajuste el taladro en el remache y girar el mandril varias revoluciones a mano antes de encender la unidad. Este procedimiento ayuda al taladro tener un buen punto de partida y elimina la posibilidad que la broca resbale y el seguimiento de todo el metal.

3. Perforar el remache a la profundidad de su cabeza, mientras se mantiene la broca en un ángulo de 90°. No perforar demasiado profundo, porque el vástago del remache se dañará con el taladro y ocasionaría un desgarramiento del metal.

**NOTA:** la cabeza del remache a menudo se desprende al retirar el taladro, y esa es una señal para retirar el taladro.

4. Si la cabeza del remache no se suelta por sí misma, insertar un punzón en el orificio y gire ligeramente hacia cada lado hasta que la cabeza se caiga.



**Figura 24** Eliminación de Remaches

**Fuente:** (Airframe, 2012)

## 2.9 Herramientas para la instalación de Remaches

### 2.9.1 Herramientas manuales

Una variedad de herramientas de mano se utilizan para el proceso de remachado.

Incluyen los cortadores de remache, barras aguantadoras “Buterolas”, remachadoras manuales y herramientas de perforación.

### 2.9.2 Cortador de remaches

El cortador de remache se utiliza para recortar los remaches cuando no estén disponibles los remaches de la longitud que se requiera.

Para cortar el remache a la longitud deseado se debe introducir el remache en el agujero correcto lo cual está separado por el número adecuado de cuñas debajo de la cabeza y se procede a cortar como un alicate y si no se dispone de esta herramienta, el alicate es una buena herramienta que también se puede utilizar para cortar remaches.



**Figura 25** Cortador de Remaches

**Fuente:** (Airframe, 2012)

### 2.9.3 Barras de aguante

Esta herramienta se utiliza sosteniéndola contra el extremo del vástago del remache mientras se forma la cabeza del mismo.

Siempre mantenga la cara de la barra de aguante en ángulo recto con el vástago de remache. El error que se puede cometer cuando no se tiene la barra de aguante en ángulo recto es que el vástago del remache se dobla con los primeros golpes de la pistola de remachar y hace que el material se estropee con los golpes finales.

La persona que sostiene la barra de aguante debe tenerla en su lugar hasta que el remache esté completamente remachado.

Si la barra de aguante se quita mientras que el arma está en funcionamiento, el conjunto de remache puede ser conducido a través del material.

La función de la barra de aguante es que hace la mayor parte del trabajo y no permite que el vástago del remache se pueda estropear, las manos del operador simplemente debe guiar la barra de aguante y suministrar la tensión necesaria.



**Figura 26** Barras de Aguante

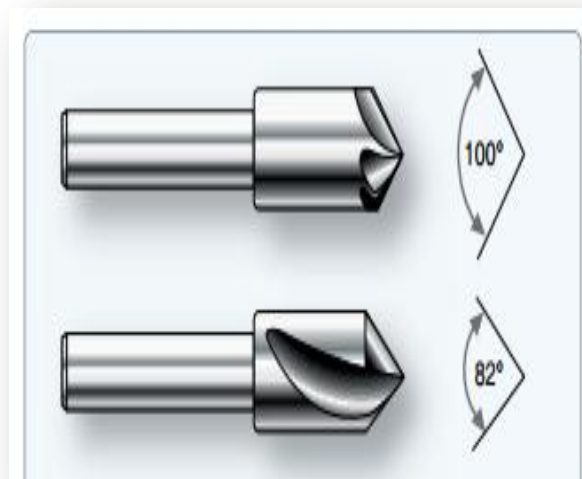
**Fuente:** (Airframe, 2012)

#### 2.9.4 Herramienta avellanadora

El avellanador es una herramienta que corta una depresión en forma de cono alrededor del agujero del remache para permitir que el remache pueda fijarse al ras con la lámina, esta herramienta es utilizada cuando se va a remachar con remache de cabeza avellanada.

Los avellanadores se hacen con ángulos en correspondencia con los diversos ángulos del avellanado de las cabezas de los remaches.

El avellanado estándar tiene un ángulo de  $100^\circ$ , los avellanados MicroStop especiales (comúnmente llamados avellanados de parada) están disponibles que pueden ajustarse a cualquier profundidad deseada y tienen cortadores para permitir agujeros intercambiables con varios ángulos avellanados que se desea realizar.



**Figura 27** Avellanadores

**Fuente:** (FAA, 2013)

### 2.9.5 Remachadora neumática

La remachadora neumática es la herramienta que más se utiliza para los trabajos de reparación en las aeronaves.

Está disponible en muchos tamaños y tipos de acuerdo a lo que el fabricante recomiende.

Las pistolas neumáticas operan en la presión de aire de 90 a 100 libras por pulgada cuadrada y se utilizan en conjunción con conjuntos de buterolas intercambiables.

Cada conjunto está diseñado para encajar el tipo específico de remache y la ubicación adecuada. Las buterolas del conjunto están diseñadas para encajar en la remachadora neumática.

Un “airdriven” martillo en el interior del cañón de la pistola suministra fuerza para ir contra el remache.



**Figura 28** Remachadora Neumática

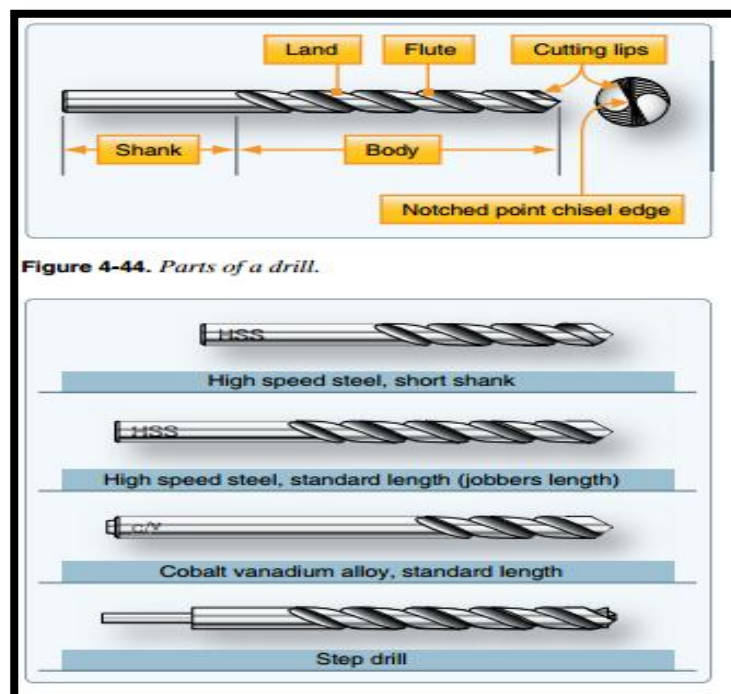
**Fuente:** (FAA, 2013)

## 2.9.6 Tipos de brocas

Una amplia variedad de brocas incluidas los bits de la especialidad para los trabajos específicos.

Brocas de acero de alta velocidad (HSS), estas brocas vienen en vástago corto o longitud estándar, a veces llamado longitud intermedias, la broca HSS y los bits puedan soportar temperaturas que se acercan a la zona crítica de 1.400 ° F (rojo cereza oscuro) sin perder su dureza.

Las brocas estándar de la industria para el metal de perforación (aluminio, acero, etc.), estas brocas se quedan más tiempo.



**Figura 29** Tipos de Brocas

**Fuente:** (FAA, 2013)

### 2.9.7 Tamaños de brocas

Los diámetros de perforación se agrupan por tres estándares de tamaño: número, letra y fraccionada. Los equivalentes decimales de la norma taladro se muestra en la **Figura 30**

Size	(Inches)	Size	(Inches)	Size	(Inches)	Size	(Inches)	Size	(Inches)
80	.0135	50	.0700	22	.1570	G	.2610	31/64	.4844
79	.0145	49	.0730	21	.1590	17/64	.2656	1/2	.5000
1/54	.0156	48	.0760	20	.1610	H	.2660	33/64	.5156
78	.0160	5/64	.0781	19	.1660	I	.2720	17/32	.5312
77	.0180	47	.0785	18	.1695	J	.2770	35/64	.5469
76	.0200	46	.0810	11/64	.1718	K	.2810	9/16	.5625
75	.0210	45	.0820	17	.1730	9/32	.2812	37/64	.5781
74	.0225	44	.0860	16	.1770	L	.2900	19/32	.5937
73	.0240	43	.0890	15	.1800	M	.2950	39/64	.6094
72	.0250	42	.0935	14	.1820	19/64	.2968	5/8	.6250
71	.0260	3/32	.0937	13	.1850	N	.3020	41/64	.6406
70	.0280	41	.0960	3/16	.1875	5/16	.3125	21/32	.6562
69	.0293	40	.0980	12	.1890	O	.3160	43/64	.6719
68	.0310	39	.0995	11	.1910	P	.3230	11/16	.6875
1/32	.0312	38	.1015	10	.1935	21/64	.3281	45/64	.7031
67	.0320	37	.1040	9	.1960	Q	.3320	23/32	.7187
66	.0330	36	.1065	8	.1990	R	.3390	47/64	.7344
65	.0350	7/64	.1093	7	.2010	11/32	.3437	3/4	.7500
64	.0360	35	.1100	13/64	.2031	S	.3480	49/64	.7656
63	.0370	34	.1110	6	.2040	T	.3580	25/32	.7812
62	.0380	33	.1130	5	.2055	23/64	.3593	51/64	.7969
61	.0390	32	.1160	4	.2090	U	.3680	13/16	.8125
60	.0400	31	.1200	3	.2130	3/8	.3750	53/64	.8281
59	.0410	1/8	.1250	7/32	.2187	V	.3770	27/32	.8437
58	.0420	30	.1285	2	.2210	W	.3860	55/64	.8594
57	.0430	29	.1360	1	.2280	25/64	.3906	7/8	.8750
56	.0465	28	.1405	A	.2340	X	.3970	57/64	.8906
3/64	.0468	9/64	.1406	15/64	.2343	Y	.4040	29/32	.9062
55	.0520	27	.1440	B	.2380	13/32	.4062	59/64	.9219
54	.0550	26	.1470	C	.2420	Z	.4130	15/16	.9375
53	.0595	25	.1495	D	.2460	27/64	.4219	61/64	.9531
1/16	.0625	24	.1520	1/4	.2500	7/16	.4375	31/32	.9687
52	.0635	23	.1540	E	.2500	29/64	.4531	63/64	.9844
51	.0670	5/32	.1562	F	.2570	15/32	.4687	1	1.0000

**Figura 30** Dimensión de las Brocas.

Fuente: (FAA, 2013)

### 2.9.8 Técnicas para perforación

A veces se requiere la ubicación precisa de la perforación de los agujeros. Al localizar agujeros con tolerancias es necesario localizarlos con precisión, para lo cual se deben realizar marcas de perforación. Si una marca de perforación es demasiado pequeña, el borde biselado de la broca puede tender un puente sobre él y "bajar" la ubicación exacta antes de comenzar.

Si la marca de perforación es demasiado pesada, puede deformar el metal y/o dar lugar a una cepa local endureciendo donde la broca comienza a cortar.

El mejor tamaño para una marca de perforación es aproximadamente el ancho del borde de cincel de la broca a utilizar. Esto mantiene la punta de la broca en su lugar mientras va perforando.



**Figura 31** Perforación.

**Fuente:** (mimecanicapopular, 2011)



### 2.9.9 Dobladora

La dobladora, también se utiliza para girar o doblar los bordes de la lámina. La plegadora de chapas es más útil, ya que su diseño permite que la lámina de metal para ser doblada o formada pase a través de las mandíbulas de adelante hacia atrás y sin obstrucción.

Además puede formar una curva o borde sólo con ampliar la profundidad de sus mandíbulas.

La capacidad de flexión de una dobladora se determina por el fabricante, las capacidades estándar de esta máquina son de 12 a 22 de la lámina metálica de espesor y longitudes de flexión son de 3 a 12 pies. La capacidad de flexión del freno se determina por la flexión de espesor del borde de las distintas barras de flexión de la hoja.



**Figura 32** Dobladora

**Fuente:** (mimecanicapopular, 2011)

### 2.9.10 Cortadora

La cortadora de lámina de metal es una máquina usada para el corte de piezas metálicas. Para efectuar los cortes el operario selecciona el ángulo de corte. El corte se efectúa en frío logrando separar una parte metálica de la otra, la cual se realiza ejerciendo una presión específica.



**Figura 33** Cortadora de Lámina

**Fuente:** (use-enco, 2009)

### 2.9.11 Tijeras de corte

Las tijeras de corte de aviación se utilizan para cortar agujeros, piezas curvadas, redondas, parches y dobladores (una pieza de metal colocada debajo de una parte para que sea más rígida) en la chapa.

Las tijeras de aviación han coloreado manijas para identificar la dirección de los cortes: amarillo tijeras de corte recto, la verde tijeras de curva derecha y rojo tijeras de curva a la izquierda.



**Figura 34** Cortadora de Lámina

**Fuente:** (Airframe, 2012)

### 2.9.12 Limas

Las limas son una herramienta importante, pero a menudo se pasa por alto su uso para el metal porque deforma el corte y la abrasión.

Las limas tienen cinco distintas propiedades: longitud, el contorno, la forma en sección transversal, tipo de dientes y la finura de los dientes.

Los diferentes tipos de limas están disponibles y los tamaños varían de 3 a 18 pulgadas.



**Figura 35** Limas

**Fuente:** (Airframe, 2012)

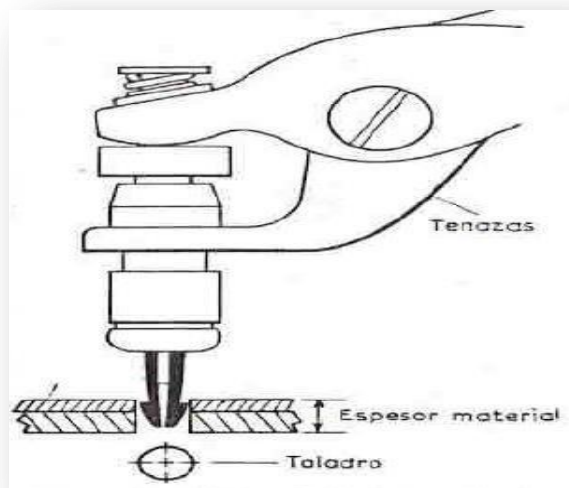
### 2.9.13 Clecos

Su objeto es el de mantener en su posición las planchas durante la operación de perforación o remachar y consiste en un cuerpo de acero mecanizado, en el que se encuentran montados el émbolo, el muelle, las patas de retención y el separador.

Cuando se empuja el émbolo mediante unas tenazas de apriete, las patas salen fuera del separador y se reduce su diámetro para permitir su entrada en un agujero de dimensiones adecuadas.

Cuando se aflojan las tenazas, las patas retroceden, resbalando sobre el separador y se separan para quedar aprisionadas en los lados del agujero.

Además los clecos o sujetadores son de seis tamaños diferentes:  $3/32$ ,  $1/8$ ,  $5/32$ ,  $3/16$ ,  $1/4$ , and  $3/8$ -inch de diámetro.



**Figura 36** Clecos o Sujetadores

**Fuente:** (Martínez, 2008)

## **2.10 Láminas de Aluminio**

Los intentos por volar han sido muchos y se ha tardado en conseguir, no solo por la técnica inadecuada, si no por los materiales incorrectos o falta de motores ligeros y potentes.

### **2.10.1 Aleaciones de aluminio**

Las aleaciones de aluminio que emplea la industria aeronáutica son el resultado de la combinación del aluminio con otros metales, normalmente el cobre (Cu), manganeso (Mn) y el magnesio (Mg).

Estas aleaciones son ligeras, su peso específico o peso por unidad de volumen es relativamente bajo y poseen gran resistencia mecánica. Estas dos cualidades (Peso y Resistencia mecánica) son esenciales desde el punto de vista de la construcción de aviones.

El aluminio puro posee gran resistencia a la corrosión, pero las aleaciones de aluminio ya no tienen esa misma capacidad de resistir los ataques corrosivos, de tal manera que deben tratarse por diversos procedimientos para prevenir su deterioro con el paso del tiempo.

El alclad es una aleación de aluminio recubierta o plaqueada con aluminio puro, la resistencia a la corrosión es similar a la de aluminio puro en tanto que se mantenga intacta la película protectora.

### **2.10.2 Clasificación de las aleaciones de aluminio**

El sistema actual de clasificación de las aleaciones de aluminio que interesa al técnico aeronáutico es el de cuatro dígitos.

- 1xxx Aluminio de 99% de pureza, o más.
- 2xxx Aleación de aluminio cobre.
- 3xxx Aleación de aluminio de manganeso.
- 4xxx Aleación de aluminio de silicio
- 5xxx Aleación de aluminio de magnesio
- 6xxx Aleación de aluminio de magnesio – silicio
- 7xxx Aleación de aluminio de zinc
- 8xxx Aleación de aluminio de elementos varios.

#### **La identificación se efectúa:**

El primer dígito indica el elemento que participa en la aleación con mayor porcentaje.

El segundo dígito indica los controles de aleación en cuanto a impurezas.

El tercer y cuarto dígitos no tienen un significado especial, porque son números de referencia con la designación antigua de estas aleaciones.

#### **2.10.3 Bonificado de aleaciones de aluminio**

Las aleaciones de aluminio se tratan térmicamente con el fin de conseguir estructuras internas del material que aporten a la fabricación de las aeronaves, las mejores características posibles de resistencia mecánica y de resistencia a la corrosión.

El tratamiento térmico más importante de las aleaciones de aluminio es el bonificado. El bonificado se lleva a cabo en dos fases:

- Calentamiento del material a una temperatura elevada, de tal modo que haya una disolución completa del metal de aleación en el aluminio. Esta fase se llama térmicamente tratamiento de solubilización y se efectúa a una temperatura entre 430°C y 550°C.

- La segunda fase del bonificado es el enfriamiento o apagado rápido que da lugar al llamado temple de disolución o simplemente temple.

El enfriamiento brusco permite que el material tenga una conformidad muy notable, de manera que se puede trabajar con facilidad y sin ningún problema. Esta propiedad de buena conformabilidad es temporal porque dura aproximadamente unas dos horas. Lo importante a tener en cuenta es que, pasado este tiempo, el trabajo en frío del metal se hace muy difícil y desaconsejable porque se pueden propiciar toda serie de grietas durante su manipulación mecánica.

Transcurrido un tiempo, las aleaciones de aluminio maduran. Maduración es el término que se emplea para designar el estado final de la aleación sometida a bonificado. En este estado final el material adquiere su máxima dureza y el trabajo en frío es muy difícil o imposible.

La maduración de las aleaciones puede ser natural o artificial. Hay muchas aleaciones de aluminio que no son capaces, por sí mismas, dejándolas a la temperatura ambiente, alcanzar el estado estable de maduración. En este caso es necesario provocar artificialmente la maduración mediante un proceso conocido por maduración artificial. Se efectúa calentando el material a temperaturas relativamente bajas (100°C a 200°C) y enfriando bruscamente. Esto es suficiente para que el material alcance la maduración y su mayor resistencia posible. La maduración provoca cambios de volumen en las piezas. La maduración artificial, en concreto, provoca una pérdida o disminución de alargamiento de las piezas.

DESIGNACIÓN DE ESTADO	SIGNIFICADO
O	Recocido de ablandamiento
F	Sin tratar, estado de suministro
W	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente Estado inestable. No es condición o estado utilizable
T3	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y trabajo en frío, y maduración natural
T4	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y maduración natural
T41	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente en agua de 80 a 90 <sup>o</sup> C hasta alcanzar alivio de tensiones, y maduración natural
T42	Suministro en estado a discreción de tratamiento térmico y el consumidor será el que efectúe el tratamiento de solubilización, enfriamiento rápido y maduración natural
T6	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y maduración artificial a resistencia máxima
T7	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y sobreendurecimiento (maduración artificial)
T8	Tratamiento de solubilización, enfriamiento brusco, trabajado en frío y maduración artificial
T9	Tratamiento de solubilización, enfriamiento brusco, maduración artificial y trabajado en frío.

**Figura 37** Aleaciones de Aluminio

**Fuente:** (Oñate, 2009)

#### 2.10.4 Aleaciones de aluminio más importantes

Las aleaciones de aluminio de mayor uso en aviación son las siguientes:

El aluminio, como tal, aparece en la designación americana con la identificación 1100. El aluminio 1100 se emplea cuando no se necesita una resistencia mecánica importante, pero si buena confortabilidad o facilidad de trabajo y resistencia a la corrosión. Ha perdido protagonismo con el paso del tiempo pero aún se encuentra y es perfectamente aplicable a depósitos no integrales de combustible de aeronaves pequeñas y medianas, a pisos y paneles de recubrimientos no estructurales, cadenas, etc.



La aleación más importante es 2024, muy empleada en aviación. La aleación 2024 puede ir además plakeada, es un proceso según el cual se deposita en la superficie capa de aluminio puro que proporciona una barrera contra la corrosión.

La aleación 2024 se emplea en toda clase de revestimientos, componentes estructurales, herrajes, etc. Es una aleación que tiene mayor resistencia que la 2014 y la 2017.

El grupo de las aleaciones de zinc destaca la 2075, un auténtico estándar en la industria aeronáutica para piezas de alta resistencia mecánica. Largueros, cuernas y demás componentes estructurales se fabrican con esta aleación.

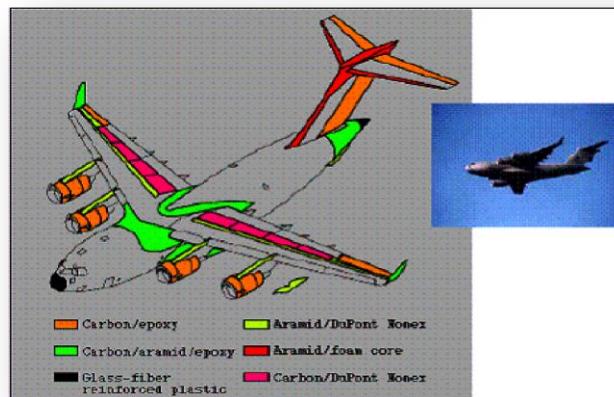
Las aleaciones de la serie 7000 son las que tienen mayor resistencia en el campo de las aleaciones de aluminio.

## **2.11 Materiales Compuestos**

En parte su comportamiento puede asimilarse al de la madera: son apilados en capas de distintos tipos de materiales, lo que hace que sus propiedades varíen según la dirección.

Tienen la gran ventaja de poder fabricar los materiales “a medida”, es decir, en función de las necesidades de resistencia, las direcciones de aplicación de las cargas.

Podemos encontrarlos en multitud de formas y presentaciones comerciales. Los más comunes son fibras en matrices plásticas. Los esfuerzos y cargas serán soportados por las fibras, mientras que la matriz da cohesión y mantiene la forma. Las fibras pueden presentarse en forma de tejido, de filtro, de bandas.



**Figura 38** Aleaciones de Aluminio

**Fuente:** (Martínez, 2008)

### 2.11.1 Plásticos con fibra

El primer material compuesto que se empleó en partes estructurales de un avión fue la fibra de vidrio, que se fabrica depositando fibras de vidrio sobre filamentos de tungsteno. Son muy caras y su uso es prácticamente solo militar.



**Figura 39** Plásticos con Fibra

**Fuente:** (Martínez, 2008)

### 2.11.2 Honeycomb

Esta designación es la del núcleo en forma de prismas hexagonales panel de abeja, se suele hablar en muchas ocasiones de todas las estructuras en sándwich como honeycomb, independientemente de la forma del núcleo.

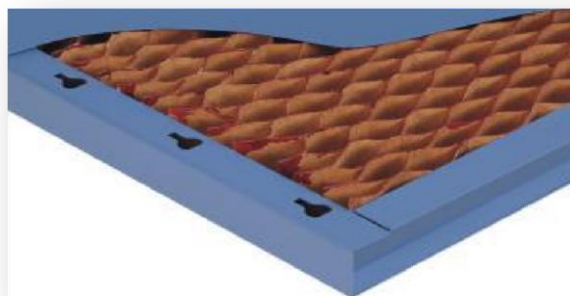
#### **Características:**

Con este tipo de construcción se buscan unas excelentes características, con muy poco peso. Básicamente consiste en construir un núcleo y recubrirlo por ambas caras.

Este núcleo está prácticamente hueco, siendo poco su peso. Pero al forrarlo con el revestimiento, se le da una gran resistencia.

La estructura básica es un núcleo, cuya forma variará en función de las propiedades que queramos obtener (por ejemplo, flexibilidad), el recubrimiento (puede ser metálico, bien de madera o de materiales compuestos) y una capa intermedia entre ambos, que hace que se adhieran no es estrictamente necesaria, puede fabricarse de distintos materiales:

- Espuma
- Madera
- Nomex (Papel impregnado)
- Metales (Aluminio, acero)



**Figura 40** Honeycomb

**Fuente:** (Martínez, 2008)

## **2.12 Reparación de una estructura**

Los siguientes criterios pueden utilizarse para ayudar al personal Técnico de Aviación a decidir acerca de la capacidad de reparación de una estructura metálica:

- Tipo de daño.
- Tipo de material original.
- Ubicación de los daños.
- Tipo de reparación necesaria.
- Herramientas y equipos disponibles para hacer la reparación.

Los siguientes métodos, procedimientos y materiales sólo son características y no deben ser utilizados como la obligatoriedad para una reparación.

### **2.12.1 Soporte estructural durante una reparación**

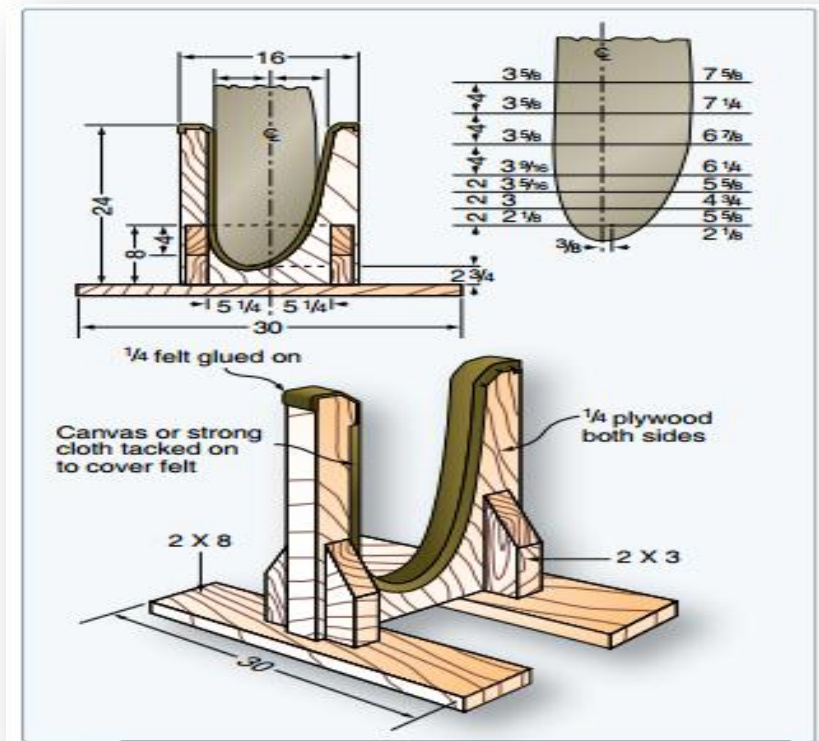
Durante la reparación, la aeronave debe ser apoyada de manera adecuada para evitar una mayor distorsión o daño. También es importante que la estructura adyacente a la reparación se admita cuando está sujeta a cargas estáticas.

La estructura de la aeronave puede ser apoyada adecuadamente por el tren de aterrizaje o por medio de gatos donde el trabajo implica una reparación, tales como la eliminación de las superficies de control, paneles de ala o estabilizadores.

Todo debe estar preparado para sostener estos componentes, mientras que se retiran de la aeronave.

Cuando el trabajo implica una reparación mayor del fuselaje, tren de aterrizaje o la sección central del ala, una plantilla (un dispositivo para

mantener partes en posición para mantener su forma) puede ser construida para distribuir las cargas mientras que las reparaciones se están avanzando.



**Figura 41** Soporte Estructural

**Fuente:** (Airframe, 2014)

### 2.12.3 Evaluación de daños

Antes de iniciar cualquier reparación, la extensión del daño debe ser plenamente evaluado para determinar si la reparación necesita autorización o no necesita ser autorizado.

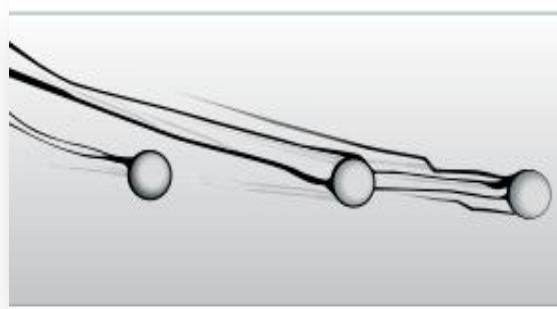
Esta evaluación debe identificar el material original utilizado y el tipo de reparación requerida. La evaluación del daño comienza con una inspección de uniones remachadas y la inspección de la corrosión.

#### 2.12.4 Inspección de las uniones remachadas

La inspección consiste en examinar tanto el daño y las cabezas de los remaches y la parte estructural de la lámina si existen deformidades.

Durante la reparación de una parte estructural de aeronaves, se debe examinar partes adyacentes para determinar la condición de los remaches.

La presencia de astillas de pintura o grietas alrededor de las cabezas pueden indicar desplazamiento o remaches sueltos.



**Figura 42** Uniones Remachadas

**Fuente:** (Airframe, 2014)

#### 2.12.5 Inspección por corrosión

La corrosión es el deterioro gradual del metal debido a una reacción electroquímica con su entorno.

La reacción puede ser provocada por la atmósfera, la humedad u otros agentes. En una inspección de la estructura de una aeronave, es importante observar los indicios de corrosión tanto por afuera y dentro.

La corrosión en el interior es más probable que pueda ocurrir en los bolsillos y las esquinas donde la humedad y niebla salina pueden acumularse, por lo tanto, los orificios de drenaje deben mantenerse siempre limpios. También se debe inspeccionar los miembros de los alrededores para verificar que no exista corrosión.

#### **2.12.6 Eliminación del daño**

Para preparar un área dañada para su reparación:

5. Retire toda la piel y la estructura distorsionada en la zona dañada o afectada.
6. Retire el material dañado de manera que los bordes estén completos para poder realizar la reparación de la estructura.
7. Doblar todas las esquinas cuadradas.
8. Suavizar las abrasiones y / o abolladuras.
9. Remover e incorporar la nueva reparación en la zona que estaba afectada.

#### **2.12.7 Selección del material de reparación**

El material de reparación debe duplicar la fuerza del original de la estructura.

Si una aleación más débil que el material original se utiliza, un calibre más pesado debe ser utilizado para dar equivalente a la fuerza de la sección transversal.

Un material de calibre más ligero no debe ser utilizado incluso cuando se utiliza una aleación más resistente.

### **2.12.8 Reparación de partes de diseño**

Todas las nuevas secciones fabricadas para la reparación o reemplazo de las partes dañadas de una aeronave determinada, deben ser cuidadosamente establecidas a las dimensiones indicadas en el manual de la aeronave, antes de colocar las piezas en la estructura.


### **2.12.9 Aprobación de una reparación**

Una vez que la necesidad de la reparación de cualquier aeronave o componente se ha establecido, Título 14 del Código de Regulaciones Federales (14 CFR) define el proceso de aprobación.

La parte 43, sección 43.13 (a) establece que cada persona que realiza el mantenimiento, alteración o mantenimiento preventivo de una aeronave, motor, hélice o accesorio pueda recurrir a los métodos, técnicas y prácticas prescritas en manual o instrucciones de mantenimiento del fabricante de cada aeronave, preparándose así mismo para que dicha aeronave este aeronavegable de acuerdo a lo que establece el fabricante.

Formulario 337, el Técnico de Mantenimiento o la Estación de Mantenimiento Aprobada OMA que realizó la reparación, debe completar en el cuadro de las reparaciones que realizó en los siguientes componentes fuselaje, motor o hélice, en dicho formulario para enviar a la Autoridad Aeronáutica de cada País o Estado para que dicha reparación sea aprobada.



 U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration		<b>MAJOR REPAIR AND ALTERATION</b> (Airframe, Powerplant, Propeller, or Appliance)		OMB No. 2105-0055 Page 0310016	Electronic Tracking Number For FAA Use Only
INSTRUCTIONS: Print or type all entries. See Title 14 CFR §43.9, Part 43 Appendix B, and AC 43.9-1 (or subsequent revision thereof) for instructions and disposition of this form. This report is required by law (49 U.S.C. §44701). Failure to report can result in a civil penalty for each such violation. (49 U.S.C. §46301(a))					
1. Aircraft	Nationality and Registration Mark			Serial No.	
	Make	Model		Series	
2. Owner	Name (As shown on registration certificate)			Address (As shown on registration certificate)	
				City	State
3. For FAA Use Only					
4. Type		5. Unit Identification			
Repair	Alteration	Unit	Make	Model	Serial No.
<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	AIRFRAME		(As described in item 1 above)	
<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	POWERPLANT			
<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	PROPELLER			
<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	APPLIANCE	Type		
			Manufacturer		
6. Conformity Statement					
A. Agency's Name and Address			B. Kind of Agency		
Name			U. S. Certificated Mechanic		Manufacturer
Address			Foreign Certificated Mechanic		C. Certificate No.
City			Certificated Repair Station		
State			Certificated Maintenance Organization		
Zip			Country		
D. I certify that the repair and/or alteration made to the unit(s) identified in item 5 above and described on the reverse or attachments hereto have been made in accordance with the requirements of Part 43 of the U.S. Federal Aviation Regulations and that the information furnished herein is true and correct to the best of my knowledge.					
Extended range fuel per 14 CFR Part 43 App. B <input type="checkbox"/>		Signature/Date of Authorized Individual			
7. Approval for Return to Service					
Pursuant to the authority given persons specified below, the unit identified in item 5 was inspected in the manner prescribed by the Administrator of the Federal Aviation Administration and is <input type="checkbox"/> Approved <input type="checkbox"/> Rejected					
BY	FAA FE Standards Inspector	Manufacturer	Maintenance Organization	Person Approved by Canadian Department of Transport	
	FAA Designee	Repair Station	Inspection Authorization	Other (Specify)	
Certificate or Designation No.		Signature/Date of Authorized Individual			

FAA Form 337 (10/06)

Figura 43 Form 337

Fuente: (Airframe, 2014)

### 2.13 Equipo de Protección



**Figura 44** Equipo de Protección

**Fuente:** (V.C, 2013)

- Casco
- Gafas
- Protección Auditiva
- Guantes
- Ropa adecuada
- Calzado Adecuado.

## 2.14 Pintura

Se puede definir como todo material orgánico conteniendo resinas que es usado para:

- Protección
- Decoración
- Recubrimientos funcionales (coatings) en cualquier tipo de superficie.

Esta definición incluye a las pinturas en medio húmedas y seca secas. No importa como el recubrimiento es curado, como es aplicado que, ingredientes tiene, si es líquida o en polvo o si es base de agua o solvente, en realidad pueden ser llamados pinturas.

En aplicaciones especiales se podría y a modo de diferenciar o distinguir para mejor entendimiento separar las pinturas líquidas de polvo llamando estas últimas “recubrimiento en polvo”.

También se puede generalmente distinguir el término pintura del recubrimiento teniendo el siguiente criterio:

- **Pintura:** Genera alrededor de 20 a 500 micrones
- **Recubrimiento:** es aplicado para capas de 250 a 2500 – 5000 micrones.

### 2.14.1 Composición de pinturas

Cuatro importantes materiales están presentes comúnmente en pinturas orgánicas, a saber: resinas, pigmentos, solventes y aditivos.

**Resinas:** Este material también llamado plásticos, polímero, vehículo, forma la película, la capa de pintura. Sin una resina no hay recubrimiento.

**Pigmentos:** Provee, entre otras funciones opacidad y color para el film aplicado. Los pigmentos pueden ser omitidos para recubrimientos tales como los barnices.

**Solventes:** Son usados en muchas, pero no en todas las pinturas líquidas, no son usados en pinturas en polvo o en algunas pinturas líquidas con curado UV.

**Aditivos:** Son sustancias que podrían ser agregadas para proveer propiedades especiales a la pintura (ejemplo propiedades de curado).

Las resinas, pigmentos y aditivos son la estructura sólida de una pintura, los solventes que evaporan durante el curado son llamados los volátiles en la formulación.

Las pinturas son preparadas mezclando juntas una resina particular o combinación de ellas, un solvente o mezcla de solventes y frecuentemente aditivos y pigmentos.

Esta mezcla es hecha acorde a una específica formulación para cumplir con ciertas propiedades al ser aplicada y curada convenientemente tales como: dureza, color, brillo, resistencia superficial etc.



**Figura 45** Kit de Pintura

**Fuente** (V.C, 2013)

## CAPÍTULO III

### DESARROLLO DEL TEMA

#### 3.1 Preliminares

El desarrollo de este proyecto de grado es realizado en el cantón Shell Provincia de Pastaza, en la compañía Aerosarayaku Tayjasaruta S.A ubicada en la Av. Padre Luis Jácome, la misma que presta Servicios de Taxi Aéreo a diferentes lugares de la región.

Este proyecto es desarrollado durante varias jornadas de actividad laboral en la empresa, efectuando trabajos técnicos de la industria de aviación, el mismo que se realizará con las normas y estándares que regula la actividad aeronáutica del Ecuador.

Dentro de este capítulo se analizarán distintos factores importantes que hacen factible la realización de este proyecto de rehabilitación del TAILCONE de la aeronave Cessna T206H de matrícula HC- CPS con número de serie T20608071 de la compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A., para el cual se seguirán procedimientos y reglas que permitirán la realización de un trabajo de excelencia.

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

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

La Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A, cuenta con dos aviones monomotor uno en estado operativo tal como es la aeronave Cessna 182P con un motor de marca Teledyne Continental y la otra en estado de rehabilitación, es la aeronave Cessna T206H con un motor de marca Lycoming.

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

### **3.2 Recopilar datos técnicos del Tailcone (Cessna T206H)**

Para poder realizar la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, se realizó una búsqueda de sus pesos y dimensiones solamente del Tailcone de la aeronave y además de trabajos con características similares.

Se obtuvo la información en el Service Manual de la Aeronave 206HMM Rev.19 y el Illustrated Catalog Parts, para saber los números de parte de los componentes que deben ser reparados y cambiados. **VER**

### **ANEXO B**

### **3.3 Manuales técnicos utilizados**

Los manuales de mantenimiento utilizados son producidos y expedidos por el fabricante de la aeronave y aprobado por la autoridad reguladora de aviación quien describe en detalle las reparaciones específicas que están aprobadas para la estructura de una aeronave en particular.

El uso de estos manuales técnicos de mantenimiento son de gran aporte y ayuda, para proceder a la correcta rehabilitación del TAILCONE de la aeronave Cessna T206H siguiendo los procedimientos, solicitando piezas estructurales identificadas fácilmente con su respectivo número de parte y con ello determinar la estación que va hacer reparada.

Los manuales técnicos que van hacer utilizados son los siguientes:

**IPC (Catalogo de partes ilustradas).**- Nos permite conocer el número de partes de los componentes que van a ser reemplazados en la aeronave y el orden de la posición de cada elemento inmerso en la rehabilitación.

**SRM (Manual de reparaciones estructurales).**- Nos da la información, instrucciones específicas y los datos relativos a la reparación de campo de la estructura de la aeronave.

Contiene identificación de materiales de la estructura, criterios de daños estructurales permisibles y diseños de reparación aplicables a los componentes estructurales del avión que son más propensos a sufrir daños.

Además, contiene información pertinente a la familiarización del avión, a las prácticas y materiales de reparación en general. También se proporcionan procedimientos, tales como la comprobación de simetría de la aeronave o soporte de Jig's, los cuales pueden realizarse simultáneamente con la reparación estructural.

Todos los datos contenidos en este manual que afecta a la integridad estructural del avión han sido aprobados por la autoridad aeronáutica del país de diseño y certificación.

**SERVICE MANUAL 206HMM19.**- Es el Manual general del avión que nos da la información detallada de cada sistema de la aeronave y las distintas fallas que se presenta con su respectiva solución.

### 3.4 Ubicación de la Aeronave

Después del incidente ocurrido en la aeronave Cessna T206H, con Serie N.- T20608071, con Matrícula HC – CPS, se buscó un área amplia donde se pueda ejecutar cómodamente la rehabilitación.

Luego de analizar distintas zonas donde puede ser ubicada la aeronave, fue trasladada al hangar de la compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A., ya que ésta cuenta con todo el espacio e instalaciones necesarias, el material adecuado y el personal Técnico capacitado para dicha reparación. La Compañía se encuentra ubicada en la provincia de Pastaza Canto de Shell Mera, Aeropuerto Río Amazonas.

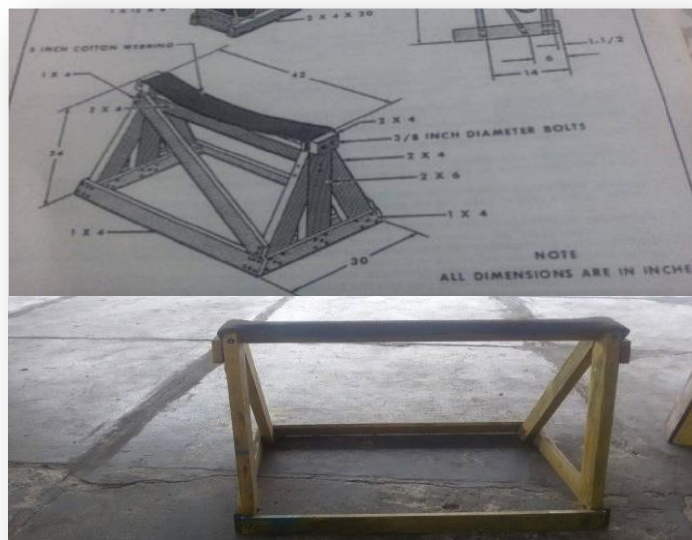


**Figura 46** Estaciones del Fuselaje



### 3.5 Anclaje de la Aeronave

Una vez ubicada la aeronave en el mejor lugar para poder realizar los trabajos de reparación, se procedió a anclar la aeronave a caballetes de seguridad utilizando las herramientas adecuadas y los materiales adecuados de acuerdo a lo que indica el Service Manual del Fabricante y en los puntos de anclaje correcto.

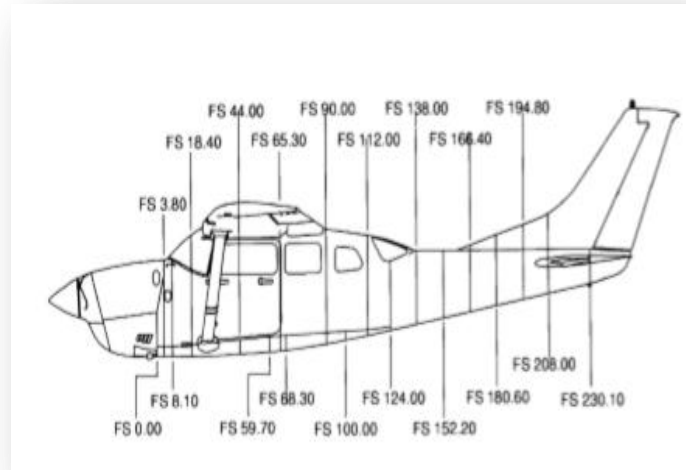


**Figura 47** Caballetes

### 3.6 Determinar el lugar para la rehabilitación

Para determinar el área en la cual va hacer reparada, se utilizará el Service Manual de la Aeronave para determinar las zonas adecuadas en donde se realizará el trabajo y además se utilizará el Illustrated Catalog Parts para verificar el número de parte de los componentes a cambiar.

En el Tailcone aproximadamente est. 170.00, se reemplaza las pieles izquierda y derecha por nuevas.



0

**Figura 48** Estaciones del Fuselaje

**Fuente:** Service Manual 206HMM19

### 3.7 Componentes del Tailcone

Una vez que se han determinado los materiales necesarios para la reparación del tailcone de acuerdo al Illustrated Catalog Parts, se procede a la reparación. **VER ANEXO C**

**Tabla 1**  
**Componentes del Tailcone**

<b>Denominación</b>	<b>Numero De Parte</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Observaciones</b>
<b>STRINGER</b>	6523541-59	2	NUEVAS
<b>STRINGER</b>	6523541-58	3	NUEVAS
<b>STRINGER</b>	1212416-9	3	NUEVAS
<b>STRINGER</b>	1212416-5	2	NUEVAS
<b>DOUBLER</b>	1212414-5	1	NUEVAS
<b>SKIN L/H</b>	1212400-21	1	NUEVAS
<b>SKIN R/H</b>	1212400-22	1	NUEVAS
<b>SKIN AFT</b>	1212400-6	1	NUEVAS

### **3.8 Rehabilitación**

Para la reparación del Tailcone se deberá optimizar los recursos, materiales y equipos, ayudando a la Empresa en la reducción de costos; adicional todos los componentes a cambiar se deben pedir al fabricante con el número de parte, ya que no se cuenta con los repuestos en stock.

Una vez reunida toda la información técnica y con todos los repuestos y componentes que se necesitan, con su número de parte e identificación correspondiente, se procederá con el trabajo de la reparación del Tailcone de la aeronave Cessna T206H.

### 3.9 Desmontaje de equipos y componentes del Tailcone

Para proceder a quitar las partes que sufrieron daños en el Tailcone, se procede a desmontar los equipos y componentes que se encuentran en la parte interior y exterior del fuselaje.

En la parte del Tailcone tenemos los siguientes componentes:

- Servos del piloto automático.
- Emergency Localizator Transmitter. E.L.T.
- Antena VHF.
- Antena DME.
- Antena de Transponder.



**Figura 49** Equipos del Tailcone

### 3.10 Remoción de la piel del Tailcone

Se procede a retirar la piel dañada del Tailcone, tanto del lado derecho como del izquierdo, se utiliza los procedimientos indicados en el STRUCTURAL REPAIR MANUAL, SERVICE MANUAL DE LA AERONAVE,

y también se utiliza el AC 43-13, que son Métodos Aceptables de Mantenimiento.

Se retira todos los remaches de la piel del Tailcone, se utilizó una broca de 1/8 y 3/32 para eliminar los remaches.



**Figura 50** Eliminación de Remaches

### **3.11 Remoción de los largueros del Tailcone**

Mediante una inspección Visual se verificó los componentes secundarios como largueros, larguerillos, cuadernas, costillas, para comprobar que no exista ningún daño.

Al interior del tailcone se pudo observar que dos largueros se encontraban fragmentados en varias partes por lo cual se decidió cambiar entre la est.138.00 a 210.00.

Los largueros se sitúan uniendo las cuadernas a lo largo del eje longitudinal del tailcone.

Los largueros impiden el doblaje en el fuselaje ya que éstas son sometidas a grandes tensiones y compresiones, aligerando de este modo el peso del conjunto.



**Figura 51** Remoción de Largueros

### **3.12 Restauración de la nueva piel del Tailcone**

Para la duplicación de la lámina se desdobla la lámina que está en mal estado con un martillo de goma, para que no tenga ralladuras teniendo en cuenta que hay que ser cuidadoso al momento de desdoblar en lugares cercanos a las perforaciones para los remaches, pues estos deben conservar el diámetro para que en la nueva lamina no se nos presente cualquier inconveniente.

Para la duplicación de la lámina alclad 2024 T3 se comienza por el recorte de los bordes de la misma, después se retira las limallas con una lima fina.

Al igual que el diseño original se procede a señalar y recortar las partes internas de la piel, teniendo mucha cautela en este paso pues las medidas

de la lámina nueva deben ser exactas para que en el momento de hacer los orificios de los remaches no haya ningún inconveniente.

Lo mismo sucede al momento de colocar los componentes que fueron retirados del Tailcone, sus orificios deben tener la misma medida que las base de la antena para poder asegurar con tornillos.

Todos estos procedimientos se los realizó de acuerdo al Manual del Fabricante y en las estaciones indicadas anteriormente.



**Figura 52** Preparación Corte de la nueva Piel del Tailcone



**Figura 53** Corte de la nueva Piel del Tailcone

### 3.13 Doblaje de las láminas

Para que la lámina obtenga una forma tubular se realizó el doblaje, con la máquina DOBLADORA, a la cual se le configuró los ángulos de la lámina, en concordancia con los métodos aceptables de mantenimiento, de esta manera no hay que ejercer mucha presión en la lámina al momento de doblar para que tenga el mismo aspecto que la piel original.

Para la duplicación de la lámina alclad 2024 T3 se comienza por el recorte de los bordes, después se retira las limallas con una lima fina.



**Figura 404** Doblaje de la lámina





**Figura 55** Doblaje de la lámina

En el proceso de la duplicación de las láminas, no se utilizaron fórmulas para la colocación de los remaches, debido a que se realizó una copia de las láminas originales sin alterar el diseño.

La estructura de la aeronave debe estar diseñada de tal manera que aceptará todas las tensiones impuestas por las cargas de vuelo y de tierra sin ninguna deformación permanente.

Toda reparación hecha debe aceptar las tensiones, llevarlas a través de la reparación y luego transferirlos nuevamente dentro de la estructura original.

Los cambios en las áreas de sección transversal de estructura de la aeronave que están sujetas a carga / tensiones, resultarán en la concentración de tensiones que puede inducir agrietamiento por fatiga y el fallo eventual.

Si la piel está muy dañada, la reparación debe hacerse mediante la sustitución de toda la superficie de la lámina, de una estructura o miembro.

La estructura y cada miembro se deben hacer exactamente lo mismo en lo que respecta al tamaño del remache y al espaciado que estaba de fábrica, por lo que no se altera el diseño.

Para este proceso se tuvo un respaldo del (AC43.13-1B) Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair CHAPTER 4. Metal structure, welding, and brazing, y en el SRM T206H fuselage damage classification. **ANEXO D**

### 3.14 Duplicado de las Láminas

Los orificios de los remaches son hechos dependiendo al diámetro del remache que una a la lámina con el larguero, para este procedimiento se marca los orificios según la lámina original, en este caso se utilizó brocas de 1/8 para remaches 5/32.

Los agujeros de los remaches son ligeramente más grandes que el diámetro del remache. Cuando se maneja, remaches sólidos se expanden para llenar el agujero. La resistencia de una unión remachada se basa en el diámetro expandido del remache.



**Figura 56** Duplicado de la lámina

Por lo tanto, es importante que el tamaño de taladro sea el adecuado a utilizar para cada diámetro de remache.

Para la perforación, la lámina se coloca en una superficie plana, con un fondo suave como una madera, con el taladro neumático conectado al compresor, procedemos a realizar las perforaciones poniéndole al taladro a 90 grados de la lámina y sin mover de la señal donde será colocado el remache.

Mientras se iban perforando las señales hechas se fueron colocando clecos para que la lámina original no se mueva y así poder señalar los orificios restantes a perforar.

### **3.15 Colocación de la nueva piel**

Para la reparación del tailcone se usó la información técnica correspondiente al Structural Repair Manual de la aeronave T206H, Service Manual y al AC4313-1B dentro de los parámetros escritos.

Para la colocación de la lámina del tailcone se utilizó remaches sólidos MS20470AD3-4, los cuales previo a su remachado se limpia con una lija fina 320 las rebabas que se encuentran en los agujeros donde se hallaran los remaches, este proceso de limpieza es ejecutado con el fin de que el remache no tenga dificultades al momento de ser ubicado en el agujero de la lámina.

Originalmente los remaches que se adquirieron tenían un vástago de  $\frac{1}{2}$  pulgada, por lo que se recortaron a  $\frac{3}{8}$  de pulgada para que tenga una sujeción exacta contra la piel de la aeronave, larguero y cuadernas.



**Figura 57** Preparación de los Remaches



**Figura 58** Colocación de la Piel nueva del Tailcone

### 3.16 Colocación de los largueros

Se adquirió los dos largueros con el número de parte (0523541-58) y (0523541-59) de acuerdo al Catálogo Ilustrado de partes, desde Cessna

Company que vino con su respectivo documento (Form 8130) **Anexo E**, tomando en cuenta que los largueros tienen diferente resistencia a la piel de la aeronave.

Los largueros también tienen orificios para remaches los cuales deben encajar con las cuadernas y la lámina de la aeronave.

En la colocación de los largueros es indispensable el cuidado de sus extremos para evitar el doblez de las mismas y a su vez la flexión que se puede generar al momento de la instalación, los largueros deben pasar por las seis cuadernas y por encima de los larguerillos de la piel de la aeronave.

Al momento de la colocación es necesario retirar los remaches que se encuentran en la estación FS 170.00 para poder introducir los largueros con facilidad, sin efectuar mucha presión a la piel y al larguero.



**Figura 59** Colocación de largueros.

### 3.17 Proceso de remachado

En el proceso del remachado primero se introduce el remache en la piel y el larguero, luego colocamos una buterola que tenga el mismo diámetro de la cabeza del remache, poniendo en la buterola un poco de

cinta para que no existan ralladuras o deformaciones en la cabeza del remache.

El compresor se ajusta a 120 psi para que la pistola neumática no genere mucha presión hacia la lámina.

Con un aguantador se cubre toda la base del remache de una forma firme y en un ángulo de 90 grados y sin movimientos, caso contrario la base quedará deforme y el remache no cumplirá su función.

Mientras una persona aguanta el remache el da la voz de aceptación para que la otra proceda a generar presión con la pistola neumática.



**Figura 60** Colocación del Aguantador

### **3.18 Proceso final del remachado**

Las tres láminas del tailcone son unidas con remaches de 5/32, los cuales tienen un espesor adecuado para la resistencia de tensiones que se producen en el vuelo.

En el momento que el remachado está finalizado, es obligatorio realizar una inspección visual de todos los remaches y en el caso de que

alguno de ellos tenga una anomalía, se procede a retirar el remache con mucha cautela para no dañar el diámetro del remache original.

Todo este proceso de rehabilitación tuvo un seguimiento por parte de una Organización de mantenimiento aprobado (OMA) para verificar que todo el proceso haya sido correcto de acuerdo a toda la información técnica pertinente y que tenga un buen acabado.



**Figura 61** Final del Remachado

### **3.19 Proceso del pintado**

A continuación para la parte del pintado se requiere de las protecciones adecuadas anticorrosivas a la estructura ya terminada.

Esta va desde una capa de Primer hasta la terminación de pintura sólida, que es el terminado como queda al final la estructura.

El Primer es un fondo mate con el que se pinta el avión (cuando el aluminio o sea el fuselaje esta sin pintura) y pues su función es darle mayor adherencia a la pintura y mayor durabilidad.



**Figura 62** Proceso del Pintado

### 3.20 Aplicación del Primer

Una vez prepara la superficie a pintar y una vez preparado el Primer para empezar con el pintado del tailcone, se le coloca a la aeronave en una área libre de polvo y de suciedad, para que en el proceso del pintado no tenga dificultad durante la aplicación del mismo.



**Figura 63** Aplicación de Primer



Luego de terminar con la primera capa se deja secar bajo sombra y se procede a dar una limpieza usando agua y jabón.

Es ineludible recordar que depende de la temperatura del ambiente para la buena adherencia y secado de la pintura.

Para terminar se prepara la pintura de acabado y se lo da por capas a la estructura ya fondeada, dejándola como protección contra malestares del medio ambiente y terminar con un acabado de visibilidad lujosa.

Hay que recordar que la pintura se aplica a un solo sentido para que cuando éste se seque no denote rayas o un mal acabado.

### 3.21 Aplicación de la pintura final



**Figura 64** Aplicación de la Pintura Final

Después de haber limpiado completamente el fondo aplicado Primer, se procede nuevamente a limpiar la superficie para aplicar la pintura Blanca, la misma que será la pintura final con la que el Tailcone quedará, después se realizará el diseño.

### 3.22 Codificación de máquinas y herramientas

Para la elaboración de los materiales, el montaje y ensamblaje de todos los elementos para la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, fue necesaria la utilización de máquinas y herramientas existentes. Por lo cual es necesario utilizar una codificación de las mismas, para que al momento de la realización de los diagramas de procesos saber que herramientas y máquinas se utilizó el momento de la construcción de cada uno de los componentes para la Rehabilitación del Tailcone.

**Tabla 2**

#### Codificación de Máquinas

Máquina	Características	Código
Remachadora Neumática	120 PSI	M1
Compresor	110/220 V	M2
Taladro	110/220 V	M3
Cortadora		M4
Dobladora		M5

**Tabla 3**

#### Codificación de Herramientas

Máquina	Código
Remaches	H1
Buterolas	H2
Cinzel	H3
Brocas	H4
Pintura	H5
Láminas	H6

Continúa

<b>Remachadora manual</b>	H7
<b>Flexómetro</b>	H8
<b>Limas</b>	H9
<b>Clecos</b>	H10

### 3.23 Diagrama de Procesos de restauración de nueva piel

**Cantidad:** 2 láminas del Tailcone Derecha e izquierda.

**Material:** Lámina de aluminio ALCLAD 2024T3

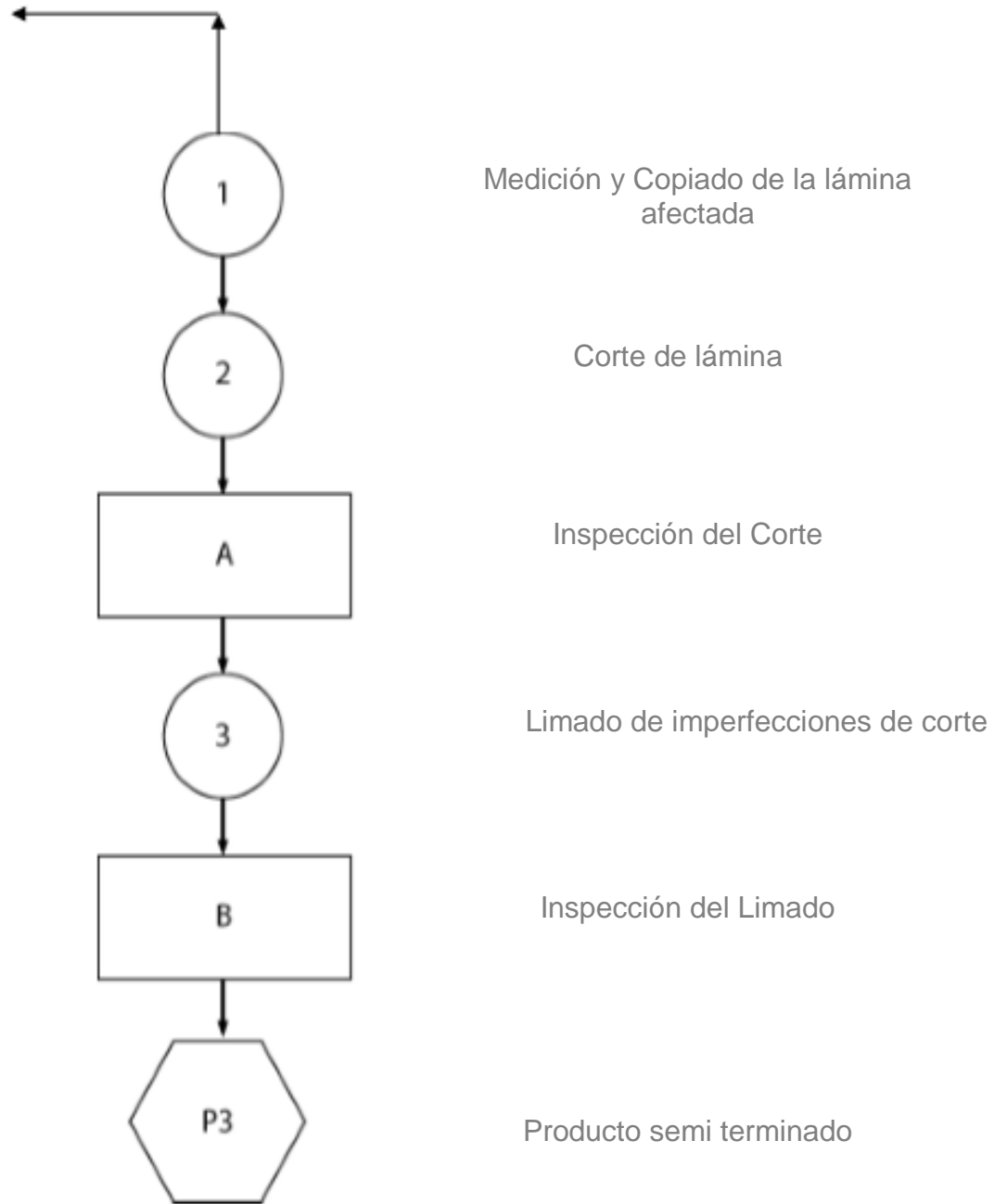


Tabla 4

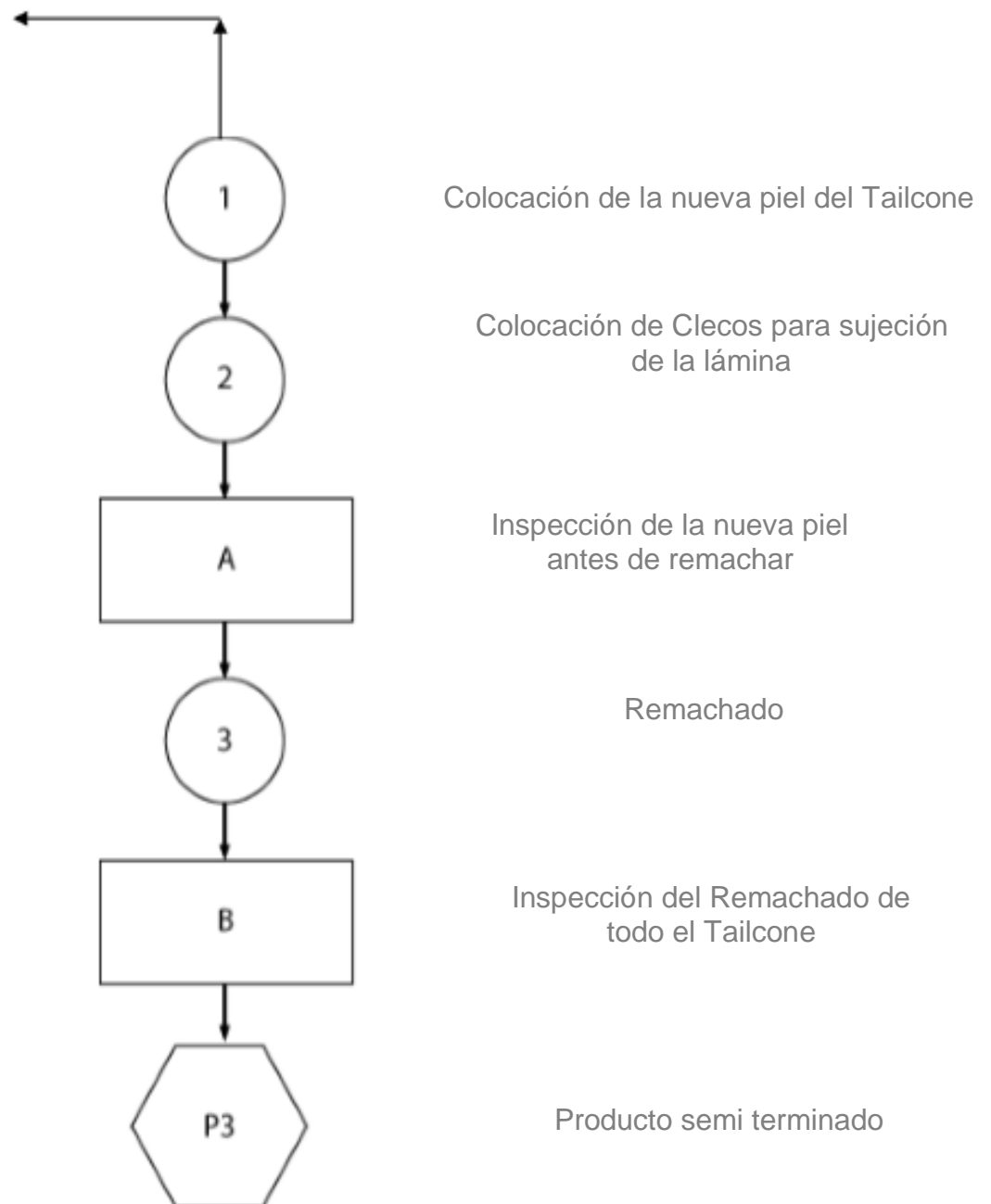
Tabla del Proceso de Restauración de la Nueva Piel

N.-	Proceso	Máquina - Herramienta			
		M	T	H	T
1	Medición y perforado	M3	90	H4	90
2	Corte	M4	60		
3	Limado de Imperfecciones de corte			H9	60

### 3.24 Diagrama de procesos de remachado

**Cantidad:** Remachado de 2 láminas del Tailcone Derecha e izquierda.

**Material:** Remaches



**Tabla 5**  
**Tabla del Proceso de Remachado**

N.-	Proceso	Máquina - Herramienta			
		M	T	H	T
1	Colocación de la Piel Nueva			H10	90
2	Remachado	M2	60	H1	90
3	Inspección Visual del Remachado		90		90

### 3.25 Diagrama de procesos de pintado

**Cantidad:** Tailcone.

**Material:** Kit de Pintura

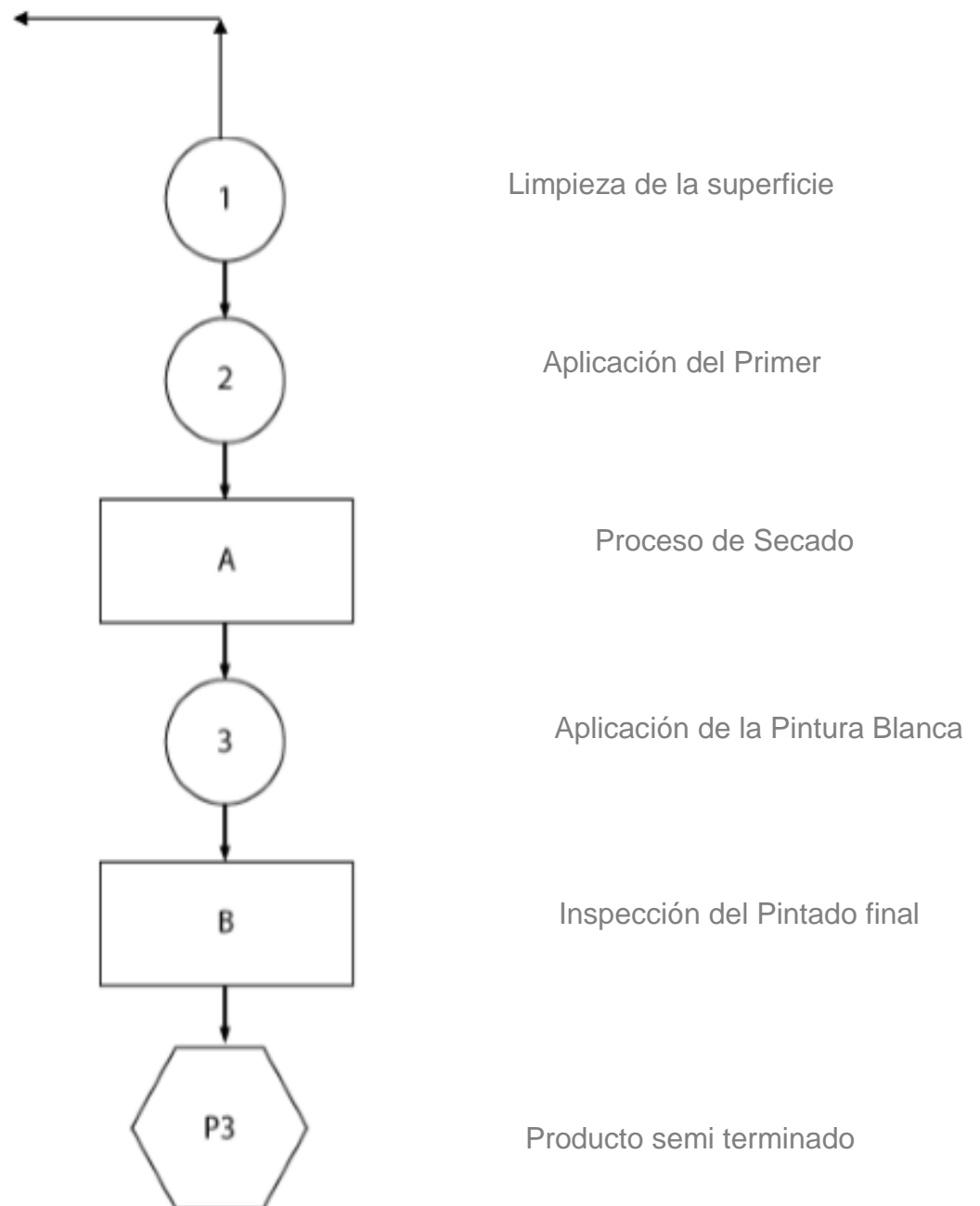




Tabla 6

Tabla del Proceso de Pintado

N.-	Proceso	Máquina - Herramienta			
		M	T	H	T
1	Aplicación del Primer	M2	90	H6	90
2	Aplicación de la Pintura Blanca	M2	60	H6	90
3	Inspección Visual del Pintado		90		90

### 3.26 Pruebas de funcionamiento

Después de haber terminado la Rehabilitación del Tailcone se procede a realizar las pruebas de funcionamiento en vuelo, para ello se enviará a la OMA, para que se revise nuevamente el trabajo realizado del Tailcone y se proceda a emitir la certificación del trabajo realizado.

### 3.27 Manuales de uso, mantenimiento y hojas de registro

#### 3.27.1 Descripción general

En el manual del fabricante se encuentran los pasos que se deberán seguir para el buen funcionamiento del Tailcone, empleando normas de seguridad y conservación.

Las normas para la inspección del Tailcone cada cierto límite de tiempo es determinado por el Fabricante de la Aeronave y determina los puntos más

importantes que se debe inspeccionar y de cómo conservarlos para alargar su vida útil.

### **3.27.2 Registro de datos técnicos**

La hoja de datos o registros, es un instrumento necesario e importante para llevar en forma ordenada y organizada las inspecciones que se realiza en el componente rehabilitado, ya que en ellas se registran los datos de todas las imperfecciones que acontecen o si se encontró alguna anomalía.

Estas hojas sirven de respaldo para las personas o Técnico que esté realizando el mantenimiento, ya que las mismas indican la actividad que se está llevando a cabo, indica también si se ha realizado alguna actividad de mantenimiento, reparación, etc.

Las hojas de registro incorporan datos específicos de cada una de las acciones tomadas en cuanto a mantenimiento, además de las prestaciones y los daños los cuales se han suscitado.

Estas hojas de registro son las cartillas de Mantenimiento emitidas por el Fabricante de la Aeronave, en la misma indica las zonas que se debe inspeccionar. Ejemplo **VER ANEXO F**

### **3.28 Análisis económico**

El estudio económico es un factor importante y necesario porque permite determinar el costo real de la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, una vez terminada la Rehabilitación del Tailcone se detalla con exactitud los recursos económicos empleados en materiales, máquinas, herramientas, equipos y mano de obra.

### 3.28.1 Estudio económico

Inicialmente se realizó un presupuesto general para la elaboración del proyecto que tenía como fin la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, que se encontraba en las instalaciones de la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A., con la participación de la Compañía quien a través de su Gerente, aportó económicamente con todo el material de apoyo requerido para lograr dicho proyecto.

A continuación se presenta el costo real del presupuesto que se aportó para la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, con las variaciones respectivas acorde a las propuestas actuales, que se detallará posteriormente.

**Tabla 7**

**Tabla del Presupuesto para la Rehabilitación del Tailcone**

N.-	Detalle	Valor Total en USD.
1	Costo de las Láminas, Largueros, Pintura y Ferretería.	15.000

**Nota:** Cabe recalcar que el presupuesto indicado en la tabla para alcanzar la Rehabilitación del Tailcone era un supuesto.

### 3.28.2 Análisis de costos

En la elaboración del proyecto se realizaron los siguientes gastos, siendo todos de importancia y ninguno menos relevante, tomando en cuenta

los siguientes factores que se consideraron en el siguiente orden en la Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H.

#### **Costos Primarios**

- Materiales
- Herramientas
- Mano de obra

#### **Costos Secundarios**

- Hospedaje
- Transporte
- Alimentación
- Asesoramiento externo
- Elaboración de textos

#### **3.28.2.1 Costos primarios**

**Tabla 8**

**Tabla de los Costos de Materiales**

<b>Nombre</b>	<b>Material</b>	<b>Cant</b>	<b>Unid.</b>	<b>Característica</b>	<b>V. Unit USD</b>	<b>V. Total USD</b>
<b>Lámina alclad</b>	Aluminio	3	M	Planchas de Aluminio	500	1500
<b>Largueros</b>	Aluminio	10	In	Por Pulgada	285	2850
<b>Remaches</b>	Aluminio	1000	In	De 1/8, 3/32.	250	2500
<b>TOTAL</b>					<b>25.000</b>	

### 3.28.2.2 Costos de herramientas

**Tabla 9**

**Tabla de los Costos de Herramientas**

<b>N.-</b>	<b>ITEM</b>	<b>Cant.</b>	<b>V. Uni Hrs. Hom USD</b>	<b>Horas USO</b>	<b>V. Unit USD</b>
1	Flexómetro	10	0.24	3hrs30 min	0.88
2	Brocas	10	2.50	3hrs30 min	8.25
3	Taladro	1	5	2 hrs	10.00
4	Compresor	1	5	2 hrs	10.00
5	Soplete	1	3	2hrs	6.00

### 3.28.2.3 Costos por mano de obra

**Tabla 10**

**Tabla de los Costos por Mano de Obra**

<b>N.-</b>	<b>ITEM</b>	<b>Cant.</b>	<b>V. Uni Hrs. Hom USD</b>	<b>Horas Empleadas</b>	<b>V. Total Hrs. Hombre USD</b>
1	Copiado de Laminas	2	60	3	180.00
2	Perforación de los agujeros	700	1.00	3	700.00

Continúa

<b>TOTAL</b>	880.00
--------------	--------

### 3.28.2.4 Costos total gastos primarios

Tabla 11

Tabla total de gastos secundarios

N.-	Detalle	Valor en USD
1	Costo Materiales	25.000
2	Costo de Herramientas y Equipos	246.00
3	Costo por Mano de Obra	880.00
<b>TOTAL</b>		<b>26.126.00</b>

### 3.28.3 Costo total del proyecto

**Tabla 12**

**Tabla del Costo Total del Proyecto**

<b>N.-</b>	<b>Detalle</b>	<b>Valor en USD</b>
<b>1</b>	Gastos Primarios	26.126.00
<b>2</b>	Hospedaje	2100.00
	<b>TOTAL</b>	<b>28226.00</b>

## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 Conclusiones

Al finalizar el presente proyecto de grado, con todos los datos que se obtuvieron durante la evaluación de la rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H, de los objetivos e hipótesis planteadas en este trabajo se puede concluir lo siguiente:

- La información técnica recopilada permitió comprender el diseño, estructura y componentes, para restaurar la nueva piel del Tailcone a la aeronave para su correcto funcionamiento, se utilizó el Service Manual Cessna 206HMM revisión 19 ATA 53 FUSELAJE, Estructural Repair Manual, Illustrated Catalog Parts 206HPC Revision 22 ATA 53, Métodos Aceptables de Mantenimiento AC43.13-1B/2B Cap. 4 Sect 4.

- La Rehabilitación del Tailcone de la Aeronave Cessna T206H; en base a los resultados obtenidos se encuentra en condiciones seguras de operación, todos los materiales y componentes utilizados se obtuvo de acuerdo al número de parte sugerido del Illustrated Catalog Parts de la aeronave, todo el trabajo realizado se encuentra aceptable en partes nuevas, fabricadas con aluminio 2024T3 ALCLAD y cumple favorablemente las expectativas del presente proyecto, toda la información aplicada se obtuvo de los Manuales de la Aeronave y Prácticas de Mantenimiento Aceptables.



- La Restauración de la nueva piel del Tailcone exigió algunos requerimientos técnicos en cuanto al uso y seguridad al momento de ser colocadas en la aeronave, para lo cual fue necesario observar detenidamente los parámetros que establecen los manuales técnicos del fabricante de la aeronave, todos los trabajos realizados fueron bajo la Supervisión de la OMA (Organización de Mantenimiento Aprobado).

#### **4.2 Recomendaciones**

- Para el buen uso y mantenimiento de la aeronave se tomará en cuenta las normas de seguridad que ésta presenta y las indicaciones que indica el Service Manual de la aeronave, acerca de los lugares que se deben inspeccionar las cuales se encuentran claramente explicadas en sus cartillas de mantenimiento.

- Cuando se realice alguna reparación se debe colocar los mismos componentes de la aeronave de acuerdo a su IPC, para que no se altere ninguno de estos componentes y no se modifique o se altere la estructura y no causar una menor resistencia o una mayor tensión en al diseño original.

- El mantenimiento del tailcone del avión Cessna TH-206 debe ser supervisado por personal con licencia certificada y más aún cuando se trate de este tipo de reparaciones y consecuentemente mantener siempre las aeronaves bajo la supervisión de la OMA.

## GLOSARIO

### A

**Aerodinámico:** dicho de un cuerpo móvil: Que tiene forma adecuada para disminuir la resistencia del aire.

**Aerodino:** Toda aeronave que, principalmente, se sostiene en el aire en virtud de fuerzas aerodinámicas.

**Aeronave:** Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

**Análisis:** distinción y separación de las partes de un todo hasta llegar a conocer sus principios o elementos.

**Antecedente:** acción, dicho o circunstancia que sirve para comprender o valorar hechos posteriores.

**ATA:** asociación de Transporte Aéreo - El listado ATA 100 es una forma de organizar las distintas partes, reparaciones o tipos de sistemas que tiene cualquier avión.

**Avión (aeroplano):** Aerodino propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

**Aviación Menor:** Nombre que se da para aeronaves pequeñas como son avionetas, helicópteros.

### B

**Bibliográfico:** perteneciente o relativo a la bibliografía.

**Bibliografía:** descripción, conocimiento de libros, de sus ediciones, etc.

**C**

**Carga:** peso sostenido por una estructura.

**Carenaje:** es una cubierta estructural de las aeronaves cuya principal función, es reducir la resistencia que ofrece el desplazamiento a través del aire y se encuentra ubicada en zonas de la aeronave donde potencialmente se pueda producir mayor resistencia que en otras.

Estas estructuras, se presentan generalmente como cubiertas ligeras que además de reducir la resistencia al avance, también proveen protección a aquellos componentes que cubren.

**Cimentación:** se denomina cimentación al conjunto de elementos estructurales.

**Coefficiente:** expresión del grado o intensidad de una propiedad o característica.

**D**

**Docente:** persona encargada de impartir sus conocimientos.

**Degradable:** compuesto químico que se descompone por medio de un determinado agente.

**Densidad:** Relación entre la masa y el volumen de una sustancia o cuerpo.

**E**

**Emulsión:** Líquido que tiene en suspensión pequeñísimas partículas de sustancias insolubles.

**Embalaje:** es todo aquello que acompaña y protege al producto intrínseco desde el momento de la producción hasta el momento del consumo

**Ensamblar:** Unir, acoplar dos o más piezas, especialmente de madera, haciendo encajar la parte saliente de una en la entrante de la otra.

**Estructura:** Conjunto de relaciones que mantienen entre sí las partes de un todo.

**F**

**FAA:** Federal Aviation Administration, entidad gubernamental responsable de la regulación de todos los aspectos de la aviación civil en los Estados Unidos.

**Factibilidad:** cualidad o condición de factible.

**Fricción:** La fuerza entre dos superficies en contacto, a aquella que se opone al movimiento relativo entre ambas superficies de contacto (fuerza de fricción dinámica) o a la fuerza que se opone al inicio del deslizamiento (fuerza de fricción estática).

**Fuerza:** Capacidad física para realizar un trabajo o un movimiento.

**Fuselaje:** cuerpo del avión donde van los pasajeros y las mercancías.

## G

**Ground:** Referente a la tierra o a que un avión está en tierra.

## H

**Hangar:** cobertizo grande, generalmente abierto, para guarecer aparatos de aviación o dirigibles.

**Habilidades.-** Existen diferentes definiciones que intentan englobar el concepto de habilidad. Es el grado de competencia de un sujeto concreto frente a un objetivo.

**Habilitación:** Autorización inscrita en una licencia o asociada con ella, y de la cual forma parte, en la que se especifican condiciones especiales, atribuciones o restricciones referentes a dicha licencia.

## I

**Implementación:** Poner en funcionamiento, aplicar los métodos y medidas necesarios para llevar algo a cabo.

## L

**Larguerillos:** son pequeñas vigas (más pequeñas que los largueros) que se sitúan entre costillas para evitar el pandeo local del revestimiento

**O**

**Operatividad:** capacidad para realizar una función.

**Óptimo:** sumamente bueno, que no puede ser mejor.

**P**

**Pandeo:** es un fenómeno de inestabilidad elástica que puede darse en elementos comprimidos esbeltos, y que se manifiesta por la aparición de desplazamientos importantes transversales a la dirección principal de compresión.

**Presurizada:** Mantener la presión atmosférica de un recinto a niveles normales para los humanos, independientemente de la presión exterior.

**Pilar:** Elemento vertical de soporte, más alto que ancho, que sirve para aguantar una estructura arquitectónica.

**R**

**Rendimiento:** proporción entre el producto o el resultado obtenido y los medios utilizados.

**Revestimiento:** es la parte externa del ala, cuya misión es resistir esfuerzos cortantes y aislar el combustible del medio ambiente. Es lo que vemos como "la piel del ala".

**S**

**Semimonocoque:** una estructura del fuselaje en la que los miembros longitudinales (largueros), así como anillos o marcos que van circunferencial alrededor del fuselaje refuerzan la piel y ayudan a llevar el esfuerzo. También conocido como fuselaje rígido con cáscara.

**Sustentación:** es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente.

**V**

**Vértice:** punto en que concurren los dos lados de un ángulo.

**Vértigo:** trastorno del sentido del equilibrio caracterizado por una sensación de movimiento rotatorio del cuerpo o de los objetos que lo rodean.

## **ABREVIATURAS**

**FAA:** Federación de administración de la aviación.

**OACI:** Organización de Aviación Civil Internacional.

**EPP:** Equipo de protección personal

**IPC:** (Catálogo Ilustrado de Partes)

**SRM:** (Manual de Reparación Estructural)

**MM206:** (Manual de Mantenimiento del Cessna 206).

**OMA:** Organización de Mantenimiento Aprobado

**DGAC:** Dirección General de Aviación Civil.

**ATA:** Air Traffic Association (Asociación de Tráfico Aéreo)

**TBO:** Time Between Overhaul (tiempo entre revisiones)

## REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS

- 4, H. A. (2013). Handbook Aircraft Chapter 4.
- (2014). Airframe.
- Airframe, H. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook Airframe, Volumen 1*. Estados Unidos: Federal Aviation Administration.
- Airframe, H. (2012). *Handbook Airframe*.
- Barros., P. y. (28 de julio de 2008.). Historia de los Inventos - La Aeronáutica.
- FAA. (2013). Regulations.
- Jara, P. (23 de agosto de 2008.). Materiales Aeronáuticos.
- La-Fabrica-de-aviones. (2010). <http://www.taringa.net/post/info/18160441/La-Fabrica-de-aviones-que-no-fabrica-nada.html>.
- mimecanicapopular. (2011). [www.mimecanicapopular](http://www.mimecanicapopular).
- Systems, W. (2012). *Warrior Systems*. Obtenido de [www.Warrior Systems.com](http://www.WarriorSystems.com)
- Systems, W. (2012). *Warrior Systems.com*.
- todoaviones. (2010). *todoaviones*. Obtenido de [www.todoaviones.ar.com](http://www.todoaviones.ar.com)
- todoaviones. (2010). [www.todoaviones.ar.com](http://www.todoaviones.ar.com).
- use-enco. (2009). <http://www.use-enco.com/>.
- V.C. (2013). [http://www.vc.ehu.es/Dtecnico/tema14\\_01.htm](http://www.vc.ehu.es/Dtecnico/tema14_01.htm).
- weebly. (2011). [clasificaciondeavionesymatricula.weebly.com/](http://clasificaciondeavionesymatricula.weebly.com/).
- FAA. (2014) AC. 4313-1B/2B ACCEPTABLE Methods, Techniques, and Practices-Aircraft Inspection and Repair.
- Parts Catalog P/N 206 HPC rev.22
- Cessna Structural Repair Manual P/N SRM rev.05
- Aeroinvestigaciones. (Mayo de 2013). Obtenido de <http://aeroinvestigaciones.blogspot.com/2013/05/tipos-d-estructuras-aeronauticas-y.html>

# ANEXOS