



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**  
**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

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

**TEMA:** “REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125–400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”

**AUTOR:** HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR

**DIRECTOR:** TLGO. GRANDA EDISON

**LATACUNGA**

**2019**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**  
**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN**  
**MOTORES**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo de titulación, **“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR** para que lo sustente públicamente.

**Latacunga, Agosto del 2019**

---

Tlgo. EDISON GRANDA

**DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
MOTORES**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR** con cédula de identidad N° 172243713-2 declaro que este trabajo de titulación **“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

**Latacunga, Agosto del 2019**

---

HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR

CC: 172243713-2



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
MOTORES**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, **HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

**Latacunga, Agosto del 2019**

---

HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR

CC: 172243713-2

## DEDICATORIA

Quiero dedicar este trabajo de titulación a mi confidente y amigo fiel en todas las circunstancias que es Dios, a lo más maravilloso y bendecido que él me ha podido otorgar que son mis Papitos, lo más hermoso que puede existir.

A mi mamita Silvia quien con sus enseñanzas, valores, amor y con un tu todo lo puedes me ha enseñado a levantarme del suelo para alcanzar mis objetivos.

A mi papito César que con su trabajo y sacrificio lejos de casa ha sabido pulir mi carácter para tomar las mejores decisiones, quien es mi mentor y ha hecho posible este logro en mi vida, quien junto con mi madre velan por mi bienestar.

A mis hermanos Magaly y Julio, que con sus consejos y alientos me han ayudado a seguir adelante y conseguir mi meta.

A mi abuelita Aida y tía abuela Juanita que con sus abrazos y consejos siempre llenos de calor y sabiduría ponen en mi camino para seguir escalando y alcanzando mis sueños.

A mi mejor amigo que ya no me acompaña, por enseñarme a ser inquebrantable y ver lo bello que es la vida aun cuando todo iba mal y lleno de problemas, a mi mejor amiga por darme su amistad sincera y alentarme en todo momento, a no desfallecer y aguantar el dolor pasajero para seguirle metiéndole ganas en el estudio.

En fin a mis tíos, familiares y amigos que compartieron sus buenos deseos, por extender su mano y amistad para compartir momentos buenos e inolvidables, quienes han puesto su pequeño granito se los dedico.

**HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR**

## **AGRADECIMIENTO**

Aprendí que de las malas rachas nacen las buenas etapas y así poder alcanzar el éxito siempre con la bendición y guía de Dios. Quiero agradecerle a Dios por todo lo bueno y lo malo que pone en mi camino diario para aprender a crecer como persona y como profesional.

Quiero agradecerles especialmente a mis padres quienes no solamente me enseñaron a poner los huevos en el sartén sino también en la vida, por el apoyo incondicional de criarme y educarme, enseñarme valores, hacerme respetuoso y responsable, guiarme por el mejor camino y ser una persona fructífera en la sociedad. A mis hermanos por ser mis defensores y amigos en los buenos y malos momentos, con quienes comparto cientos de recuerdos que son difíciles de olvidar. Por el aliento que me brindan y sus buenos deseos, para ser ejemplo a mis sobrinos.

A mis tíos por sus buenos deseos y a mis profesores que durante mi ciclo universitario, impartieron sus mejores conocimientos en clase día con día. Compartiendo sus anécdotas que me servirían de guía para realizar las prácticas pre profesionales.

**HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN .....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA .....	v
AGRADECIMIENTO .....	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	x
RESUMEN.....	xii
ABSTRACT.....	xiii
CAPÍTULO I.....	1
EL TEMA .....	1
1.1. Antecedentes .....	1
1.2. Planteamiento del problema .....	2
1.3. Justificación e Importancia.....	<b>¡Error! Marcador no definido.</b>
1.4. Objetivos .....	3
1.4.1. Objetivo General .....	3
1.4.2. Objetivos Específicos.....	4
1.5. Alcance .....	4
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEÓRICO .....	5
2.1. Historia del Avión Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD 5	
2.2. Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125.....	6
2.2.1. Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400.....	6
2.3. Historia y evolución del material en las estructuras aeronáuticas.....	7
2.3.1. Descripción de las estructuras Aeronáuticas .....	10
2.3.2. Tipos de Fuselaje.....	11
2.3.3. Estabilizadores.....	13
2.3.4. Principales tensiones estructurales.....	13

2.4.	Tipos de recubrimientos o pieles .....	17
2.4.1	Materiales de empleo aeronáutico. ....	18
2.5	Materiales de matriz.....	22
2.6	Productos pre-impregnados.....	23
2.6.1	Material de fibra seca.....	24
2.6.2	Pegar adhesivos .....	25
2.7.	Inspección.....	25
2.8.	Definición de mantenimiento.....	26
2.9.	Definición de reparación estructural.....	27
2.9.1.	Manual de reparación estructural (SRM) .....	27
2.10.	Etapas de curado de resinas .....	27
2.11.	Reparaciones de papel aluminio.....	28
2.11.1.	Daños en un área mayor a 100 in <sup>2</sup> . (0.0645 m <sup>2</sup> ) de aluminio.....	29
2.11.2	Reparación de un área (Bordes de Honeycomb).....	29
2.12	Curado de la reparación y aplicación de presión .....	31
2.12.1	Procedimiento de curado acelerado .....	31
2.12.2	Aplicación de presión durante el curado .....	32
2.13	Procesamiento inadecuado de curación .....	33
2.14	Hot Bonder Composite Repair .....	34
CAPÍTULO III .....		35
DESARROLLO DEL PROYECTO .....		35
3.1	Introducción .....	35
3.2	Identificación de daños. ....	39
3.3	Desmontaje de la parte .....	41
3.4	Preparado de la parte. ....	44
3.5	Preparación de los materiales.....	45
3.6	Reparación Curado acelerado. ....	47
3.7	Análisis de conformidad .....	53
3.8	Acabados y montaje .....	54



CAPÍTULO IV.....	57
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	57
2.1 Conclusiones.....	58
2.2 Recomendaciones .....	58
GLOSARIO .....	58
ABREVIATURAS.....	58
BIBLIOGRAFÍA.....	59
ANEXO.....	60

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS125 .....	6
Figura 2 Dimensiones del Avión Hawker Siddeley HS 125.....	7
Figura 3 Réplica voladora de un planeador de 1853 .....	9
Figura 4 Categorías de aeronaves.....	10
Figura 5 Elemento de la estructura reticular .....	12
Figura. 6 Estructura de tipo monocasco .....	12
Figura 7 Estructura de tipo semimonocasco .....	13
Figura 8 Fuerza tensión .....	14
Figura 9 Fuerza tensión .....	15
Figura. 10 Fuerza Torsión.....	15
Figura. 11 Fuerza Cizalla.....	16
Figura. 12 Fuerza Flexión .....	17
Figura 13 Partes del empenaje.....	17
Figura 14 Materiales de empleo aeronáutico .....	19
Figura 15 Pernos y tornillos son de acero.....	19
Figura 16 Distribución de los materiales de construcción aeronáutica. ....	21
Figura 17 Construcción tipo sándwich .....	22
Figura 18 Materiales de empleo aeronáutico .....	22
Figura 19 Materiales prepreg de cinta y tela .....	24
Figura 20 Materiales de tela seca .....	25
Figura 21 Adhesivo de pasta de dos partes.....	25
Figura 22 Etapas de curado en resinas .....	28
Figura 23 Panel de laminado antes de la reparación.....	29
Figura 24 Reparación del Honeycomb con tres capas de piel.....	30
Figura 25 Diagrama tiempo vs temperatura en el proceso de curado acelerado controlado con Hot Bonder Composite .....	33
Figura 26 Carenado Lateral .....	36
Figura 27 AMM de la aeronave Raytheon .....	37

Figura 28 SRM de la aeronave Raytheon.....	37
Figura 29 Flujo grama de actividades.....	38
Figura 30 Carenado entre el estabilizador vertical y horizontal .....	39
Figura 31 Identificación de daño.....	40
Figura 32 Uso de herramienta adecuada.....	41
Figura 33 Desmontaje de parte.....	41
Figura 34 Limpieza del área desinstalada .....	42
Figura 35 Adherencia con cinta de aluminio al área .....	42
Figura 36 Identificación de parte desmontada .....	43
Figura 37 Identificación de discontinuidad en carenado .....	43
Figura 38 Extracción de anillo distanciado.....	44
Figura 39 Limpieza de parte .....	44
Figura 40 Lijado de parte .....	45
Figura 41 Preparación de materiales.....	46
Figura 42 Fibras y resinas .....	47
Figura 43 Equipo Hot Bonder.....	47
Figura. 44 Marcar área de reparación.....	48
Figura 45 Mezcla de resinas.....	48
Figura 46 Adherir resinas y fibras. ....	49
Figura 47 Marcación de parte .....	50
Figura 48 Preparado zona de curado .....	51
Figura. 49 Preparación para generar el vacío.....	52
Figura 50 Conexión al equipo para curado .....	52
Figura. 51 Efectuar el curado.....	53
Figura. 52 Poner en marcha el equipo.....	53
Figura. 53 Lijado de la parte sobrante de curado en el carenado .....	55
Figura 54 Cambio de cobertor del carenado.....	55
Figura. 55 Preparación de pintura.....	56
Figura. 56 Pintado con Primer .....	56
Figura. 57 Acabado de la parte.....	57

## RESUMEN

En el presente proyecto de graduación se describen conceptos básicos sobre los materiales de empleo aeronáutico como los **MATERIALES COMPUESTOS**, que hoy en la actualidad ha sido de gran importancia en la industria espacial para mejores manejos en la construcción en la flota de aeronaves, con el objetivo de garantizar la aeronavegabilidad de las partes, componentes y estructuras a los que se les aplicó materiales compuestos, por ello es de suma importancia realizar las respectivas operaciones de **MANTENIMIENTO** y reparación descritas en cada manual de aeronave. Al iniciar el presente proyecto se describe el tema de graduación, seguido por los objetivos y detalle de la obtención de los resultados del mismo. El marco teórico está encaminado a la historia y evolución de los materiales empleados en la construcción de un aeroplano, tipos de estructuras, tipos de materiales utilizados en la aeronáutica, en el desarrollo del tema se tomó en cuenta los materiales compuestos más usados en el campo de la aviación, se consideró realizar la práctica por el método de curado acelerado en el estabilizador horizontal de la aeronave **HAWKER SIDDELEY 125-400** perteneciente a UGT-ESPE, con la ayuda del equipo **HOT BONDER**, que para ello se debe regir a los procedimientos de mantenimiento curativo, en el **MANUAL DE REPARACIONES ESTRUCTURALES (SRM)** que proporcionan información y directrices sobre reparaciones específicas en forma general, con el fin de que los docentes y estudiantes aumenten sus capacidades de enseñanza y aprendizaje sobre el manejo de materiales compuestos y el uso del equipo.

### PALABRAS CLAVE

- MATERIALES COMPUESTOS
- HAWKER SIDDELEY 125-400
- HOT BONDER
- MANUAL DE REPARACIONES ESTRUCTURALES (SRM)

## ABSTRACT

The present research describes basic concepts about aeronautical use materials such as **COMPOSITE MATERIALS**, which today has been of great importance in the space industry for better handling in the construction of aircraft fleet, with the aim of ensuring the airworthiness of the parts, components and structures to which composite materials were applied, so it is of high importance to perform the respective operations of **MAINTENANCE** and repair described in each aircraft manual. At the beginning of this research, the graduation theme is described, followed by the objectives and details of how to obtain the results of the project. The theoretical framework is directed to the history and evolution of the materials used in the construction of an aeroplane, types of structures, types of materials used in aeronautics, in the development of the topic was taken into account the composite materials most used in the field of aviation, it was considered to carry out the practice by the accelerated curing method on the horizontal stabilizer of the HAWKER SIDDELEY 125-400 aircraft belonging to UGT-ESPE, with the help of the HOT BONDER team, which for this must be governed by the curative maintenance procedures, in the STRUCTURAL REPAIRS MANUAL (SRM) which provides information and guidelines on specific repairs in general, in order for teachers and students to increase their teaching and learning skills in the handling of composite materials and the use of equipment.

### KEY WORDS:

- COMPOSITE MATERIALS
- HAWKER SIDDELEY 125-400
- HOT BONDER
- STRUCTURAL REPAIR MANUAL (SRM)

**CHECKED BY:**

**LCDA. MARÍA ELISA COQUE**



## CAPÍTULO I

### EL TEMA

“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”

#### 1.1. Antecedentes

El 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías-UGT, consolidando así la integración del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico-ITSA a la Universidad de las fuerzas armadas

Cabe mencionar que el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico-ITSA, una Institución de Educación Superior, fue creada el 08 de Noviembre de 1999 y reconocido por el CONESUP el 22 de Septiembre del año 2000, y certificada por la RDAC 147 (CIAC), desde aquel momento el Instituto brindó sus servicios educativos superiores a la juventud del país con carreras innovadoras únicas, ofreciendo nuevos campos laborales en la industria aeronáutica y en la industria en general.

La Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y Aeronaves escuela los cual son adecuados para realizar tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación de componentes, permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan adquirir mayores conocimientos mediante la práctica en

conjunto con la teoría, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad.

En vista de las necesidades que poseen los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica en realizar tareas como es en realizar trabajos en equipos hidráulicos, neumáticos y electrónicos ayuden al mantenimiento y reparación de partes estructurales de las aeronaves, para garantizar la fiabilidad de las partes a restaurar el desempeño de cada trabajo, y así evitar daños en la estructura de la aeronave por condiciones climáticas, se ofreció la posibilidad de efectuar reparaciones en materiales compuestos, para realizar el trabajo de titulación, mediante la implementación de un escáner digital (Hot Bonder), para la aeronave Hawker Siddeley que facilite el mantenimiento de componentes de esta.

## **1.2. Planteamiento del problema**

La institución posee aeronaves escuela, que gracias a las autoridades de carrera se ha logrado un mejor desarrollo de aprendizaje y educación, lo cual conlleva a obtener mejores profesionales, para la sociedad, esto ayudará a ver el entorno en el que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica se desenvolverán para apreciar las pequeñas cosas que se podrían implementar dentro del plantel.

Razón para que exista mejoras en la seguridad y la accesibilidad en distintos ambientes que todos y cada uno de los estudiantes podrán desenvolverse, ya que entre más real sea la estadía en la institución, más apto estará el estudiante para llenar un puesto de trabajo eliminando desavenencias dentro del mismo.

Mediante el seguimiento de elementos complementarios en el instituto, se observó la necesidad de implementar una herramienta de soporte como es un escáner digital (Hot Bonder), mismo que servirá para realizar tratamientos



térmicos, que sea utilizado como implemento de facilitar el trabajo, el cual ayudará a los mecánicos aeronáuticos a un mejor desempeño y desenvolvimiento en la manipulación de componentes que poseen las aeronaves y de esta manera aumentar los conocimientos sobre la nueva tecnología la cual va aumentando en Aviación día con día.

### **1.3. Justificación e importancia**

Tomando en cuenta que la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE certificada por la RDAC 147 (CIAC), es considerado uno de los mejores centros de aprendizaje, de aviación a nivel nacional, siendo esta la cuna de todos los tecnólogos aeronáuticos es factible implementar un escáner digital (Hot Bonder), equipo donde se utilizará para controlar las fuentes de calor localizadas, para una amplia variedad de aplicaciones de fabricación y reparación que requieren el curado de pre impregnados, resinas, o adhesivos. Este equipo es compatible con el procesamiento para reparaciones remotas y aplicaciones de curado secundario en el entorno de fabricación, lo que influirá para las destrezas en prácticas pre-profesionales dentro del plantel.

El desarrollo del actual proyecto favorecerá, de tal forma que la tecnología avanza en la Aviación e Institución por un bien en común, así brindará una mejor ayuda y enseñanza, tanto en forma teórica como práctica ya que les permite tener un conocimiento más claro y preciso mediante la visualización y manejo de equipos referente al campo aeronáutico y que será de uso único y exclusivo por los estudiantes que serán los mayores beneficiados con el conocimiento que los docentes impartirán y de esta manera mejorar profesionales que entrega la Unidad al País y a la sociedad.

### **1.4. Objetivos**

#### **1.4.1. Objetivo general**

Reparar el estabilizador horizontal de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD, mediante el método de curado acelerado (SRM 51-50-31), para la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

#### **1.4.2. Objetivos específicos**

- Recopilar información de la tarea de mantenimiento (SRM 51-50-31), con las normas de seguridad para evitar percances y así salvaguardar la integridad humana y del equipo a implementarse.
- Implementar un escáner digital (Hot Bonder), para la reparación y el mantenimiento en partes estructurales de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Reparar el estabilizador horizontal de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400 con el proceso de curado acelerado.

#### **1.5. Alcance**

El proyecto tiene como meta reparar y mantener la integridad de componentes y partes de la aeronave controlando la aplicación de calor, el vacío y el tiempo necesario para curar resinas compuestas y adhesivos extremadamente sensibles, mediante la implementación de un escáner digital (Hot Bonder), este equipo brindará una manera más factible y segura que permita al docente el manejo de equipos electrónicos, hidráulicos y neumáticos que posee la aeronave, para uso de instrucción y trabajos prácticos enfocados en la enseñanza y aprendizaje de los estudiantes, de esta manera mejorar el desenvolvimiento académico y desarrollo de la Universidad de las Fuerzas Armadas UGT-ESPE.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1. Historia del avión Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD**

El avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula mexicana XB-ILD fue propiedad del señor César Fernández quien era gobernador de Manabí y sospechoso de narcotráfico. La FAE realizó trámites legales y verificaciones técnicas de la aeronave para poder utilizarla en misiones logísticas con autoridades civiles y militares, como ambulancia en casos de emergencias, durante este trámite el avión pasó a tener la matrícula ecuatoriana FAE-050. A pesar de los trámites no se pudo recuperar legalmente la aeronave.

El avión regresó a propiedad del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público INMOBILIAR de la República del Ecuador y luego fue trasladado al Aeropuerto "Cotopaxi" específicamente al hangar de la DIAF (Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana). Quienes trasladaron a la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE N°11. Y con trámites respectivos, la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE consiguió que la empresa INMOBILIAR donará la aeronave a la UGT - ESPE para que sea utilizada como avión escuela para la institución. (EL UNIVERSO, 2004)



**Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS125**

Fuente: (EL UNIVERSO, 2004)

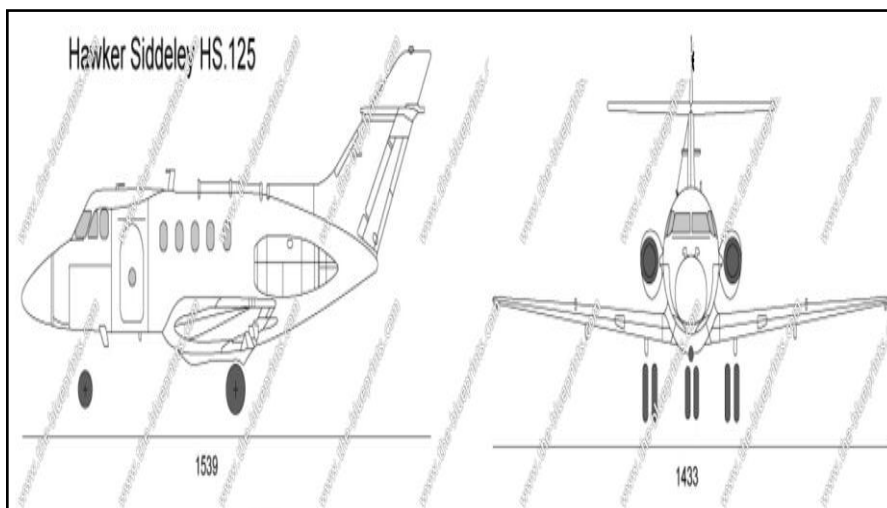
## **2.2. Información general del avión Jet Hawker Siddeley HS-125**

El British Aerospace BAe 125 es un reactor ejecutivo bimotor de mediano tamaño, con nuevas variantes ahora comercializadas como el Hawker 800. Fue conocido como el Hawker Siddeley HS.125 hasta 1977. Es también utilizado por la RAF británica como entrenador de navegación como el Hawker Siddeley Dominie T1, y por la USAF como avión de calibración como el C-29. (Göde, 2016)

### **2.2.1. Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400**

- **Fabricante:** Hawker Siddeley
- **Modelo:** HS.125 Series 400A
- **Año de construcción:** 1969
- **Número de construcción:** 25190
- **Tipo de aeronave:** Multi-motor de ala fija
- **Número de motores:** 2
- **Tipo de motor:** Turborreactor
- **Fabricante y modelo de motor:** Rolls Royce Viper 522 de 14,9 kN (3360 lb)
- **Rendimiento:** Velocidad de crucero a larga distancia 724 km / h (390 kt), velocidad inicial de subida 4800 ft / min, rango con carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas 2835 km (990 nm).

- **Peso:** Funcionamiento típico en vacío 5557 kg (12,260 lb), despegue máximo 10,569 kg (23,300 lb).
- **Dimensiones:** Envergadura 14.32 m (47 ft), longitud 14.42 m (47 ft 5 in), altura 5.26 m (17 ft 3 in). Área del ala 32.8 m<sup>2</sup> (353 ft<sup>2</sup>).
- **Capacidad:** Tripulación de vuelo de 2 personas. Varias configuraciones interiores opcionales se ofrecen según la preferencia del cliente. Asientos máximos para cabina principal para 12 personas.



**Figura 2 Dimensiones del Avión Hawker Siddeley HS 125**  
Fuente: (Saranga D. , 2016)

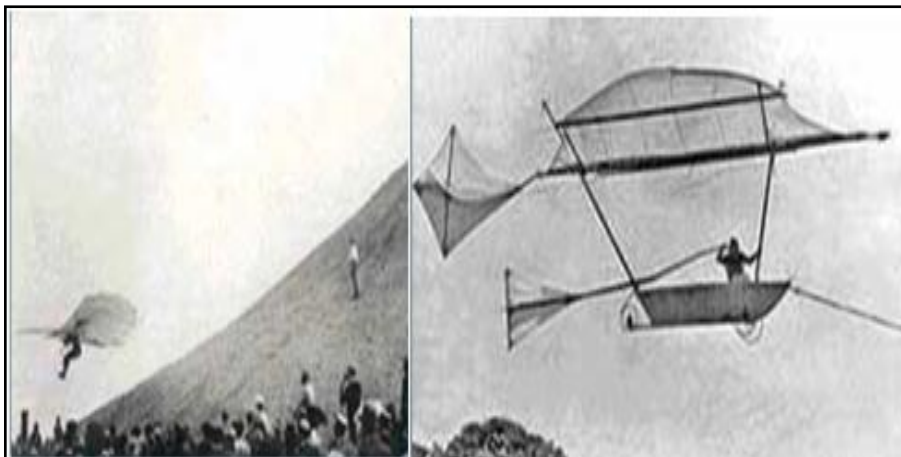
### 2.3. Historia y evolución del material en las estructuras aeronáuticas.

Los avances en materiales y procesos utilizados para construir aeronaves han conducido a su evolución desde estructuras simples de vigas de madera hasta las elegantes máquinas voladoras aerodinámicas de hoy en día. En combinación con el desarrollo de la planta motriz continua, las estructuras de las "máquinas voladoras" han cambiado significativamente. El descubrimiento clave de que "levantar" podría crearse al pasar el aire sobre la parte superior de una superficie curvada establece el desarrollo de aviones fijos y de ala rotatoria en movimiento.

George Cayley desarrolló una lámina de aire eficiente en la década de 1800, en ese siglo se estableció los principios de vuelo, incluyendo la existencia de levantamiento, peso, empuje y arrastre. Cayley apiló alas y creó un planeador tri ala que voló a un hombre en 1853. Cayley estudió el centro de gravedad de las máquinas voladoras, para que en así como los efectos del diedro de ala, fue pionero al incluir la primera forma de un timón en sus planeadores. (Administration, 2012)

A finales de 1800, Otto Lilienthal construyó sobre los descubrimientos de Cayley. Fabricó y voló sus propios planeadores en más de 2.000 vuelos. Sus aviones de sauce y tela tenían alas diseñadas por el estudio de las alas de las aves. Lilienthal también hizo uso estándar de aletas verticales y horizontales detrás de las alas y la estación piloto. Octave Chanute, un ingeniero de ferrocarril y puente retirado, en la década de 1890. Tuvo interés en la aviación, que avanzó en el desarrollo de estructuras de aeronaves construyendo un planeador con alas apiladas incorporando el uso de alambres como soportes de ala.

El trabajo de todos estos hombres era conocido por los hermanos Wright cuando construyeron su avión exitoso, impulsado en 1903. El primero de su tipo en llevar a un hombre en el aire, el Wright Flyer tenía finas alas cubiertas de tela que se adjuntan a lo que eran principalmente estructuras de celosía hechas de madera. Las alas contenían los largueros delanteros y traseros y eran apoyados tanto con amortiguadores como con alambres. Las alas apiladas (dos sets) también eran parte del Wright Flyer. (Administration, 2012)



**Figura 3 Réplica voladora de un planeador de 1853**

Fuente: (Administration, 2012)

La aviación más pesada que el aire creció desde el diseño de Wright. Los inventores y aviadores incipientes empezaron a construir su propio avión. Al principio, muchos eran similares a los construidos por los Wrights. En 1909, el francés Louis Bleriot produjo un avión con notables diferencias de diseño. Construyó un exitoso avión mono-ala. Las alas eran apoyadas por alambres, pero un mástil que se extiende por encima del fuselaje permitió que las alas fueran apoyadas desde arriba y por debajo. Esto hizo posible la longitud extendida del ala necesaria para levantar un avión con un solo conjunto de alas.

Bleriot desarrollo motores más potentes y se cambiaron las estructuras de fuselaje para aprovechar los beneficios. El alemán Hugo Junkers en 1910 fue capaz de construir un avión con vigas metálicas y piel metálica debido a la disponibilidad de plantas de potencia más fuertes para empujar el avión hacia adelante y hacia el cielo. El uso de metal en lugar de madera para la estructura primaria eliminó los aparatos de ala y alambres externos. (Administration, 2012)

En la década de 1930, con nuevos motores más ligeros y potentes. La segunda guerra mundial trajo consigo diseños de aeronaves que usaron la tecnología metálica. Las alas de transporte de combustible profundo eran la norma, pero el deseo de velocidades de vuelo más altas impulsó el desarrollo

de alas delgadas en las que se transportaba combustible en el fuselaje. El primer avión con esta característica fue el de Havilland mosquito.

En la década de 1960, el desarrollo de motores de turbina condujo a un vuelo de mayor altitud y aviones cada vez más grandes fueron desarrollados, en materiales ligeros como el aluminio con un fuselaje semimonocasco, con paneles sándwich de piel de aluminio o fibra de vidrio y una amplia variedad de materiales compuestos caracteriza el estado de las estructuras de aviación desde la década de 1970 hasta el presente. A continuación se presenta una categoría de aeronaves en vista de manecillas de reloj desde más ligero que el aire, planeador, Rotorcraft y avión. (Administration, 2012)



**Figura 4 Categorías de aeronaves**

Fuente: (Administration, 2012)

### 2.3.1. Descripción de las estructuras aeronáuticas

El fuselaje es el cuerpo principal del avión. La tripulación, los pasajeros, la carga, y gran parte de los mecanismos necesarios para controlar el avión que se alojan en el fuselaje. Decimos que el fuselaje es la parte principal del avión porque el resto de los mecanismos se unen a él, de forma directa o indirecta. La forma del fuselaje varía en relación con la misión principal del avión. La sección recta del fuselaje, el corte transversal, tiende a ser de forma circular, entre otras



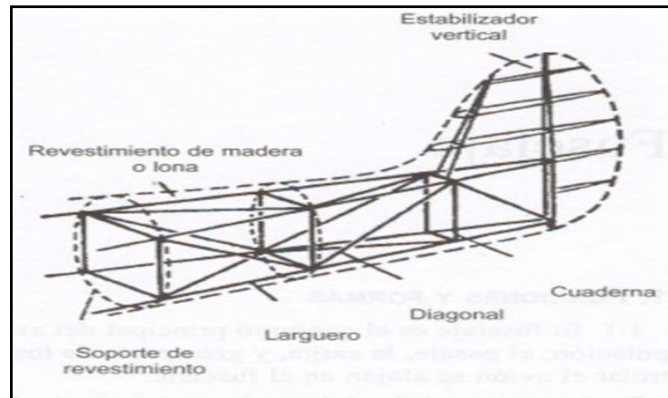
razones porque esta forma geométrica alivia las cargas que impone la presurización de la cabina.

De hecho, un fuselaje que no tiene la forma de sección circular tiende a adoptarla cuando se somete a presión interna (diferencial entre la presión de cabina y la correspondiente a la atmósfera exterior). Es necesario indicar que intervienen numerosos factores de diseño en la forma final del fuselaje, por citar un ejemplo, las geometrías que pueden proporcionar mayores índices de supervivencia en accidentes leves o moderados ("resistencia al impacto") En estos casos se trata de absorber la máxima energía de deformación posible cuando la aeronave entra en contacto con el terreno. (Oñate.E, 2007, pág. 45)

### **2.3.2. Tipos de fuselaje**

#### **2.3.2.1. Fuselaje reticular**

Llamado también fuselaje tubular, se fabrica con tubos de acero, soldados, dispuestos en forma de tirantes sobre cuadernas. Las cuadernas son elementos que conforman y dan rigidez a la estructura. La estructura de tubos se cubre más tarde con planchas de madera o metálicas, o con lona, de manera que el fuselaje adquiere externamente una forma uniforme y aerodinámica. Las cargas en tierra y en vuelo son soportadas por los largueros, diagonales y cuadernas que forman la estructura tubular, sometidos solo a las fuerzas debidas a la presión dinámica del aire. (Oñate.E, 2007)

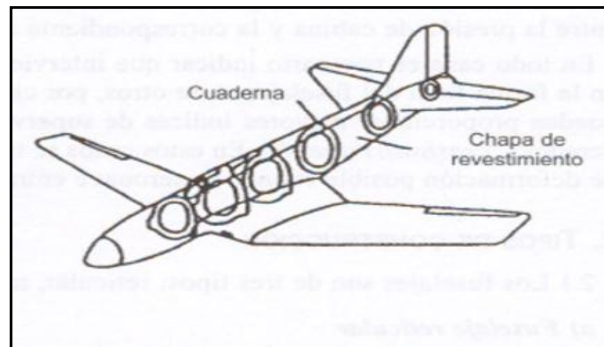


**Figura 5 Elemento de la estructura reticular**

Fuente: (Oñate.E, 2007)

### 2.3.2.2. Fuselaje monocasco

Fuselaje monocasco es una construcción que procede de la industria naval, hasta el punto de que los primeros aviones que volaron con fuselaje de estructura monocasco fueron los antiguos hidroaviones construidos en madera. En breve, la estructura de tipo monocasco es un tubo en cuyo interior se sitúan, a intervalos, una serie de armaduras verticales se llaman cuadernas. Las cuadernas tienen la función de dar forma rigidez al tubo. (Oñate.E, 2007)



**Figura. 6 Estructura de tipo monocasco**

Fuente: (Oñate.E, 2007)

### 2.3.2.3. Fuselaje semimonocasco

Es la construcción estándar en la actualidad. Las partes intermedias de la estructura semimonocasco son mamparos, largueros, larguerillos y cuadernas, los largueros se sitúan uniendo las cuadernas a lo largo del eje longitudinal del

fuselaje. Los mamparos son las principales paredes transversales del avión y son las que concentran gran parte de cargas al interior de la aeronave. Los largueros son los miembros longitudinales más importantes del fuselaje semimonocasco.

Los larguerillos cumplen una función secundaria de refuerzo, pero son los que dan forma al fuselaje y constituyen los puntos principales de unión de la chapa de revestimiento metálico. Todo el conjunto se unen para formar una estructura completa y rígida. Elementos de unión mecánicos se emplean pernos, tornillos y remaches, además de adhesivos en las estructuras. (Oñate.E, 2007)



**Figura 7 Estructura de tipo semimonocasco**

Fuente: (Oñate.E, 2007)

### **2.3.3. Estabilizadores**

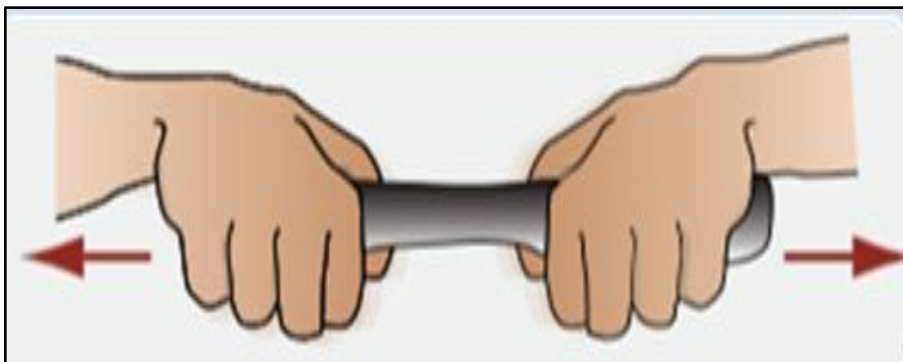
Por lo general está situado en la parte posterior del avión y se compone estructuralmente de dos elementos: el estabilizador vertical y horizontal. La parte posterior del estabilizador vertical suele disponer de una articulación llamada timón de dirección que mueve al avión en el eje vertical. Los timones de profundidad mueven al avión en el eje horizontal suelen estar situados en el estabilizador horizontal. (Reche, 2009)

### **2.3.4 Principales tensiones estructurales**

Cada parte de la aeronave debe ser planeada para llevar la carga que se impone sobre ella. La determinación de tales cargas se denomina análisis de tensión. Aunque la planificación del diseño no es la función del técnico de la aeronave, sin embargo es importante que el técnico entienda y aprecie las tensiones en la transmisión para evitar cambios en el diseño original a través de reparaciones inadecuadas.

El término "estrés" se utiliza a menudo indistintamente con la palabra "cepa." Las cargas o fuerzas externas causan estrés. El estrés es una resistencia interna del material, que se opone a la deformación. El grado de deformación de un material es la cepa. Cuando un material se somete a una carga o a una fuerza, ese material se deforma, independientemente de cuán fuerte sea el material o de la luz de la carga. (Administration, 2012)

La tensión es el estrés que resiste una fuerza que tiende a separar algo. El motor tira de la aeronave hacia adelante, pero la resistencia del aire intenta mantener la espalda. La resistencia a la tracción de un material se mide en libras por pulgada cuadrada (PSI) y se calcula dividiendo la carga (en libras) para tirar el material aparte por su área de Cruz (en pulgadas cuadradas). (Administration, 2012)

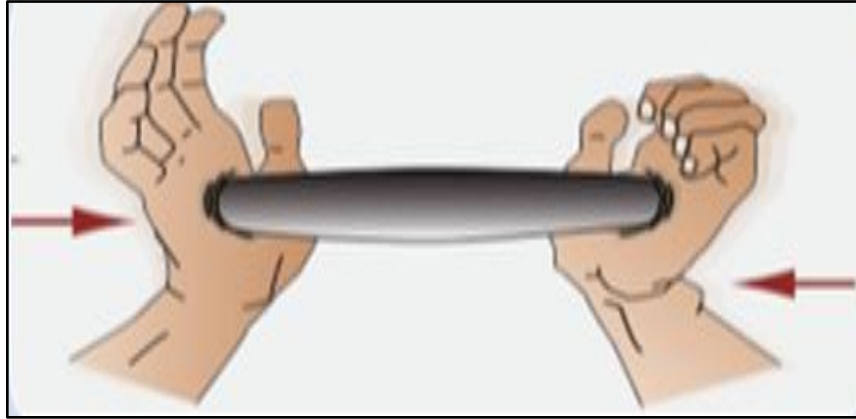


**Figura 8 Fuerza tensión**

Fuente: (Administration, 2012)

## Compresión

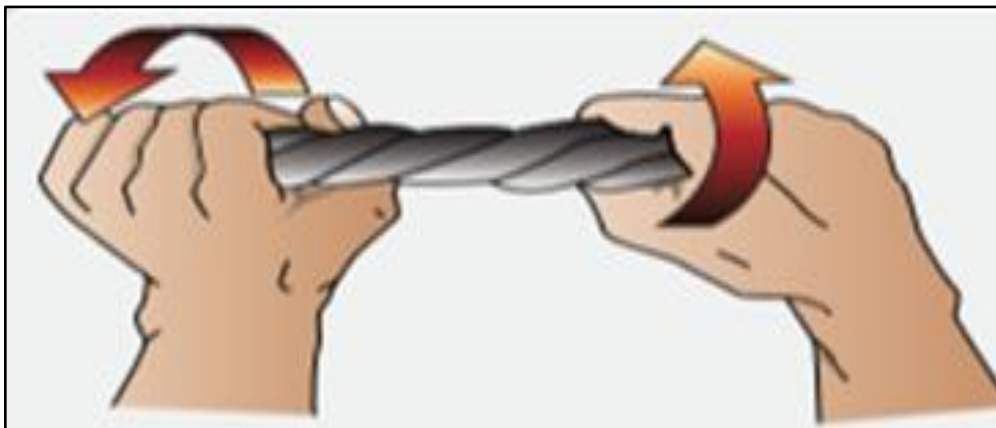
La compresión es la tensión que res IST una fuerza aplastante. La resistencia a la compresión de un material también se mide en PSI. La compresión es el estrés que tiende a acortar o exprimir partes de aeronaves.



**Figura 9 Fuerza tensión**  
Fuente: (Administration, 2012)

### Torsión

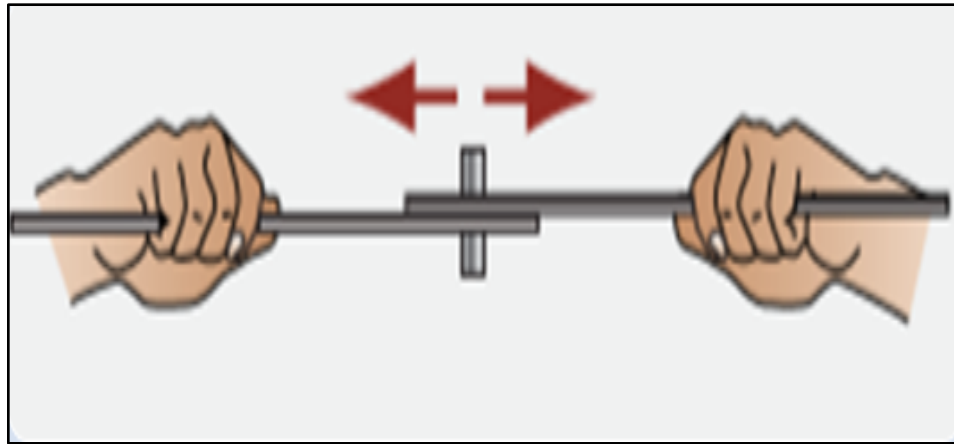
La torsión es el estrés que produce torsión. Mientras se mueve el avión hacia adelante, el en también tiende a girarlo a un lado, pero otros componentes de la aeronave lo mantiene en curso. Por lo tanto, se crea torsión. La fuerza de torsión de un material es su resistencia a la torsión o torsión. (Administration, 2012)



**Figura. 10 Fuerza Torsión**  
Fuente: (Administration, 2012)

## Cizalla

La cizalla es el estrés que resiste la fuerza que tiende a hacer que una capa de un material se deslice sobre una capa adyacente. Dos placas remachadas en tensión someten los remaches a una fuerza de cización. Por lo general, la fuerza de cización de un material es igual o menor que su resistencia a la tracción o a la compresión. Las partes de aeronaves, especialmente los tornillos, pernos y remaches, a menudo están sujetas a una fuerza de cización. (Administration, 2012)

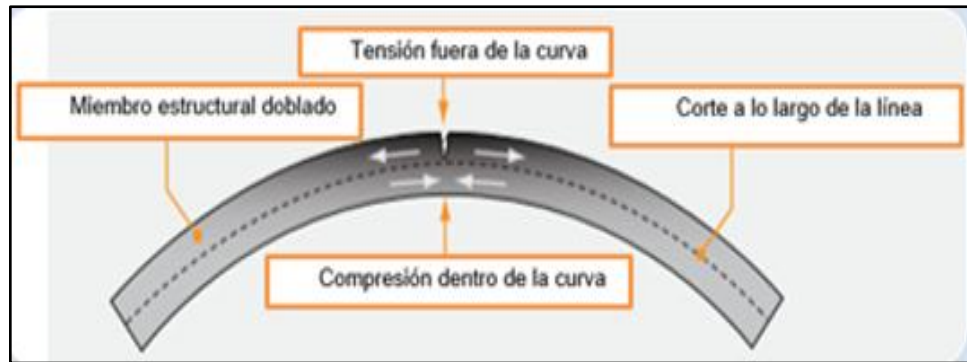


**Figura. 11 Fuerza Cizalla**

Fuente: (Administration, 2012)

## Flexión

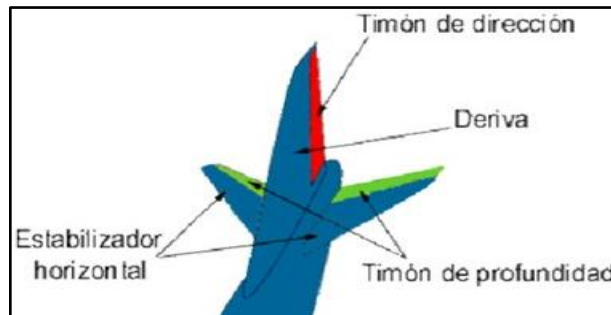
La tensión de flexión es una combinación de compresión y tensión. La varilla de la figura 12 ha sido corta (comprimida) en el interior de la curva y se estira en el exterior de la curva



**Figura. 12 Fuerza flexión**

Fuente: (Administration, 2012)

La fuerza o resistencia a las cargas externas impuestas durante el funcionamiento puede ser el requisito principal en las estructuras de la aeronave. Sin embargo, hay muchas otras características además de diseñar para controlar las cinco principales tensiones que los ingenieros deben tener en cuenta, las piezas de cubierta, carlinga y Similar pueden no estar sujetas a cargas significativas que requieran un alto grado de resistencia, estas piezas deben tener formas simplificadas para cumplir con los requisitos aerodinámicos, como reducir el arrastre o dirigir el flujo de aire. (Administration, 2012)



**Figura 13 Partes del empenaje**

Fuente: (Reche, 2009)

## 2.4. Tipos de recubrimientos o pieles

Ayudan a formar en su totalidad una estructura uniforme al avión, con el propósito de mantener integra el interior de este, el material utilizado es variable según la construcción de la aeronave, ya que hay diferentes capas de

material, y resisten gran parte de la carga y presurización interna. Los pioneros de la aviación empleaban dos tipos de materiales, la madera y la tela, pero ha ido avanzando en la historia aérea.

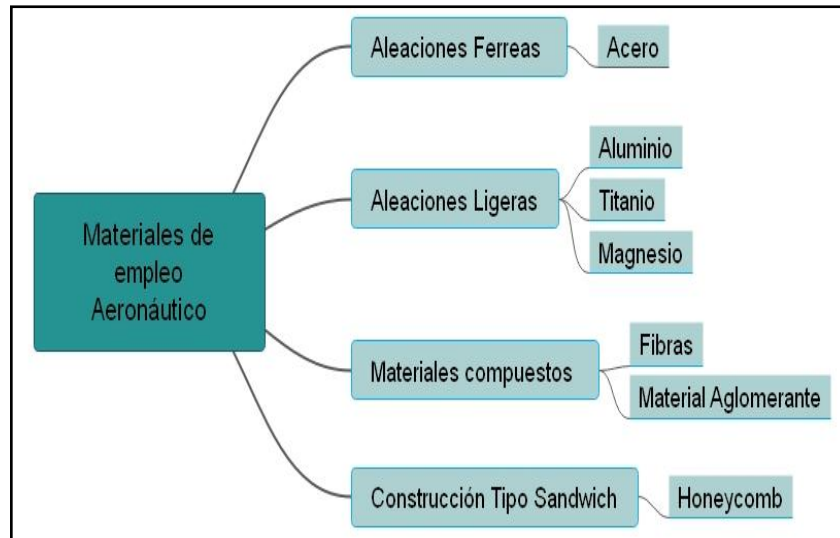
Hoy en día para que una aeronave con más de 600 pasajeros logre despegar, necesita materiales sumamente ligeros, resistentes y flexibles. Los materiales compuestos que gracias a la tecnología, son formados por al menos dos materiales distintos, sin presentar ninguna reacción química entre estos, con requerimientos de fuerza, rigidez, peso y sobre todo aerodinámica.

Que sus principales componentes sean la matriz y el refuerzo. La matriz o resina actúa como ligante y ayuda a que el conjunto sea firme, mientras que la del refuerzo, actúa como su nombre lo indica, de resistir los esfuerzos. La fase de curado, la resina está en una etapa semilíquida que reacciona a temperaturas entre los 100–200 °C.

La mayoría de fabricantes en aeronaves examinan un mejor desempeño, con fuerzas positivas como la sustentación y el empuje, todo esto en la fábrica de un avión, cada parte y estructura del avión es de suma importancia con materiales más relevantes, hoy en día en las industrias aeronáuticas se utilizan materiales como; el aluminio, cobre, titanio, acero, cromo, magnesio y zinc, con el fin de obtener menor peso y mayor eficiencia de los materiales compuestos usados en el presente.

#### **2.4.1 Materiales de empleo aeronáutico.**





**Figura 14 Materiales de empleo aeronáutico**

#### 2.4.1.1. Aleaciones férreas

La aleación férrea más usada en aviación es el acero (con un 2% de carbono). El acero sustituyó a la madera en la construcción de fuselajes reticulares o tubulares puesto que soportaban mucho mejor la humedad. Su uso es muy limitado en la industria aeronáutica moderna, (tren de aterrizaje, herrajes de sujeción, elementos de fijación) (Reche, 2009)

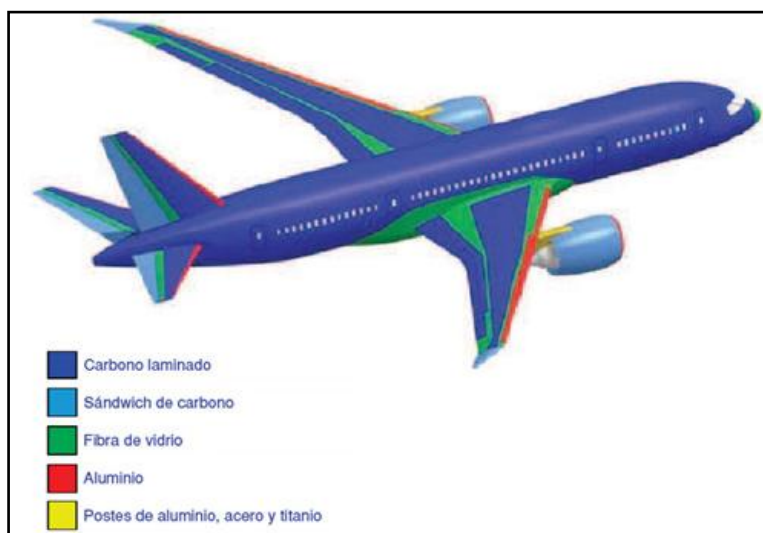


**Figura 15 Pernos y tornillos son de acero**

Fuente: (Reche, 2009)

### 2.4.1.2 Aleaciones ligeras

- **Aleación de aluminio:** Son el resultado de la combinación con otros metales como el manganeso, cobre, zinc o magnesio. Pesa poco pero resultan altamente resistentes. Sin embargo presentan un problema, y es que aun siendo el aluminio anticorrosivo, sus aleaciones como el Alclad no lo es, está cubierta de aluminio puro. Los largueros, cuadernas y demás componentes se fabrican con aleaciones de zinc por su resistencia.
- **Aleación de titanio:** Son relativamente ligeras pero tremendamente resistentes a la corrosión, a temperaturas moderadas. Sin embargo es ocho veces más caro que las aleaciones de Aluminio. Se trata de una aleación muy especial, utilizada en piezas de los turborreactores. (Reche, 2009)
- **Aleaciones de magnesio:** Es la más ligera, pesa cuatro veces menos que el acero. Su resistencia es excelente y se maneja con facilidad. Sus usos son muy concretos en asientos, cinturones de seguridad, en la caja del tren. Sin embargo se ha ido reemplazando por aleaciones de Aluminio, por problemas de corrosión e inflamabilidad. (Reche, 2009)



## **Figura 16 Distribución de los materiales de construcción aeronáutica.**

Fuente: (Arechaga, 2012)

### **2.4.1.3. Materiales compuestos**

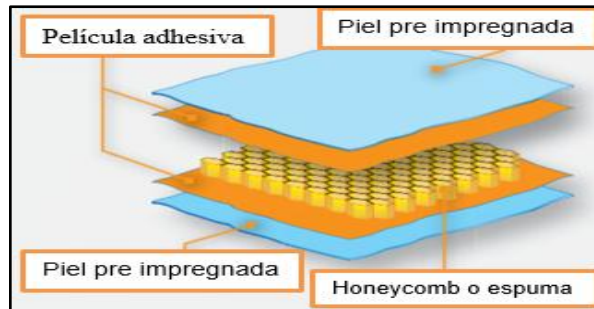
Constituidos por dos elementos estructurales, fibras y material aglomerante “matriz” entreteljadas en esa matriz. Las fibras poseen una alta resistencia en materiales como el carbono, vidrio y otros compuestos, la matriz suele ser plástica aunque en ocasiones es metálica para soportar altas temperaturas. La estructura del material está constituida por capas. (Reche, 2009)

### **2.4.1.4. Construcción tipo sándwich**

Una construcción de sándwich o también descrita como honeycomb es un concepto de panel estructural que consiste en su forma más simple de dos hojas relativamente delgadas, paralelas, unidas y separadas por un núcleo relativamente grueso y liviano. El núcleo soporta las hojas de cara contra el pandeo y resiste las cargas de cizallamiento fuera del plano. El núcleo debe tener una alta resistencia al cizallamiento y rigidez de compresión.

La construcción de sándwich compuesto es más a menudo fabricada usando la cura de prensa, o cura de bolsa de vacío. Los laminados de piel pueden ser pre curados y posteriormente adheridas al núcleo, co curados al núcleo en una sola operación, o una combinación de dos métodos. Ejemplos de estructura de panal son: alerones de ala, carenados, alerón, aletas, góndolas, tableros de piso y timadores. (Administration, 2012)

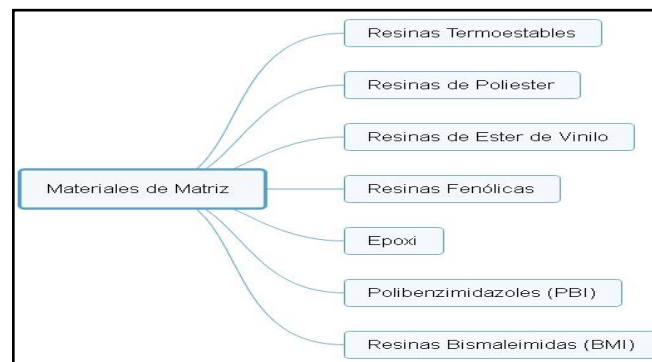
Desde hace mucho en la gama de aviones, los materiales han ido con el tiempo cambiando, y con ello, mejoras para la construcción de estructuras aeronáuticas que proporcionan mayor resistencia y menor peso, por lo que existen ventajas y desventajas en ciertos materiales, que se detalla a continuación. Dirigirse a Anexo A.



**Figura 17 Construcción tipo sándwich**

Fuente: (Administration, 2012)

## 2.5 Materiales de matriz



**Figura 18 Materiales de empleo aeronáutico**

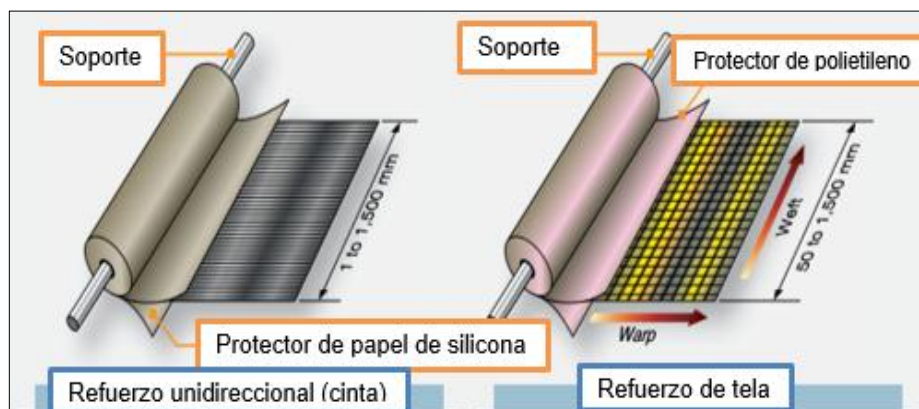
- **Resinas termoestables;** vienen de un término genérico utilizado para designar el polímero, su composición química y sus propiedades físicas afectan fundamentalmente al procesamiento, la fabricación y las propiedades finales de un material. Las resinas termoestables son las más diversas y ampliamente utilizadas, se curan fácilmente aplicadas hoy en la actualidad (por calor o catalizador) en un sólido insoluble.
- **Resinas de poliéster;** Son de procesamiento rápido y relativamente barato que se utilizan para aplicaciones de bajo costo. Este material se utiliza para las partes interiores de la aeronave. Los procesamientos comunes incluyen moldeo de metal, métodos emparejados, moldeo por prensa (bolsa de vacío), moldeo por inyección, bobinado de filamentos y autoclave. (Administration, 2012)

- **Resina de Ester de vinilo;** Las propiedades de manipulación y las características de curado de las resinas de éster de vinilo son las mismas que las de las resinas de poliéster convencionales.
- **Resina fenólica;** Se produjeron comercialmente por primera vez a principios de 1900 como una alternativa menos costosa para uso de la temperatura. Las resinas fenólicas se utilizan para componentes interiores debido a sus características de bajo humo e inflamabilidad. (Administration, 2012)
- **Epoxi;** Se utilizan ampliamente en resinas para materiales prepreg y adhesivos estructurales. Las ventajas de los epoxis son alta resistencia y módulo, excelente adhesión, baja contracción, y facilidad de procesamiento.
- **Polibenzimidazoles (PBI);** Es extremadamente resistente a altas temperaturas y se utiliza para materiales de alta temperatura. Están disponibles como adhesivo y fibra. Es un termoplástico extremadamente duro y puede ser difícil de mecanizar recomendando herramientas de diamante. (Administration, 2012)
- **Las resinas bismaleimidas (BMI);** Proporcionan un excelente rendimiento a temperaturas ambientales y elevadas, se utilizan para motores aerodinámicos y componentes de alta temperatura, adecuados para el procesamiento estándar de autoclave. (Administration, 2012)

## 2.6 Productos pre-impregnados.

Es una combinación de una matriz y refuerzo de fibra. Está disponible en forma unidireccional y forma de tejido. La resina ya no está en una etapa de baja viscosidad, sino en nivel de curado en etapa B para una mejor característica de manejo. Las cintas unidireccionales, itinerantes de hebra continua y estera picada, consideradas como formas prepreg, se curan con una autoclave, horno o manta de calor. Se compran y almacenan en un rollo, en una

bolsa de plástico sellada para evitar la contaminación por humedad.  
(Administration, 2012)



**Figura 19 Materiales prereg de cinta y tela**

Fuente: (Administration, 2012)

### 2.6.1 Material de fibra seca

Los materiales de fibra seca, como el carbono, el vidrio y la Kevlar, se utilizan para muchos procedimientos de reparación de aeronaves. El tejido seco está impregnado con una resina justo antes de que comiencen los trabajos de reparación. La principal ventaja de utilizar el proceso de disposición húmeda es que la fibra y la resina se pueden almacenar durante mucho tiempo a temperatura ambiente. El compuesto se puede curar a temperatura ambiente o se puede utilizar una cura de temperatura elevada para acelerar el proceso de curado y aumentar la resistencia.



**Figura 20 Materiales de tela seca**

Fuente: (Administration, 2012)

### 2.6.2 Pegar adhesivos

Los adhesivos de pasta se utilizan como alternativa al adhesivo de película. Estos se utilizan a menudo para parches secundarios de reparación de unión a piezas dañadas y también se utilizan en lugares donde el adhesivo de película es difícil de aplicar. Se pueden almacenar a temperatura ambiente y tienen una larga vida útil. Pero el grosor de la línea de unión es difícil de controlar, lo que afecta a la fuerza de la unión.



**Figura 21 Adhesivo de pasta de dos partes**

Fuente: (Administration, 2012)

### 2.7. Inspección

En el campo aeronáutico desde el punto de vista del mantenimiento se dan por definir inspecciones relacionadas con la detección de corrosión que se deben hacer a las estructuras y componentes de un avión, las inspecciones están determinadas en listas de chequeo y clasificadas como periódicas y no periódicas, y especificadas por área de la aeronave o componente de aeronave. Cuando se detecta la presencia de corrosión se realiza un reporte que después de ser valorado puede considerarse como reparable o no, según su condición y medición al analizarle.

La inspección más frecuente y rápida en resultados suele ser por inspección visual, luego por inspección visual detallada y finalmente por inspección especializada, los procesos de inspección que recomienda el fabricante de la aeronave se basa dependiendo del material y lugar a inspeccionar. Las causas más frecuentes que puede presentar es la corrosión en aeronaves por la presencia de humedad, es detectada cuando se remueven los recubrimientos y componentes para el mantenimiento curativo de la aeronave. (Alvarez, 2018)

## **2.8. Definición de mantenimiento**

Conjunto de labores técnicas aeronáuticas que tienden a conservar las condiciones aeronavegables de una aeronave o componente de aeronave para preservar estas, como consecuencia del desgaste, uso consecutivo, con el fin de permitir a un componente entrar en los estándares admisibles.

### **Mantenimiento preventivo**

Acciones programadas y generalmente repetitivas, que ayudan a mantener y verificar el estado funcional positivo del componente.

### **Mantenimiento correctivo**



Son acciones que se realizan después de la aparición de una anomalía y que permite regresar a su estado de funcionalidad inicial.

### **Mantenimiento curativo**

Acciones que ayudan a rectificar o remediar en forma definitiva una anomalía, mantenimiento que permite omitir el mantenimiento preventivo y correctivo.

## **2.9. Definición de reparación estructural**

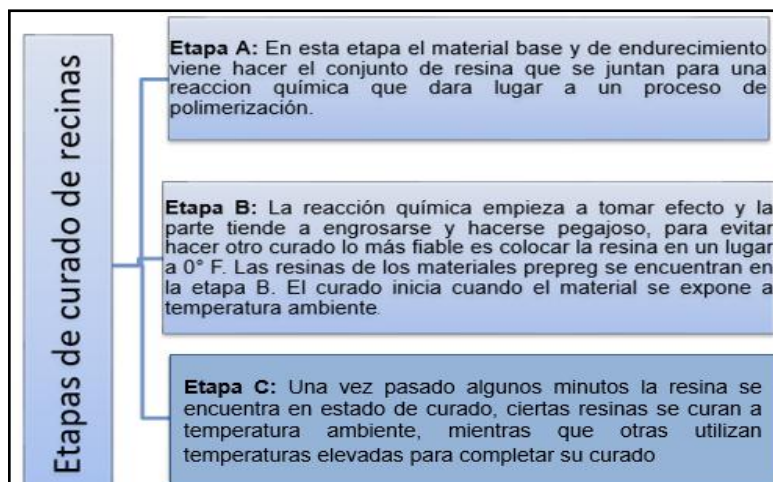
Es el arreglo de una de una estructura deteriorada o en mal estado para que siga cumpliendo la función para la cual fue diseñada dentro de los márgenes de la aeronavegabilidad, las reparaciones deben ser fieles a las técnicas disponibles ya que la reparación inadecuada puede representar un peligro.

### **2.9.1. Manual de reparación estructural (SRM)**

Es un manual de mantenimiento producido y despachado por el fabricante de la aeronave que debe ser aprobado por la autoridad reguladora de aviación, en el cual se describe en detalle las reparaciones específicas que están aprobadas para la estructura de dicha aeronave, este manual es entregado junto con la aeronave al nuevo dueño, en el cual contiene identificación de los materiales de la estructura, criterio de daños estructurales permisibles y diseños de reparación aplicables a los componentes de aeronave más propensos a sufrir daños.

## **2.10. Etapas de curado de resinas**

Para realizar la curación de algún componente o parte estructural de la aeronave se definen en tres pasos para poder conseguir una reparación con resinas y fibras que con el tiempo de curación tendrán a convertirse en polímeros.



**Figura 22 Etapas de curado en resinas**

Fuente: (Administration, 2012)

### 2.11. Reparaciones de papel aluminio

Para evitar daños y realizar las reparaciones de los componentes con fibra de vidrio o carbono en la estructura de aluminio lo más fiable es seguir los procedimientos correspondientes dictados en los manuales correspondientes. Es recomendable remediar los daños del aluminio antes de reparar la cubierta. Lo permisible de un daño para la restauración no debe exceder en un área de  $1\text{in}^2$  ( $645\text{ mm}^2$ ) como máximo, y en un daño a un área mayor es de  $100.0\text{ in}^2$  ( $0.0645\text{ m}^2$ ). Asegurarse de que el área se encuentre limpia para la manipulación de la sección a reparar.

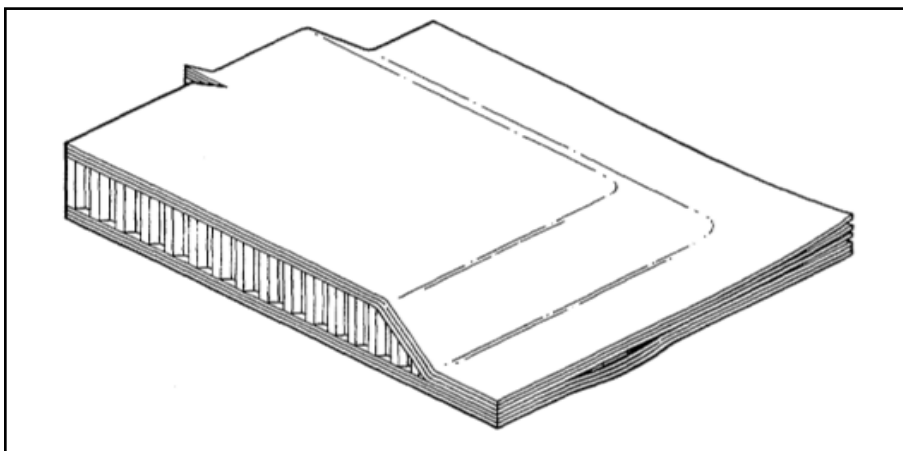
El curado al aluminio se genera con temperaturas bajas y altas según desee, por ejemplo a una temperatura más baja, se necesita más tiempo de curado, mientras que a una temperatura más alta con el tiempo de curado más corto da una reparación más fuerte. Si la reparación se calienta a una temperatura de  $60\text{ }^\circ\text{C}$  el tiempo de curado será de 2 a 3 horas, valorado como una línea de tiempo de curado estándar. El mínimo recomendado de curado en frío para la resina es de  $20\text{ }^\circ\text{C}$  durante aproximadamente 24 horas. A una temperatura más baja, se necesita más tiempo de curado. (Aviation, 1970, pág. 22)

### 2.11.1. Daños en un área mayor a 100 in<sup>2</sup>. (0.0645 m<sup>2</sup>) de aluminio

Realice una prueba de resistencia y retire todos los accesorios (pernos, arandelas, remaches). Verifique que el componente que se va a remediar, no exceda los límites de área reparable, limpie grasas o suciedades para colocar el parche (manta térmica) de reparación sobre la zona preparada. La corriente de prueba debe ser de 2 amperios. Posteriormente seguir ubicando conforme al método de curado acelerado los materiales en conjunto con el equipo. Asegúrese de colocar de forma correcta los materiales previos al curado.

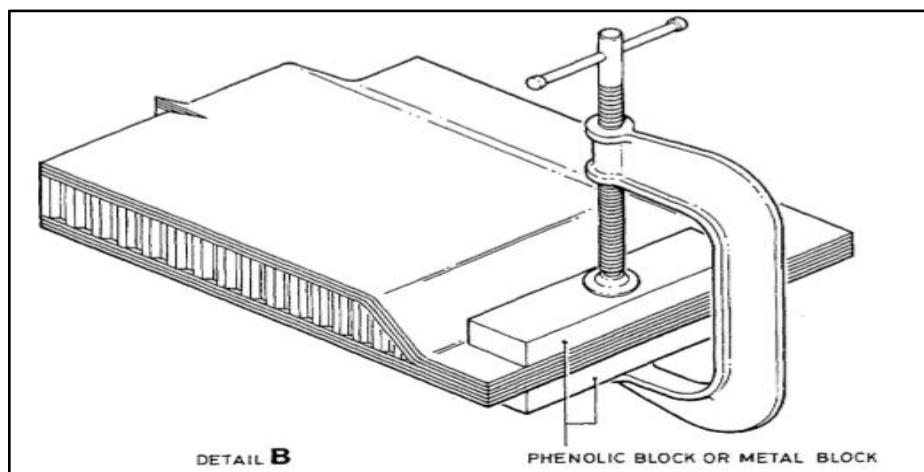
Al lijar o remover el área ya sea constituida con fibra de vidrio o carbono, como advertencia no se debe inhalar el polvo o dejar contaminar la piel. Las fibras de cristal se desintegran en partículas de polvo de vidrio cuando está con grietas o rasgado. Hacer el uso de guantes de goma y mascarilla. Manipular con la mayor precaución las resinas ya que pueden incrustarse en la piel, después lavarse las manos con abundante jabón y agua, para eliminar la resina, inmediatamente después de que se ha terminado la operación. (Aviation, 1970, pág. 24)

### 2.11.2 Reparación de un área (Bordes de Honeycomb)



**Figura 23 Panel de laminado antes de la reparación**

Fuente: (Aviation, 1970, pág. 26)



**Figura 24 Reparación del honeycomb con tres capas de piel.**

**Fuente:** (Aviation, 1970, pág. 26)

Para trabajar con materiales compuestos lo más recomendable primero y en toda área de acceso a una reparación, se debe limpiar toda el área para evitar malos curados, imperfecciones o anomalías, al realizar el curado se deben tomar en cuenta los laminados descritos en el Anexo B.

Los procesos con honeycomb son similares, los materiales de reparación para realizar el curado como es de colocar la manta térmica en el área afectada, seguida de la capa de tela de fibra de vidrio o carbono en el área y con cinta adhesiva alrededor, tapar con la tela de purga el alrededor para retirar las imperfecciones y colocar la termocupla y el sello de la bolsa de vacío para mantenerlo durante el tiempo estandarizado junto con el equipo Hot Bonder.

Limpiar y retirar las imperfecciones para un mejor acabado, asegurarse que la superficie se haya secado correctamente y con un paño abrasivo verificar si existe alguna anomalía en la zona reparada, esperar hasta que se encuentre completamente seco y limpio para realizar el acabado adecuado preparar la pintura que será colocada en la parte, en el periodo de curado y secado verificar las resinas sin excederse sobre el área ya que podría tener un mal acabado. Aplique una ligera presión uniforme sobre el parche hasta que la resina esté completamente curada. (Aviation, 1970)

## **2.12 Curado de la reparación y aplicación de presión**

El curado a temperatura ambiente necesita una ligera presión uniforme a la reparación hasta que esté completamente curada. El mínimo recomendado de curado en frío para la resina es de 20 °C (68 °F) por aproximadamente 24 horas. A una temperatura más baja, se necesita más tiempo de curado. Una temperatura más alta con el tiempo de curado más corto da una reparación más fuerte. (Aviation, 1970)

### **2.12.1 Procedimiento de curado acelerado**

Colocar los termopares (espaciados uniformemente alrededor de la reparación) tan cerca del área de reparación como sea posible:

- Limpiar el área de reparación.
- Cubra primero la reparación con una tela de nylon, luego con un trozo de film de celofán.
- La película de separación debe sobrepasar los bordes del parche de reparación en 3.0 in. (75 mm).
- Si el grosor de la reparación es mayor que 0.04 in. (1 mm), la película de partición de celofán debe perforarse y es necesario un sangrado de la superficie.
- El sangrado de la superficie es una pieza seca de tela de vidrio de grosor equivalente que debe superponerse con el film de separación de celofán por 2 in (50 mm).
- Cubra el área de reparación con una manta térmica, o si es necesario mejorar la distribución de la compresión, use una manta térmica.
- Cubra el área de reparado con una manta calefactora,

- Coloque un paño de respiración (tejido de vidrio estilo 120) debajo de la conexión del tubo y la bolsa de vacío para asegurar de que haya un buen vacío.
- La conexión del tubo de vacío y la bolsa debe estar fuera del área de reparación.
- Verificar que no existan fugas en el proceso.
- Asegúrese de que el equipo este calibrado y las lecturas sean reales para una buena reparación y un exitoso curado.
- Esperar al secado para la verificación del proceso.

Para conocer mejor el proceso de curado, se detalla los materiales que se deben usar en la estructura que se ira colocando según corresponda, dirigirse al Anexo C, aquí se especifica cada una de ellas.

### **2.12.2 Aplicación de presión durante el curado**

Se recomiendan los siguientes métodos para aplicar presión a la reparación durante el período de curado, conforme a lo descrito en el manual, tener un área o espacio cubierto para efectuar la tarea, con el motivo de conservar la temperatura ambiente y evitar el polvo o viento para trabajar:

- Una bolsa de vacío que está sellada a la estructura con un cordón de sellador, para superficies planas o curvas. La bolsa y el equipo asociado deben aplicar un vacío de 10 psi (0,7 bar) durante el período de curado.
- Una bolsa suficiente para cubrir la reparación y que contenga los sellantes mantenerla en su lugar. Esto puede usarse para reparaciones de componentes curvados
- Una parte de goma espuma de alta densidad que sobrepasa el área de reparación, con una pieza de madera contrachapada, cortada a la forma del parche de reparación colocado en la parte superior. Esto se puede usar con pesos de 4.5 lb (2 kg) a 9 lb (4 kg) máximo aplicado al contrachapado mientras la resina se cura (Aviation, 1970)



**Figura 25 Diagrama tiempo vs temperatura en el proceso de curado acelerado controlado con Hot Bonder Composite**

Fuente: (GMI, 2016)

Para el contexto de una rápida implementación, el operador necesita un equipo ligero y robusto, integralmente equipado y operado por pulsador, el equipo Hot Bonder (Anita QS1Z) cumple plenamente con estas limitaciones en la oferta de un pequeño volumen compacto, funciones necesarias para agilizar un proceso de adhesión. El software es controlado de forma automática el proceso de calentamiento para optimizar la distribución de la temperatura y decide qué perfil es el óptimo para alcanzar el punto de consigna con un mínimo de diferencias de temperatura y con respecto a los límites de alarma. (GMI, 2016)

### **2.13 Procesamiento inadecuado de curación**

- Mecanizado incorrecto
- Mal manejo
- Perforación incorrecta
- Caídas de herramientas
- Contaminación
- Lijado inadecuado
- Material sub estándar
- Herramientas inadecuadas

- Deslocalización de agujeros o detalles

Los daños pueden ocurrir a varias escalas dentro del material compuesto y la configuración estructural. Esto va desde daños en la matriz y fibra hasta elementos rotos y fallas de accesorios unidos o atornillados. La extensión del daño controla la vida útil de la carga repetida y la resistencia residual y es fundamental para la tolerancia al daño. (Administration, 2012)

#### **2.14 Hot Bonder Composite Repair**

Los compuestos se utilizan ampliamente en muchas aplicaciones industriales, principalmente en el transporte. Ha surgido un sector tecnológico que se ocupa de las soluciones de reparación de materiales compuestos, que ahora se expande proporcionalmente a la extensión de las aplicaciones de los materiales compuestos. GMI AERO es un líder en este sector desde hace 25 años, que desarrolla equipos para la fabricación, mantenimiento y reparación de materiales compuestos.

Las soluciones de calentamiento avanzadas para el curado de reparaciones complicadas con materiales compuestos en cualquier superficie, los equipos de aplicación de reparaciones, para una unión adhesiva de alto rendimiento y parches inteligentes que permiten a los componentes críticos tener la oportunidad de repararse. Dado que existe una demanda creciente de este tipo de herramientas, por parte de la industria aeronáutica (GMI, 2016)

Hot Bonder trabaja bajo el control de PID es un mecanismo de control que a través de un lazo de retroalimentación permite regular la velocidad, temperatura, presión y flujo entre otras variables de un proceso en general. El controlador PID calcula la diferencia entre nuestra variable real contra la variable deseada. En sistemas de bombeo, regularmente nos interesa mantener la presión o flujo constante, por lo tanto, el control PID mide la diferencia entre



la presión en la tubería y la presión requerida y actúa variando la velocidad del motor para que podamos tener nuestra presión o flujo constante. (García, 2013)



**Figura. 26 Equipo Hot Bonder**

Fuente: (GMI, 2016)

El equipo lo que ayudara en cada tarea es a mitigar y minimizar el tiempo de curación y evitar que se formen burbujas de aire que se queden impregnadas en la superficie una vez ya convertida en un polímero al secarse.

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL PROYECTO**

#### **3.1 Introducción**

Este proyecto tiene como objetivo describir de forma textual los pasos que se siguieron para realizar la reparación de tipo estructural en la aeronave Hawker Siddeley 125 - UGT, para generar una nueva forma de aprendizaje de

las nuevas tecnologías aplicable al campo de las reparaciones estructurales, con la utilización de elementos compuestos, destinados a reemplazar lo que hoy se considera como reparación tradicional.

Es importante recalcar que la reparación en el carenado lateral entre el estabilizador horizontal y el vertical diseñada para aumentar la aerodinámica estructural de la aeronave, no se encontraba en un estado demasiado desgastado, más la importancia de aplicar esta técnica es crear una línea de desarrollo que permita, o sirva de guía a los futuros estudiantes, que se encuentren cursando adiestramiento tecnológico en las aulas de la institución.



**Figura 27 Carenado Lateral**

Se debe mencionar y especificar que ciertas técnicas básicas del mantenimiento correctivo no se tomaron en cuenta, puesto que la totalidad de la documentación enfocada a dar una línea fiable de acción al momento de aplicar cualquier método correctivo, o ya sea curativo no existe, es importante recordar que dicha aeronave fue donada a la institución y tras arduos esfuerzos y la constancia de poder efectuar la donación a la unidad, esta fue recibida con una mínima porción de documentación.

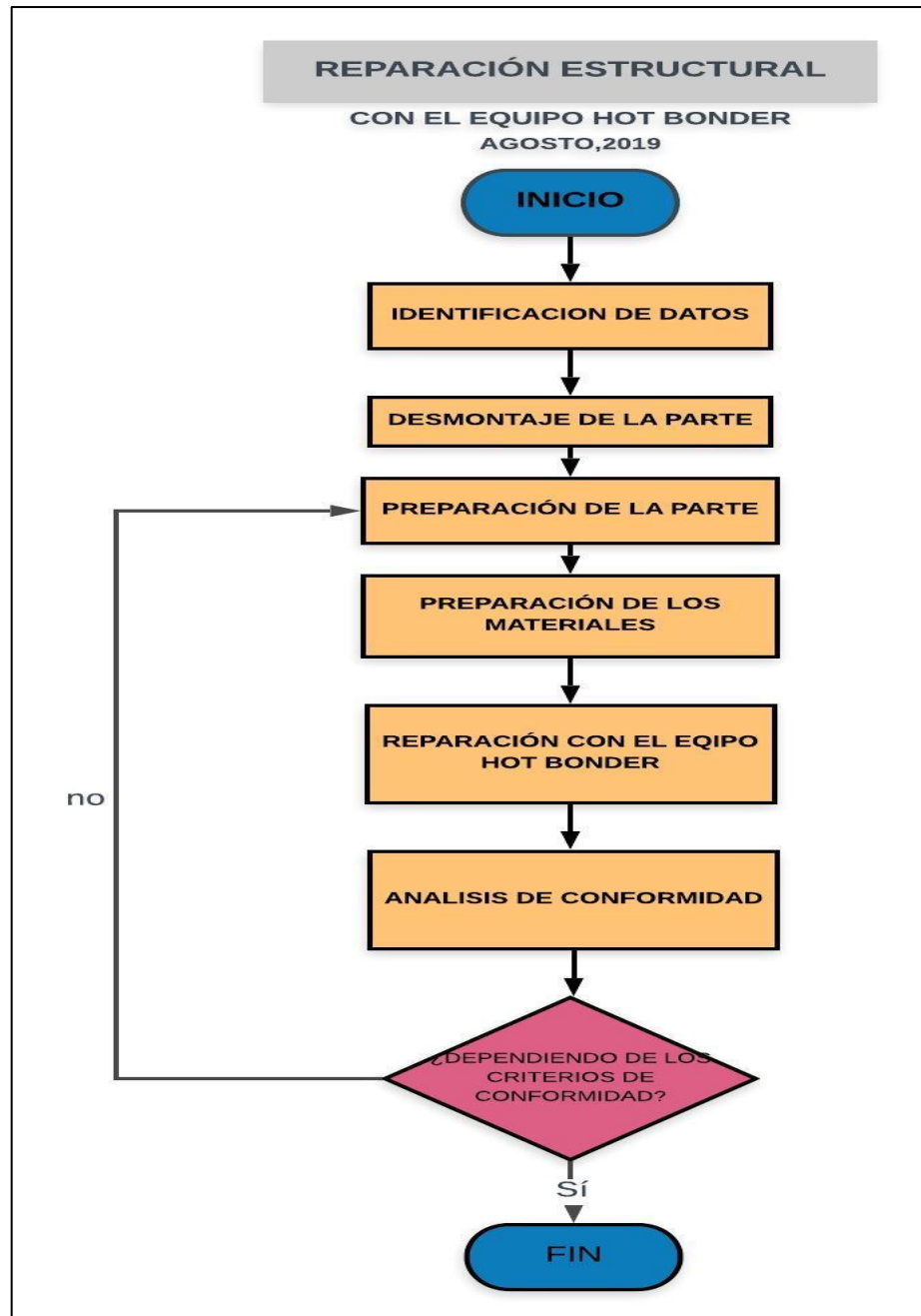
<b>Raytheon Aircraft</b>			
125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL			
<b>CHAPTER 55</b>			
<b>STABILIZERS</b>			
<b>TABLE OF CONTENTS</b>			
<i>Subject</i>	<i>Ch-Se-Su</i>	<i>Page</i>	
<b>STABILIZERS</b>			
GENERAL Description	55-00	1	
HORIZONTAL STABILIZER Removal/Installation	55-13-00	401	
VERTICAL STABILIZER Maintenance Practices	55-32	201	
ELEVATOR ATTACHMENT FITTINGS Description	55-50-12	1	
RUDDER ATTACHMENT FITTINGS Description	55-50-21	1	

**Figura 28 AMM de la aeronave Raytheon**

<b>REPAIRS TO GLASS FIBRE COMPONENTS</b>		
This subject contains	Page	Figure
General	2	
Precautions	2	
Preparation	3	
Honeycomb Core Drying	5	1
External Patch Repair	6	
External Patch Repair (Partial Penetration)	7	2
External Patch Repair (Total Penetration)	8	2
Flush Patch Repair	9	
Flush Patch Repair (Partial Penetration)	11	3
Flush Patch Repair (Total Penetration)	12	3
Repair to Honeycomb Core - Damage not exceeding 1/3 Core thickness	13	4
Repairs to Honeycomb Sandwich Components	14	
Repair of Damage to One Skin and Honeycomb Core	15	5
Repair to Honeycomb Panel where access is limited to one side	17	6
Repair to Aluminium Foil or Alumesh Covered components	22	
Panel Edge Repairs	25	
Repair of Panel Edge Delamination	26	7
Repair of Honeycomb Panel Edge	27	8
Repair of Honeycomb Panel - Core and Edge	31	9
Curing the Repair and Applying Pressure	34	

**Figura 29 SRM de la aeronave Raytheon**

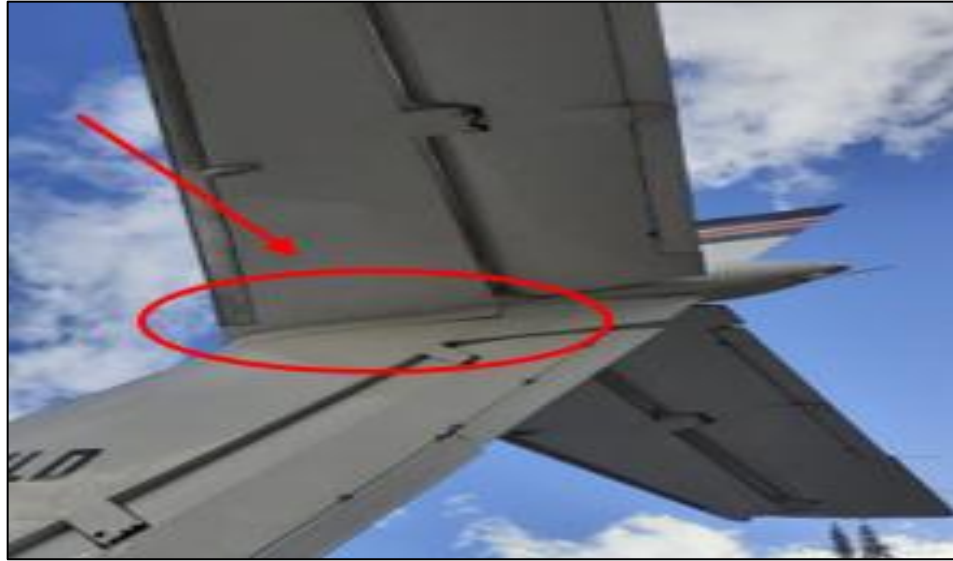
Para finalizar se debe recalcar que en el proceso a ejecutarse dentro de los parámetros de reparación de la picadura identificada en el carenado lateral entre el estabilizador horizontal y vertical se utilizaron los lineamientos del manual RAYTHEON AIRCRAFT STRUCTURAL REPAIR MANUAL, y los criterios y nociones básicas descritas en las normativas de la FAA.



**Figura 30 Flujograma de actividades**

El flujograma de actividades está diseñado para tener un orden lógico de los pasos que se van a realizar con el objetivo de realizar la reparación estructural del carenado inferior entre el estabilizador horizontal y vertical, es notable recordarle al lector que gran parte de estas actividades no requieren de un gran desarrollo tecnológico, más bien se necesita una extensa habilidad para poder

hacer uso de las técnicas de reparación con la ayuda de los curados acelerados.



**Figura 31 Carenado entre el estabilizador vertical y horizontal**

### **3.2 Identificación de daños.**

La identificación de daños es una de las tareas más básicas del mantenimiento, en el caso en particular en el que se encuentra esta investigación se realizó de forma visual, para ello se hizo uso de las escaleras de acceso que se encuentran en la misma institución, se tomó en cuenta la directiva del proyecto que direccionaba la investigación en los estabilizadores, una vez identificada la parte, se procedió a realizar una limpieza con Wipe seco el área de trabajo.



**Figura 32 Identificación de daño**

La limpieza con el elemento de tela permitió identificar que el carenado se encontraba en un estado aceptable, dado que había sido pintado hace menos de veinte y cuatro meses, los bordes acojinados con caucho, se encontraban quebradizos, y el pegamento impermeabilizante se encontraba despegado y fuera de lo que se consideraría normal, para poder inspeccionar de forma más eficiente la parte antes mencionada, se decidió que sería necesario desmontarla.



### Figura 33 Uso de herramienta adecuada

#### 3.3 Desmontaje de la parte

Para poder realizar esta parte del desarrollo fue necesario en primer lugar tomar las medidas de precaución, dado que la parte a desmontar se encontraba a una distancia considerable del suelo, fue necesario hacer uso de las escaleras de acceso de la misma institución, tomando en cuenta las posibles caídas de elementos contundentes. Asimismo se hizo uso de overol, gafas de seguridad y zapatos para este tipo de tarea, que permitieron realizar la actividad de forma segura y siguiendo las reglamentaciones institucionales.



**Figura 34 Desmontaje de parte**

Para desinstalar el carenado lateral entre el estabilizador horizontal y vertical, se tuvo la mayor precaución y con la ayuda de otro estudiante se ejecutó la tarea para evitar posibles incidentes o accidentes dentro del área de trabajo, una vez desinstalada la parte se realizó una inspección visual muy minuciosa tanto al carenado como a la estructura que se encontraba al ambiente, para posteriormente limpiarla y dejar sellado con cinta adhesiva el área expuesta al medio ambiente.



**Figura 35 Limpieza del área desinstalada**



**Figura 36 Adherencia con cinta de aluminio al área expuesta al medio ambiente**

Para la actividad mencionada lo único que fue necesario fue un desarmador de estrella y un desarmador plano, este último para retirar algunas partes de adhesivo impermeable, que no estaban desunidas en su totalidad. Los tornillos que se extrajo se guardaron en una bolsa, e identificado, aunque en la práctica no se recomienda reciclar la ferretería, en este caso se puede hacer, puesto que es inexistente la ferretería nueva y certificada, en el pañol, de la institución.





**Figura 37 Identificación de parte desmontada**

Una vez desmontada la barra de carenado, no se pudo evidenciar un daño estructural, sino que en un borde del perforado que está enfocado a soportar el tornillo, y el soporte anillado extensor, que se encuentra remachado en la misma parte, se encontraba flojo, este es de 23mm y se extiende de forma discontinua hacia el ángulo de formato de la parte analizada. Se realiza la inspección visual detallada en la parte, para verificar que se encuentra con corrosión sus bordes y su protección también.



**Figura 38 Identificación de discontinuidad en carenado**

### 3.4 Preparado de la parte.

Previo al trabajo en cualquier tipo de estructura aeronáutica esta se debe preparar para dicha tarea, en el caso en particular del carenado que se está tratando es necesario establecer que este es de un espesor muy estrecho, específicamente de 2 mm incluido pintura, esto quiere decir que la manera de tratarlo será muy especial por lo delicado de su material, y forma.

En primer lugar se limpió muy detalladamente, haciendo uso de brochas aire comprimido, y Wipe, una vez culminado eso, se procedió a extraer el anillo distanciador, donde se encuentra la discontinuidad que aloja el tornillo de sujeción, este estaba sujeto con tres remaches de aluminio de 2.00 mm de diámetro. Para ello se necesita la herramienta para volver a sujetarlo de forma correcta y pueda tener un mejor agarre al carenado.



**Figura 39 Extracción de anillo distanciador**



**Figura 40 Limpieza de parte**

Una vez con el acceso a la falla, se procedió a realizar un lijado detallado y con un grano 400 y la rectificadora angular, la que permitió que la pintura se retire además esto permitió identificar la verdadera magnitud de la discontinuidad, la cual era evidente, y por supuesto necesitaba de un reajuste para soportar al tornillo, y por ende este no realizaría su tarea de sujetar la parte.



**Figura 41 Lijado de parte**

El proceso de lijado fino está enfocado en alcanzar al material más allá de cualquier muestra de corrosión en la parte, esto también permite que se pueda trabajar en la fase de curado directamente con el material. Y que cualquier resina tenga una oportunidad mayor de adherencia al aluminio, es importante recordar que estos procesos se están basando en referencias de manuales externos, dados que la documentación enfocada a esta aeronave es inexistente como se había mencionado antes.

### **3.5 Preparación de los materiales**

Es necesario definir que la reparación acelerada, con método de curado térmico, sobre superficies aeronáuticas, requiere de un conjunto de equipos específicos, mismos que hacen elevar los costes relacionados con la remediación enfocada en el carenado. En primer lugar hay que referirse a este tipo de curado como acelerado, hace uso de dos factores elementales el primero el vacío, para poder obtener un curado resistente, este crea gran presión en todas las direcciones que presionan a las fibras de reparación sobre

la parte, y al mismo tiempo eliminan el oxígeno de lo que se denomina medio ambiente de curado.



**Figura 42 Preparación de materiales**

Otro elemento fundamental es el periodo de calor, que se aplica sobre las fibras y las resinas, este está diseñado para que las fibras junto con las resinas poliéster realicen el proceso de polimerización, convirtiendo la mezcla en un polímero, de gran resistencia y muy liviano, y que si se encuentra realizado de forma correcta. Este deberá crear una nueva piel sobre la ya existente. Un elemento importante dentro de este tipo de reparaciones es la película adherente AF 126, está diseñada para curarse en temperaturas, de 120 a 150 grados C. Este elemento fue imposible encontrarlo dentro de las fronteras nacionales.

Por último se encuentran las fibras y elementos de curado, que en el caso particular de la investigación que se está desarrollando, es la fibra de carbono, fibra de vidrio y resina estándar cobaltada, puesto que la de clasificación aeronáutica fue imposible de adquirir, además están los implementos extras para el curado, como el peel ply, de nylon, el plástico sellante y otros materiales junto con los equipos de protección personal requeridos

Para desprender el curado de la manta de respiración y absorción, la funda de vacío, y el conjunto de medidores de temperatura deben estar en perfectas

condiciones es decir calibrados a más de los métodos de calentamiento, que está constituido por una máquina de curado acelerado hot bonder para este tipo de trabajo.



**Figura 43 Fibras y resinas**



**Figura 44 Equipo Hot Bonder**

### **3.6 Reparación curado acelerado.**

En primer lugar fue necesario marcar la zona de la reparación, esto con el objetivo de establecer las dimensiones y el área de material que se va a utilizar, una vez culminado, se procedió a transportar las dimensiones al plástico que

serviría de funda de vacío, esto para crear los parches de reparación que utilizaran tres laminados, y uno de refuerzo.



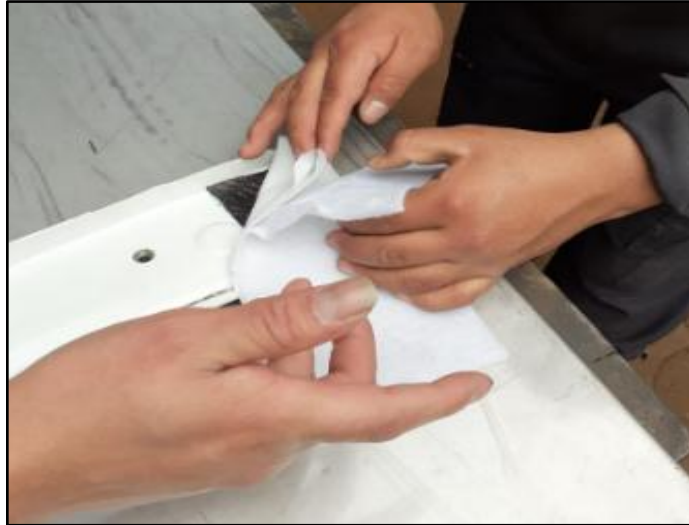
**Figura. 45 Marcar área de reparación**

Una vez realizado el traspaso de las dimensiones se procede a mezclar la resina cobaltada los dos componentes en cantidades de uno a uno en volumen o peso, como se desee, en el caso del proyecto en curso se realizó volumétricamente la mezcla, en un recipiente transparente, este se colocó en la superficie de plástico



**Figura 46 Mezcla de resinas**

Posteriormente se ubicó la fibra de carbono sobre el para luego crear un sandwich, en el cual la fibra quedaba laminada y lista para utilizar con resina que se encontraba impregnada en ella, el exceso de resina se eliminó con una paleta de desplazamiento.



**Figura 47 Adherir resinas y fibras.**

Se prepara la zona de curado en un área templada sin sol que afecte directamente la temperatura generada por el equipo hot bonder, sobre una superficie plana se ubica la parte para esbozar cuanto sería necesario para la reparación, una vez planteado, se marca la zona con la cinta doble fast, que servirá para crear el ambiente de vacío en toda la superficie de reparación. Esta dimensión sirve también para medir el espacio necesario para cortar el plástico que servirá de funda de vacío.



**Figura 48 Marcación de parte**

Una vez preparada la zona de curado, se colocan las capas de reparación preparadas previamente, con mucho cuidado, sobre la zona que se preparó en el carenado, teniendo la gentileza de no deshilar la fibra de carbono, y con la suficiente destreza para colocarlas en la posición adecuada, culminada esa parte es hora de crear el medio ambiente de curado, sobre la reparación se coloca una manta de peel ply esta tiene dos funciones separa la manta que absorbe el exceso de resina, en la zona de curado, y permite “revelar” o separar el curado una vez terminada la reparación de la fibra curada.





**Figura 49 Preparado zona de curado**

Sobre el peel ply se coloca la manta de respiración y absorción, esta absorbe el exceso de resina que se expulsa, producto del vacío, y la retiene, además permite que las boquillas de sangrado de aire tengan un soporte en el cual puedan extraer el aire sin que este tenga obstrucciones de algún tipo. Para finalizar se ubica la manta térmica sobre el curado y se coloca al plástico que generara el ambiente de vacío, tomando en cuenta la ubicación de las dos boquillas la que se encargara de medir la presión de vacío, y la segunda que viene desde el equipo, misma que aún no debe estar conectada al compresor.



### Figura. 50 Preparación para generar el vacío

Previo al proceso de curado, la maquina dice en su caratula que es de acción automática, posee un interruptor de encendido y una llave de arranque en tipo memoria usb, la maquina especifica que el sistema de vacío es independiente del de curado, así que se procede a conectar el compresor al conector de entrada de aire de la maquina hot bonder, y se verifica que el medidor de vacío este correctamente marcando una presión negativa, además con las manos y los dedos se extiende el plástico para sacar la mayor cantidad de resina que no se necesite sea expulsada por fuera del curado.



### Figura 51 Conexión al equipo para curado

Una vez generado el medio ambiente de curado en el que el vacío esta correcto y verificado se procede a encender la maquina la cual debe poseer las tres conexiones dos de sensores de temperatura, y una para el control de la plancha de calentamiento, se especifica que la maquina es del año 2005, y hay que realizar la tarea con cuidado.

El ciclo de curado continua de forma computarizada, a este punto se llegó luego de realizar varias pruebas para determinar el correcto funcionamiento de la máquina y los ciclos que debe realizar, en estos se verifico que cumple dos periodos, uno correspondiente a una hora en el que calienta a 80 °C, y posterior

incrementa su temperatura a 120 °C durante un periodo de dos horas, periodo donde el cual se apaga el ciclo y debe ser desconectada.



**Figura. 52 Efectuar el curado**



**Figura. 53 Poner en marcha el equipo**

Una vez terminado el proceso de curado, se desconecta la máquina, y se retiraron las mantas, se recuperaron y limpiaron los sensores de temperatura, y se revelo el curado al retirar el peel ply, una vez culminado con el curado se procedió a realizar un análisis de parámetros cumplidos y a dejar realizar el respectivo secado de la parte estructural para su respectiva instalación. Se recomienda guardar las cañerías y todo el equipo limpiar después de su uso.

### 3.7 Análisis de conformidad

Para realizar un análisis de conformidad enfocado y bien realizado es necesario contar con herramientas para realizar ensayos no destructivos, y microscopios electrónicos para determinar si existen des laminaciones o rajaduras en la fibra, así como curados anormales, pero para el caso en particular de la investigación planteada se planteó los siguientes parámetros.

**Tabla 1**  
**Análisis de conformidad**

<b>ANÁLISIS DE CONFORMIDAD</b>		
<b>Parámetro</b>	<b>conforme</b>	<b>no conforme</b>
La reparación no se des lamina	aprobado	
La reparación no tiene burbujas	aprobado	
El calor de la manta no quemó el aluminio	aprobado	
La reparación no deforma la parte	aprobado	
La reparación es estable	aprobado	

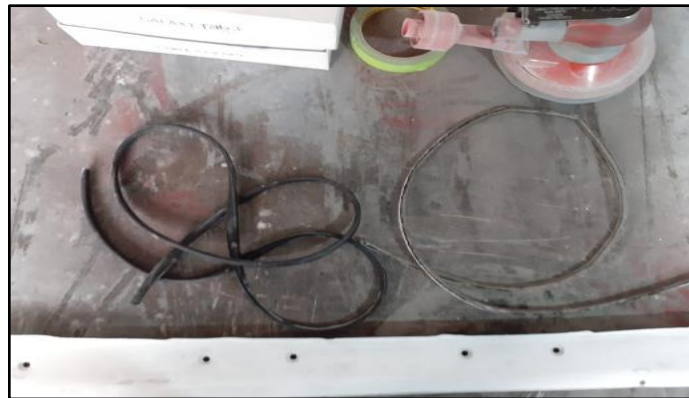
### **3.8 Acabados y montaje**

Una vez pasada la prueba de conformidad es necesario dar los acabados a la parte, para ello se volvió a marcar la perforación donde se encontraba, a más de realizar la reparación de toda la parte ya que la pintura se encontraba también deteriorada y se volvió a lijar toda el carenado para quitar las imperfecciones y realizar el arreglo de este.



**Figura. 54 Lijado de la parte sobrante de curado en el carenado**

Al realizar el lijado se dio a notar que en el filo del carenado posee un cobertor de caucho, este se presentó deteriorado y se tuvo que reemplazar por un nuevo para que no existan rajaduras al momento de su instalación en la aeronave.



**Figura 55 Cambio de cobertor del carenado**

También se comenzó realizando un DRILL progresivo hasta alcanzar el diámetro deseado, posterior, se marcaron las ubicaciones de las perforaciones del anillo de soporte que va anclado al carenado por tres remaches, estos se colocaron como se encontraba en un inicio devolviéndole a la parte su integridad estructural, para finalizar con un avellanado, que alojara el perno y tendrá un mejor soporte en su instalación. Una vez terminado con la preparación del carenado para evitar imperfecciones en la superficie, se

prepara la mezcla de pintura PRIMER y color blanca para dar los acabados finales a soplete.



**Figura. 56 Preparación de pintura**



**Figura. 57 Pintado con Primer**

La pintura se colocó en dos fases en la primera se colocó el PRIMER, tomando en cuenta que la parte se preparó previamente, y luego el color blanco distintivo de la aeronave, para una vez terminado de secar, se vuelva a instalar con la ferretería que se había reciclado en el estabilizador horizontal y vertical de la aeronave.



**Figura. 58 Acabado de la parte**

Para poder efectuar este tipo de reparación de método de curado acelerado con el equipo Hot Bonder Composite Repair es de suma importancia conocer que no precisamente se requiere mucha experiencia, además de la demanda por la AC N°: 20-107B el cual figura que no es necesario poseer una certificación por la DGAC la cual oprime esto por ser equipo de uso de entrenamiento.

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

## 2.1 Conclusiones

- Mediante los manuales técnicos aeronáuticos se extrajo toda la información necesaria para el empleo de materiales compuestos y herramientas necesarias al efectuar la reparación de la parte extraída.
- El equipo Hot Bonder es indispensable ya que facilito de manera educativa tanto a los estudiantes como docentes con el fin de obtener y avanzar en los conocimientos en su vida universitaria y logren sacra el mejor provecho en el aprendizaje
- Es importante seguir los procedimiento de los manuales para llevar acabo la reparación estructural de la parte del estabilizador horizontal, ya que puede verse afectada la curación ya sea por mucho o poco uso de material expuesto en la parte.

## 2.2 Recomendaciones

- Tener a la mano manuales, herramientas, y materiales para la aplicación, que facilitara el trabajo de manera más rápida y eficaz.
- Se vio factible implementar en la universidad el equipo hot Bonder con el fin de lograr aspectos relevantes para el mejor desempeño del docente y estudiante, para abrir puertas que inspiren a la sociedad en el ámbito laboral
- Es de suma importancia el uso de EPP para evitar lesiones, quemaduras, o accidentes que perjudiquen la integridad humana y del equipo, y de ser precautelados con las tareas de mantenimiento con este equipo.

## GLOSARIO



**Aeronave:** Toda máquina que puede navegar en la atmosfera por reacciones del aire que actúan en ella, con la elevación dinámica con la ayuda de un perfil aerodinámico.

**Aeronavegabilidad:** Aptitud técnica y legal tiene una aeronave para operar en condiciones seguras.

**Material compuesto:** Es la combinación de dos o más materiales, para mejorar sus propiedades como es su peso, resistencia, dureza entre otras.

**Mantenimiento:** Acciones programada y no programadas que ayudan a conservar el estado funcional positivo de un componente para la preservación de esta.

**Reparación:** Es el arreglo de una parte o estructura deteriorada para que siga cumpliendo la función para la cual fue diseñada dentro de los márgenes de la aeronavegabilidad.

**Hot Bonder:** Equipo que se utiliza para controlar fuentes de calor localizadas para una amplia variedad de aplicaciones de fabricación y reparación que requieren el curado de pre impregnado, resinas o adhesivos.

**Fibras:** Son materiales que ayudan a reforzar los materiales compuestos para formar fibras fuertes, rígidas y frágiles dentro de una matriz más blanda y dúctil. Se consigue mejor resistencia (incluso a altas temperaturas), rigidez y alta relación resistencia/peso.

**Resinas:** Sustancia orgánica de consistencia pastosa, pegajosa, transparente o translúcida, que se solidifica en contacto con el aire; es de origen vegetal o se obtiene artificialmente mediante reacciones de polimerización.

**Aleación:** Producto homogéneo de propiedades metálicas, resultado de una aleación, que está constituido por dos o más elementos, de los cuales al menos uno es un metal.

**Honeycomb:** Este material es un producto no peligroso de calidad uniforme. Presenta muchos otros beneficios, incluyendo una muy alta resistencia a las deformaciones, reduce el peso sin reducir la capacidad de carga y se utiliza para reforzar los bordes y los puntos de fijación.

**Manta térmica:** Considerado como una plancha calefactora eléctrica integrada que se coloca generalmente sobre la parte que se está realizando el curado en una reparación.

## **ABREVIATURAS**

**CIAC:** Centro de Instrucción Aeronáutico Civil

**CONESUP:** Consejo Nacional de Educación Superior

**FAE:** Fuerza Aérea Ecuatoriana

**SRM:** Manual de reparación estructural

**USAF:** Fuerza Aerea de los Estados Unidos

**In:** pulgadas

**PSI:** Libra por pulgada cuadrada

**PID:** Controlador Proporcional, Integral y Derivativo

**AD:** Directiva de Aeronavegabilidad

**ATA:** Asociación de tráfico aéreo

**AC:** Circular de aviso

**FAA:** Administración Federal de Aviación

**NDT:** Pruebas no Destructivas

**MRO:** Mantenimiento de reparación y revisión

**OEM:** fabricante de equipos originales

**SB:** Boletín de servicio

**AC:** Circular de aviso

**AD:** Directiva de aeronavegabilidad

## **BIBLIOGRAFÍA**

Administration, F. A. (2012). *Handbook- Airframe Vol 1* (2012 ed., Vol. vol 1). Flight Standards Service. Recuperado el 27 de Mayo de 2019

- Alvarez, J. M. (13 de junio de 2018). *INPRA LATINA*. Obtenido de <https://www.inpralatina.com/201806137724/articulos/proteccion-de-superficies-y-control-de-corrosion/inspeccion-de-recubrimientos-en-aeronaves.html>
- Arechaga, R. U. (10 de 10 de 2012). *Interempresasnet*. Obtenido de <http://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/101083-Materiales-de-alto-rendimiento-para-el-sector-mas-exigente.html>
- Aviation, S. H. (1970). ATA 51-50-31.
- EL UNIVERSO. (10 de Septiembre de 2004). EL UNIVERSO. Recuperado el 27 de Junio de 2017, de <http://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DAAA01E971.html>
- García, P. (05 de septiembre de 2013). *Franklin Electric*. Obtenido de <https://franklinlinkmx.wordpress.com/2013/09/05/que-es-el-control-pid/>
- GMI, A. (10 de 10 de 2016). *Colombus*. Obtenido de <http://www.colombus-2-project.eu/>
- Göde, M. (30 de Noviembre de 2016). *British Aerospace BAe 125*. Recuperado el 2 de Julio de 2017, de [http://www.wikiwand.com/es/British\\_Aerospace\\_BAe\\_125](http://www.wikiwand.com/es/British_Aerospace_BAe_125)
- Oñate, E. (2007). *Conocimiento del Avión*. Thomson Paraninfo.
- Reche, A. (22 de Abril de 2009). *www.ivao.es*. Obtenido de <file:///C:/Users/HP/AppData/Local/Temp/Estructuras%20principales%20del%20avión.pdf>
- Saranga, D. (12 de 7 de 2016). *The Blueprints.com*. Obtenido de The Blueprints.com: [https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker\\_siddley\\_hs\\_125/](https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker_siddley_hs_125/)

# ANEXOS

## ÍNDICE DE ANEXOS

**ANEXO A.**- Tabla de ventajas y desventajas de materiales básicos de aviación

**ANEXO B.**- Reparación del borde del panel de seis capas

**ANEXO C.-** Proceso de curado acelerado con mantas térmicas

**ANEXO D.-** Reparación con componentes compuestos según SRM 51-50- 31

**ANEXO E.-** Manual de operación.

**ANEXO F.-** Manual de seguridad y mantenimiento.

**ANEXO A**

### Ventajas y Desventajas de Materiales básicos en aviación

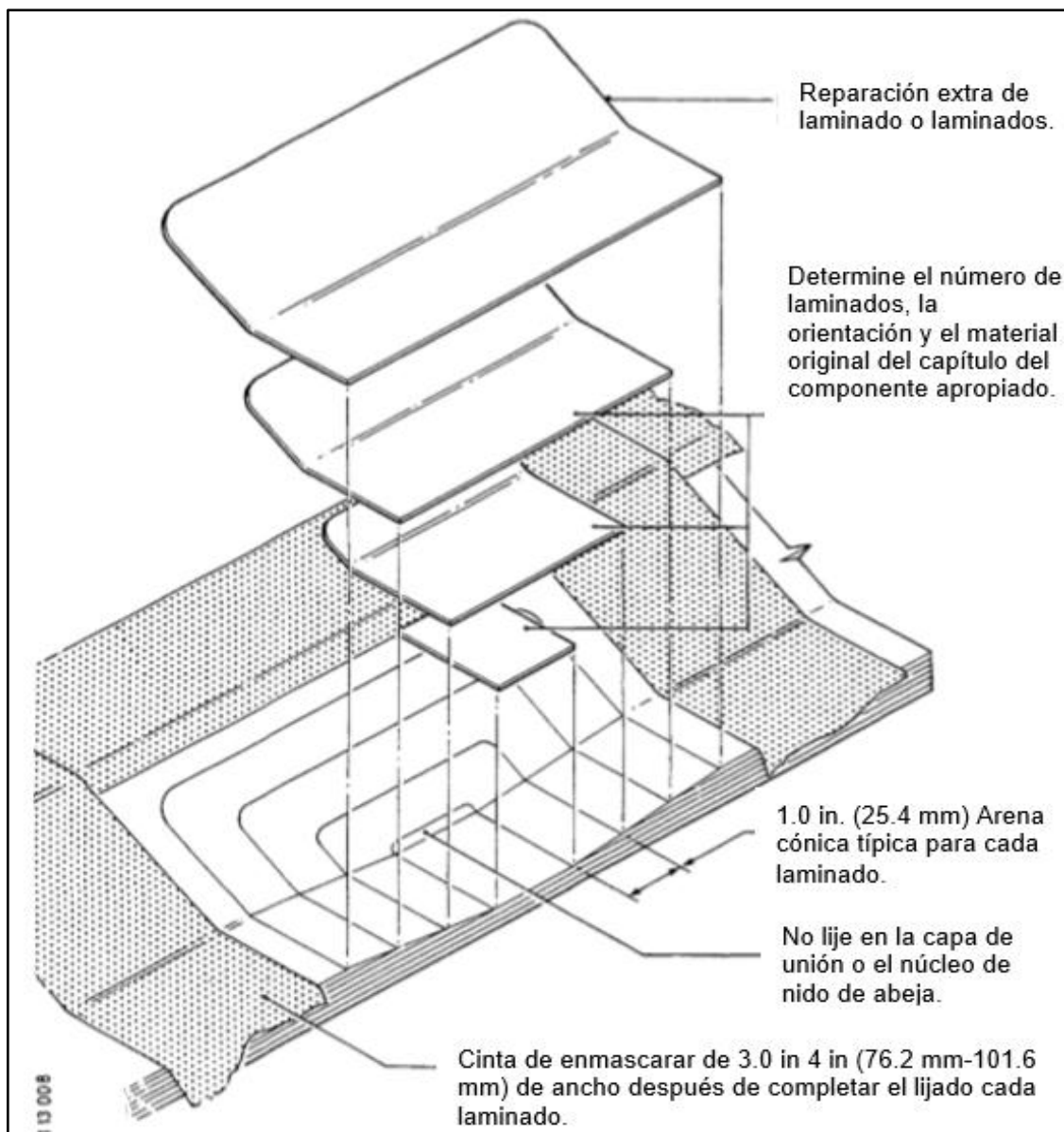
NOMBRE DEL MATERIAL	CARACTERÍSTICAS	
	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Papel Kraft	Buenas propiedades aislantes, Bajo costo.	Resistencia relativamente baja.
	Disponibles en grandes cantidades y fácil manipulación.	No realizan reparaciones o construcciones a gran escala.
	Compatibles con el medio ambiente	Inflamable
Termoplásticos	Buena absorción de energía	Inflamable
	Bueno en la redirección de energía.	Poca resistencia a los solventes
	Costo relativamente bajo	Mala adherencia
Aluminio	Propiedades de transferencia de calor	Requiere de procesos especiales para ser soldado.
	Propiedades de blindaje electromagnético	Se requiere de mucha energía para su proceso.
	Resistente al calor	Abrasivo para las herramientas
Acero	Buenas propiedades de transferencia de calor	Se promueve con facilidad la corrosión
	Propiedades de blindaje electromagnético y resistente al calor.	Propagan fácilmente el calor debido a las propiedades físicas de este material

<b>Metales especiales (titanio)</b>	Relación resistencia peso relativamente alta,	Escasa conductividad térmica
	Resistencia a la corrosión	Alto costo
<b>Fibra de vidrio</b>	Propiedades de cizallamiento a medida por la construcción	Equipamiento costoso
	Propiedades dieléctricas bajas, buenas propiedades aislantes y buena formalidad.	Liberan humo toxico y micro partículas en el aire, en caso de incendios es perjudicial para la salud del hombre.
<b>Carbono</b>	Buena estabilidad y retención dimensional con alta rigidez	Coeficiente muy bajo de expansión térmica
	Conductividad térmica a medida	Módulo de cizallamiento relativamente alto y muy caro
<b>Cerámica:</b>	Resistente al calor a temperaturas muy altas	Disponibile en tamaños de celda muy pequeños
	Buenas propiedades aislantes	Material muy caro

## ANEXO B

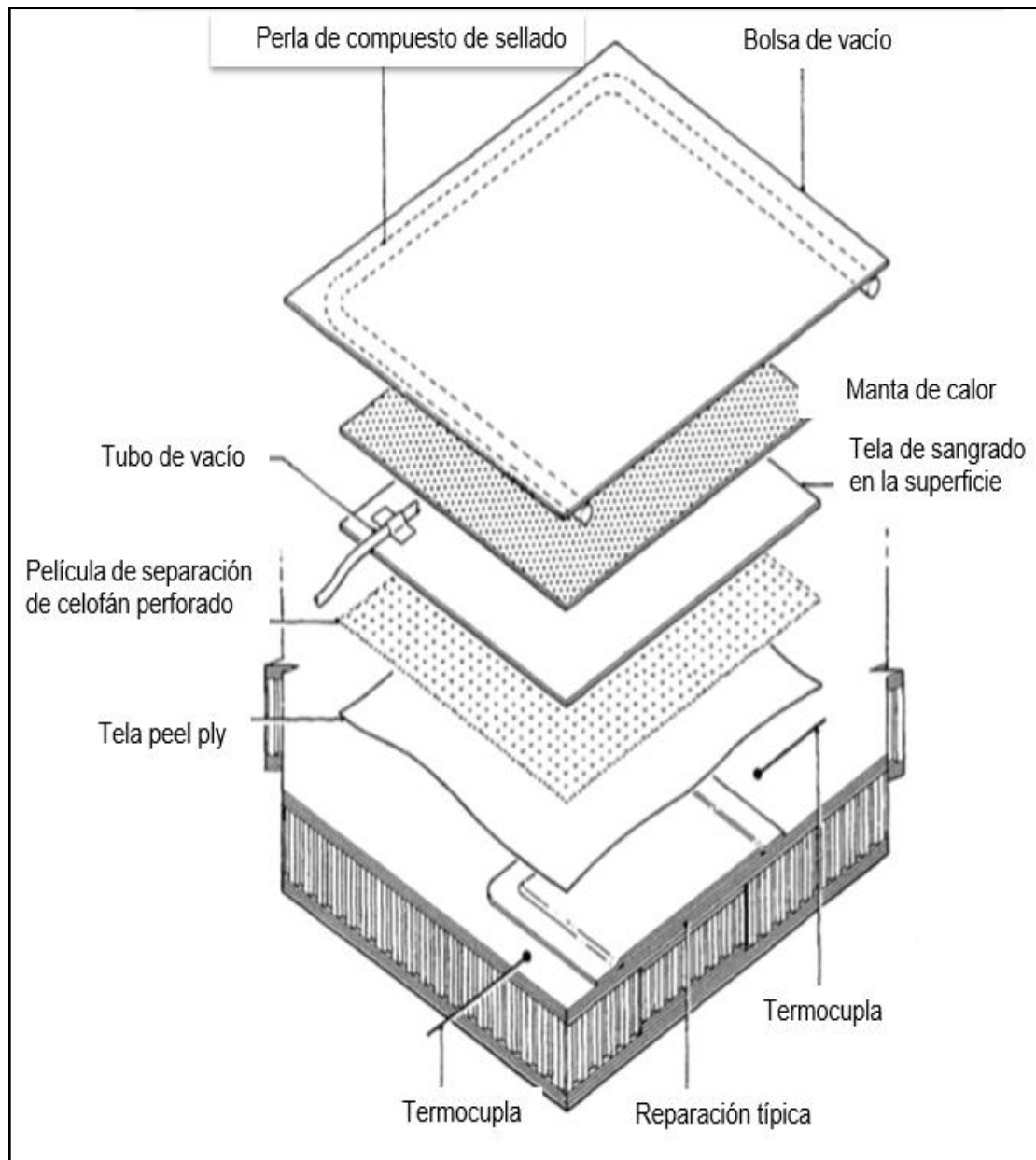
### Reparación del borde del panel de seis capas





## ANEXO C

### Proceso de curado acelerado con mantas térmicas

**ANEXO D**

## Reparación con componentes compuestos según SRM 51-50- 31

# Raytheon Aircraft


125 SERIES 1 - 400 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## REPAIRS TO GLASS FIBRE COMPONENTS

This subject contains	Page	Figure
General	2	
Precautions	2	
Preparation	3	
Honeycomb Core Drying	5	1
External Patch Repair	6	
External Patch Repair (Partial Penetration)	7	2
External Patch Repair (Total Penetration)	8	2
Flush Patch Repair	9	
Flush Patch Repair (Partial Penetration)	11	3
Flush Patch Repair (Total Penetration)	12	3
Repair to Honeycomb Core - Damage not exceeding 1/3 Core thickness	13	4
Repairs to Honeycomb Sandwich Components	14	
Repair of Damage to One Skin and Honeycomb Core	15	5
Repair to Honeycomb Panel where access is limited to one side	17	6
Repair to Aluminium Foil or Alumesh Covered components	22	
Panel Edge Repairs	25	
Repair of Panel Edge Delamination	26	7
Repair of Honeycomb Panel Edge	27	8
Repair of Honeycomb Panel - Core and Edge	31	9
Curing the Repair and Applying Pressure	34	
Accelerated Curing Procedure With a Heat Blanket	35	10
Resin Cure Time and Temperature Curve	37	11
List of Glasscloth Repair Materials	38	
List of Materials	38	

## ANEXO E

## Manual de operación.

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>	<b>PAG:</b> 1 DE 1
	REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS	<b>CÓDIGO:</b> N/A
	<b>ELABORADO POR:</b> Hidalgo Ponce Andrés Wladimir.	<b>REVISIÓN:</b> 001
	<b>APROBADO POR:</b> TLGO. EDISON GRANDA	<b>FECHA:</b> Agosto 2019

### 1. OBJETIVO

Proporcionar a los docentes y estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, una guía para el uso correcto del equipo Hot Bonder Composite, por medio de procedimientos ordenados que permitan el funcionamiento y puesta en marcha, para la realización de reparaciones como entrenamiento en partes estructurales de la aeronave

### ALCANCE

El presente documento tiene como finalidad proporcionar la información necesaria para realizar tareas de mantenimiento correctivo y curativo en partes estructurales de la aeronave y facilitar los conocimientos generales para su buen uso.

### 2. MATERIALES Y HERRAMIENTAS

- Equipo de protección personal (EPP)
- Manual de operación ( Hot Bonder)
- Manuales de la aeronave Hawker
- Equipo Hot Bonder
- Materiales requeridos para la reparación estructural (fibra de vidrio, fibra de carbono, honeycomb, peel ply, resinas, entre otros)
- Área de trabajo (de preferencia lugar cerrado)
- Compresor
- Toma de corriente eléctrica (110 V)

### 3. PROCEDIMIENTO

La unidad de GMI AERO, es un sistema de reparación compuesto avanzado y autónomo a la vez, Está diseñado para realizar todas las operaciones necesarias para el curado en campo eficiente de resinas compuestas. El enlace caliente dual proporciona dos sistemas idénticos, cada uno de los cuales comprende medición y control de temperatura, generación de vacío y monitoreo.

#### **SEGURIDAD PARA ENCENDIDO DEL EQUIPO**

1. Leer y comprender las instrucciones de funcionamiento del equipo.
2. Comprobar la conexión de alimentación este en buenas condiciones sin daños visibles o aislamientos.
3. Verificar que el voltaje de suministro sea de 100 V.
4. Asegúrese de que el cable de alimentación este enchufado a una toma de corriente nominal para los calentadores previstos.
5. Asegurarse de colocar la señalética de trabajo, y que los cables conectados al equipo no presenten un peligro de tropiezo.
6. Si existiera una posibilidad de que el cable de alimentación pueda ser atropellado por vehículos, usar un cable blindado.
7. Asegurarse de que las conexiones se encuentren limpias, “el aire cargado

de aceite o cualquier tipo de suciedad puede dañar el secado”, limpiar con aire a presión.

### COMO NORMAS GENERALES

1. No moje la unidad.
2. No intente desmontar la unidad de ninguna manera.
3. No utilice la llave “Flash” para otros beneficios, usar únicamente para el equipo, no introducir la llave en ningún otro dispositivo que no sea el Hot Bonder.
4. No utilice objetos puntiagudos o abrasivos, limpiadores en la pantalla
5. No utilice adhesivos en entornos peligrosos, protegido del mal tiempo.
6. No cubra el escape de aire.
7. Los termopares deben colocarse correctamente debajo de la manta térmica, de lo contrario puede causar daños graves a la estructura del avión.
8. Asegúrese de que los termopares se coloquen dentro del límite frío de 2 pulgadas del área utilizable de la estera del calentador.
9. Antes de usar el adhesivo para reparar, realice la preparación de la superficie de acuerdo con SRM de la aeronave.



### USO DEL HOT COMPOSITE BONDER MACHINE.

- Preparar el medio ambiente de curado y vacío incluido

- Verificar que exista valores de presión negativa en el instrumento de presión
- Energice el equipo por medio del conector de voltaje de 110 V AC a una fuente impermeable.
- Accione el BRAKE de encendido
- Una vez que está en la posición ON active el equipo por medio de la USB, si este se enciende y al tocar la pantalla no responde el TOUCH simplemente REINICIE EL EQUIPO retirando la KEY o re encendiendo el BRAKE, esto sucede porque la maquina tiene un uso extendido, mas no influye en el CICLO de curado.
- Para el diseño emplea una rejilla de alambre de resistencia a la herida vulcanizado entre dos capas de fibra de vidrio reforzado con una goma de silicona.
- Todas las mantas calefactoras son consolas de unión que cumple con el control de temperatura estándar.
- Es importante colocar el termopar lo más cerca posible del área de reparación.
- Debe colocar al menos 2 termopares alrededor del parche. Los termopares deben colocarse correctamente debajo de la manta térmica, de lo contrario puede causar daños graves a la estructura a repararse.
- Asegúrese de que los termopares se coloquen dentro del límite frío de 2 pulgadas del área utilizable de la estera del calentador.
- Si la temperatura final de la cura es superior a 150 ° C, entonces es mejor usar un límite frío de 3 pulgadas.

### **EJEMPLO DE SISTEMA DE VACÍO PARA LA REPARACIÓN.**

Sellador

Bolsa de vacío

Respiradero

Película liberada no perforada

Tela de fibra de vidrio

Película perforada

#### **4. ESPECIFICACIÓN**

##### **CARACTERÍSTICAS**

Peso            27 libras

Tamaño        63 x 50 x 30.2 cm

##### **MEDIO AMBIENTE**

Temperatura de almacenamiento        -20 a 60 °C (-4 a 140 °F)

Temperatura de funcionamiento        0 a 50 °C (32 a 120° F)

##### **SUMINISTRO DE ENERGÍA**

Conector        Neutrik

Voltaje           110 V

Corriente        32 A

##### **SUMINISTRO DE AIRE**

Conector        Legris

Presión           limpieza, aire seco sin aceite de 4 a 6 Bar (60 a 90 PSI)

##### **SALIDA DE VACÍO**



Salida una salida

Rango de vacío 0 a 840 Bar

Tipo de bomba Venturi

### **TERMOCUPLAS DE ENTRADA**

Conexión Termocupla de enchufe

Tipo K

RANGO 0 a 180°C

Exactitud  $\pm 0.5 \text{ }^\circ\text{C}$  ( $\pm 0.1 \text{ }^\circ\text{F}$ )

Tiempo de actualización 2 segundos


### **5. RECOMENDACIONES.**

- El tiempo estimado a correr el equipo es continuo además de ser autónomo y automático.
- Tener muy en cuenta las normas generales y de seguridad para evitar daños severos al equipo
- En caso de tener algún problema con el curado, mantener la calma y reiniciar el equipo

## **ANEXO F**

### **Manual de seguridad y mantenimiento.**

UGT-ESPE	<b>MANUAL DE SEGURIDAD</b>	<b>Pág. 1 de 3</b>
	REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES	

	VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS	<b>Código:</b> N/A
	<b>Elaborado por:</b> Hidalgo Ponce Andrés	<b>Fecha:</b> Agosto 2019
	<b>Aprobado por:</b> Tlgo. Granda Edison	
<p><b>1. OBJETIVO:</b></p> <p>Explicar los procesos de seguridad, para salvaguardar la integridad del equipo Hot Bonder Composite Repair y del mecánico durante una reparación estructural.</p> <p><b>2. ALCANCE:</b></p> <p>El proyecto tiene como meta informar las reglas de seguridad que debe tener el docente y el estudiante durante el uso del equipo Hot Bonder para reparar y mantener la integridad de partes estructurales de la aeronave</p> <p><b>3. MATERIALES Y HERRAMIENTAS:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Equipo de protección personal (EPP)</li> <li>• Manuales de la aeronave Hawker</li> <li>• Equipo Hot Bonder</li> <li>• Materiales requeridos para la reparación estructural (fibra de vidrio, fibra de carbono, honeycomb, peel ply, entre otros)</li> <li>• Caja de herramientas</li> </ul> <p><b>4. INFORMACIÓN DE SEGURIDAD</b></p>		

**NOTA**

USE EL EQUIPO HOT BONDER SOLO COMO SE ESPECIFICA EN EL MANUAL DE OPERACIÓN, DE LO CONTRARIO, LA PROTECCIÓN PROVISTA POR EL EQUIPO DE HOT BONDER PODRÍA VERSE AFECTADA.

**PELIGRO**

Comprenda el funcionamiento de este equipo antes de operar o realizar el servicio de reparación con materiales compuestos, en caso de no entender como operar de manera segura, este equipo puede causar un accidente que cause lesiones graves o la muerte.

- Inspeccione el Hot Bonder antes de usar
- No use el Hot Bonder si está dañado
- No repare los adhesivos calientes dañados o defectuosos.
- No aplaste ni haga esfuerzos físicos en el ensamblaje o en las mantas calientes.
- Retire la manta térmica cuando no esté en la posición correcta y aplique un uso severo
- Utilice solo los cables de alimentación proporcionados por el equipo.
- No sumerja o rocié la manta térmica con líquido.
- Mantenga los objetos metálicos afilados alejados de la manta térmica
- No use la punta del esfero u otros objetos puntiagudos en la pantalla digital del equipo.
- Para evitar el daño de la bolsa de vacío y el posible daño a la estructura, siempre consulte el manual de operación

**ADVERTENCIA**

Se hace referencia en este manual de seguridad para alertar al personal sobre los peligros asociados con la operación y el uso de referencia al


conjunto de reparación con materiales compuestos para evitar lesiones.

- Para realizar la respectiva reparación con el equipo usar los EPP y regirse al procedimiento descrito en el manual de operación
- Antes de conectar la alimentación eléctrica al equipo, el personal debe asegurarse de que el enchufe de alimentación instalado sea el adecuado para evitar daños.
- Todo el cableado eléctrico debe seguir los códigos eléctricos locales.
- El personal que ocupe el equipo será responsable de proporcionar un dispositivo adecuado de conexión de matrices.

#### 4.1 PRUEBA DE FUNCIONAMIENTO DEL EQUIPO HOT BONDER

- Asegúrese de que la fuente sea conectada a una corriente de 110V, si se le aplica más de lo indicado puede quemar el equipo.
- Use solo los cables que vienen dentro del equipo.
- No esfuerce las cañerías y cables del equipo cuando está en funcionamiento.
- Use los equipos de protección personal
- No guardar el equipo en un ambiente húmedo
- Tener cuidado de no dejar encendido el equipo después de terminar la tarea
- Manipule con cuidado el equipo
- Para transportar el equipo cerciorarse y verificar de que los cuatro seguros estén bien cerrados.
- Usar la manija de la maleta para transportarla y evitar daños al equipo

UGT-ESPE	<b>MANUAL DE MANTENIMIENTO</b>	<b>Pág. 1 de 1</b>
	“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADORES VERTICAL Y HORIZONTAL DE LA AERONAVE	<b>Código:</b> N/A

	HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD, MEDIANTE EL MÉTODO DE CURADO ACELERADO (SRM 51-50-31), HOT BONDER, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”	
	<b>Elaborado por:</b> Hidalgo Andrés	<b>Fecha:</b>
	<b>Aprobado por:</b> Tlgo. Granda Edison	Julio 2019
<p><b>1. OBJETIVO</b></p> <p>Realizar el mantenimiento preventivo del equipo, para conservar la óptima operación del mismo.</p> <p><b>2. ALCANCE</b></p> <p>El presente manual contiene operaciones de mantenimiento del equipo y así poder conservar la vida útil, para que sean aprovechados de la mejor manera por los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica</p> <p><b>3. EQUIPOS Y MATERIALES</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Equipos de protección personal</li> <li>• Manual del operación del equipo Hot Bonder</li> <li>• Manual de seguridad del equipo Hot Bonder</li> <li>• Franela</li> <li>• Equipo Hot Bonder</li> <li>• Esponja suave</li> </ul> <p><b>4. MANTENIMIENTO DEL EQUIPO HOT BONDER (MANTENIMIENTO CADA 6 MESES)</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Verificar si los componentes del equipo se encuentran completos y dentro de su maleta.</li> </ul>		

- Comprobar que los componentes estén en buen estado.
- Inspeccionar por rajaduras los terminales de las cañerías y cables de conexión.
- Revisar la pantalla digital que no tenga fisuras
- Verificar que las mantas térmicas que serán usadas para la reparación no tenga ninguna anomalía
- Inspeccionar visualmente los componentes del equipo.
- Verificar la calibración del equipo
- Evitar guardar y exponer al equipo a climas muy húmedos.
- Para el transporte, mantener el anillo de sellado de neopreno libre de suciedad.
- Si el anillo de neopreno sufre algún daño deberá sustituirse.
- Limpiar con una esponja suave el contorno del equipo
- No utilizar cepillos de ningún tipo ya que la superficie podría rayarse
- No exponer al equipo en disolventes, combustibles o aceites lubricantes que puedan afectar el buen funcionamiento de este.
- Mantener el estado original de la espuma protectora pre cortada para mantener los componentes en el área cuadrículada.
- No cortar ni retirar la espuma protectora pre cortada de su lugar.
- Evitar retirar y dañar la espuma solida de la maleta que sirve para salvaguardar el equipo Hot Bonder y sus componentes.

## HOJA DE VIDA

### DATOS PERSONALES



**NOMBRE:** Hidalgo Ponce Andrés Wladimir

**NACIONALIDAD:** Ecuatoriana

**FECHA DE NACIMIENTO:** 09 de Agosto de 1993

**CÉDULA DE CIUDADANÍA:** 172243713-2

**TELÉFONOS:** 0987489449 - 0982778812

**CORREO ELECTRÓNICO:** addresswladimir.17@gmail.com

**DIRECCIÓN:** Quitumbe, la Ecuatoriana, calle Martín Icaza.

### **ESTUDIOS REALIZADOS**

**PRIMARIA:** Escuela “Academia Militar del Valle” - Sangolqui, Ecuador

**SECUNDARIA:** Colegio “Academia Militar del Valle” - Sangolqui, Ecuador

**SUPERIOR:** Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

### **TÍTULOS OBTENIDOS**

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

Licencia de conducción tipo C

### **EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES**

**EMPRESA:** Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, Latacunga, (168 H)

**EMPRESA:** Líneas Aéreas Nacionales del Ecuador S.A LAN, Guayaquil, (168 H)

**EMPRESA:** Centro de Mantenimiento de aviación del Ejército, Sangolqui (200 H)

**EMPRESA:** Escuela de Pilotos SKY Ecuador, Guayaquil, (200 H)

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE  
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

**HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS**

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE  
RESPONSABILIZA EL AUTOR

---

HIDALGO PONCE ANDRÉS WLADIMIR  
C.C. 172243713-2

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

---

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, Agosto del 2019