



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MONOGRAFIA: PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
TECNÓLOGO EN: MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

TEMA: “INSPECCIÓN DE LAS CUBIERTAS DEL FUSELAJE CENTRAL
SECCIÓN DE LAS ALAS DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY HS 125 400
DE ACUERDO A LA TAREA 53-00-12, REGISTRADA EN EL
MANTENIMIENTO PROGRAMADO DE LA AERONAVE
PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE
LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE”

AUTOR: GUEL IPIAL, JHONY ENRIQUE

DIRECTOR: TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

LATACUNGA

2020



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ***“INSPECCIÓN DE LAS CUBIERTAS DEL FUSELAJE CENTRAL SECCIÓN DE LAS ALAS DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY HS 125 400 DE ACUERDO A LA TAREA 53-00-12, REGISTRADA EN EL MANTENIMIENTO PROGRAMADO DE LA AERONAVE PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE”*** fue realizada por el señor ***GUEL IPIAL JHONY ENRIQUE***, analizada por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, Enero del 2020

TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

DIRECTOR

C.C.: 050273664-8



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **GUEL IPIAL JHONY ENRIQUE**, declaro que el contenido, ideas y criterios de esta monografía: **“INSPECCIÓN DE LAS CUBIERTAS DEL FUSELAJE CENTRAL SECCIÓN DE LAS ALAS DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY HS 125 400 DE ACUERDO A LA TAREA 53-00-12, REGISTRADA EN EL MANTENIMIENTO PROGRAMADO DE LA AERONAVE PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, Enero del 2020

GUEL IPIAL, JHONY ENRIQUE

C.C.: 040179332-8



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **GUEL IPIAL JHONY ENRIQUE**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“INSPECCIÓN DE LAS CUBIERTAS DEL FUSELAJE CENTRAL SECCIÓN DE LAS ALAS DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY HS 125 400 DE ACUERDO A LA TAREA 53-00-12, REGISTRADA EN EL MANTENIMIENTO PROGRAMADO DE LA AERONAVE PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE”**, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, Enero del 2020

GUEL IPIAL, JHONY ENRIQUE

C.C.: 040179332-8

DEDICATORIA

Mi trabajo de graduación lo dedico a nuestro PADRE Todopoderoso, gracias a su infinita misericordia he llegado a alcanzar estas instancias, también lo dedico a mis amorosos padres y hermanos por ser mi gran familia y apoyo absoluto en cada momento, quienes me inspiraron y me encaminaron por el sendero del bien y por el valorable trabajo que juntos han realizado para consentir que yo tenga todo lo adecuado y alcanzar mis sueños y metas.

Guel Ipial Jhony Enrique

AGRADECIMIENTO

Agradezco primeramente a Dios y a mi familia por ser mi fuente de inspiración, esfuerzo y constancia forjándose, así como el legado más grande que se puede recibir y por el cual viviré eternamente agradecido. A mi padre y madre por sus consejos que día a día han hecho de mí un hombre de bien, demostrándome el sentido de perseverancia.

A mis docentes de Unidad de Gestión de Tecnologías por brindarme sus conocimientos y experiencias para aplicarlos en campo laboral y en mi vida profesional. A mis compañeros de aula que juntos se empezó con un sueño y se ha trabajado todos los días en las aulas para obtenerlo.

Agradezco también el apoyo a mi director de proyecto Tlgo. Edison Granda que con su colaboración, conocimientos y experiencia adquirida en su vida profesional supo guiarme para la realización de este trabajo siendo un pilar fundamental para la culminación de este proyecto.

Guel Ipial Jhony Enrique

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

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

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Antecedentes	1
1.2 Planteamiento Del Problema	2
1.3 Justificación.....	3
1.4 Objetivos	3
1.4.1 General	3
1.4.2 Específicos	4
1.5 Alcance	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Carenado	5
2.2	Inspección	5
2.2.1	Inspección en materiales compuestos	6
a.	Inspección visual	6
b.	Inspección ultrasónica	7
b.1	Fundamentos teóricos	7
b.2.	Técnicas de inspección ultrasónica	8
b.2.1	Inspección de pulso-eco	8
b.2.2	Inspección a través de la transmisión	9
b.3	Detección de discontinuidades	9
c.	Pruebas de tap	9
d.	Shearografía	10
e.	Termografía	11
f.	Radiografía	12
2.3	Materiales Utilizados en la Industria Aeronáutica	12
2.3.1	La madera	13
2.3.2	El acero	14
2.3.3	Aluminio	14
2.3.4	El Duraluminio	15
2.3.5	Aleaciones de aluminio	15
2.3.6	Titanio	16

a. Aleación de Titanio	16
2.3.7 Aleaciones de magnesio	17
2.4 Materiales compuestos.....	17
2.4.1 Fibras	18
a. Carbono.....	18
b. Boro.....	18
c. Aramida (Kevlar).....	19
2.4.2 Matriz	19
a. Epoxis	19
b. Bismaleimidas.....	20
c. Poliamidas (PMR).....	20
2.4.3 Adhesivos.....	20
2.4.4 Prepeg	21
2.4.5 Laminado	21
2.5 Las aplicaciones de compuestos en aviones incluyen.....	22
2.6 Tipos de reparación en materiales compuestos	23
2.7 Equipo de reparación de materiales compuestos (Heater system)	24
2.7.1 Sistemas de vacío internos.....	24
2.7.2 Sensores y acondicionamiento de señal.....	25
2.7.3 Fundamentos de control.....	25

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Introducción.....	28
3.2	Preliminares	28
3.2.1	Factor Técnico.....	30
3.2.2	Factor Económico	30
3.3	Desarrollo.....	30
3.3.1	Mantenimiento.....	31
3.3.2	Procedimiento de Inspección de los carenados.....	36
3.3.3	Instalación de los carenados	37
3.3.4	Procedimiento de reparación con fibra de vidrio	37
a.	Remoción y preparación del área dañada.	38
b.	Preparación y aplicación de las capas de reparación.	39
c.	Impregnar las capas con resina	40
d.	Procedimiento de colocación y embolsado.....	41
e.	Curado de la reparación.	42
3.4	Análisis De Costos	43
3.4.1	Rubros	44
3.4.2	Costos Primarios	44
3.4.3	Asesoría Técnica.....	44
3.4.4	Materiales Fungibles	45
3.4.5	Costos Secundarios	45

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones.....47

4.2 Recomendaciones.....48

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS50

ANEXOS.....52

ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo A. Prácticas de mantenimiento - carenados ala-fuselaje

Anexo B. Inspecciones estructurales

Anexo C. Msds methyl ethyl ketone (mek)

Anexo D. Manual SOPM

Anexo E. Structural repair manual - horizontal stabilizer tip (55)

Anexo F. Structural repair manual-glass reinforced laminated (57)

Anexo G. Especificaciones de resina y procedimientos de mezcla

Anexo H. Reparación de un daño sobre la piel de un compuesto

Anexo I. Materiales de reparación y sustitutos

Anexo J. Manual de Operación

Anexo K. Manual de Mantenimiento

Anexo L. Manual de seguridad

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla1 <i>Costos asesoría técnica</i>	44
Tabla2 <i>Costos de materiales fungibles y lubricante</i>	45
Tabla3 <i>Costos secundarios</i>	46
Tabla4 <i>Costo total</i>	46

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Carenado derecho ala-fuselaje.....	5
Figura 2. Técnicas por pulso-eco y transmisión directa.	8
Figura 3. Muestra de martillo especial.	10
Figura 4. Radiografía.....	12
Figura 5. Artefacto de madera y plumas.	13
Figura 6. Materiales empleados en el avión a340.....	16
Figura 7. Aplicación de materiales compuestos al a340.	22
Figura 8. Hot bonder kit.	24
Figura 9. Termopares.	25
Figura 10. Manta térmica.....	26
Figura 11. Destornilladores media luna.	32
Figura 12. Carenados desmontados.....	32
Figura 13. Limpieza del carenado.....	33
Figura 14. Pintura de los carenados.....	33
Figura 15. Panel de acceso.	34
Figura 16. Identificación de líquidos.	34
Figura 17. Semáforo de riesgo.	35
Figura 18. Wd-40.....	35
Figura 19. Desprendimiento de pintura.....	36
Figura 20. Instalación de carenados.....	37
Figura 21. Delaminación en el tip.	38

Figura 22. Preparación del tip.....	38
Figura 23. Fibra de vidrio bms 9-3; tipo d, h-2.	39
Figura 24. Peso de la resina.....	40
Figura 25. Resina epocast 50-a1 us.	41
Figura 26. Hardener 946 us.....	41
Figura 27. Embolsado.	42
Figura 28. Ciclo de curado a 250°f (121°c).	43
Figura 29. Hot bonder kit.	43

RESUMEN

La presente investigación es acerca de la inspección visual en aviación, existen muchos tipos de inspección, que sirven para tener un mantenimiento y referencia de las condiciones de cualquier componente, con la importancia de preservar el funcionamiento de toda la aeronave. En la actualidad las aeronaves son cada vez más sofisticadas por lo que usan materiales que aligeran su peso en gran medida. En este proyecto se expone con mayor detalle lo referente a la inspección de carenados de una aeronave y como realizar una reparación con fibra de vidrio junto con la documentación técnica AMS 125 SERIES 1-400 y el SRM de un B737-400, que describen los pasos con más detalle. El contenido de estos manuales es de interés para los técnicos de aeronaves que realizan este tipo de tareas debido a que se constituye de varios pasos que requieren una adecuada interpretación de datos para garantizar la aeronavegabilidad en las aeronaves. Para la ejecución de este proyecto se consideró recursos humanos, monetarios, herramientas y equipos, que ayudaron a la ejecución del mismo. La familiarización con la inspección y mantenimiento, mediante todo lo realizado en este proyecto patrón facilita el proceso de aprendizaje práctico para los estudiantes y docentes.

PALABRAS CLAVE

- **AERONAVE HAWKER SIDDELEY**
- **AERONAVES - INSTRUMENTO DE CURADO**
- **AERONAVES - MANTENIMIENTO**

ABSTRACT

The present research is about visual Inspection in aviation, there are many types of inspections, which serve to maintain and reference the conditions of any component, with the importance of preserving the operation of the entire aircraft. Today's aircraft are increasingly sophisticated and use materials that greatly lighten their weight. In this project we will discuss in more detail the inspection of aircraft fairings and how to perform a fiberglass repair along with the AMS 125 SERIES 1-400 and SRM technical documentation for a B737-400, which describe the steps in more detail. The content of these manuals is of interest to aircraft technicians who perform these types of tasks because it consists of several steps that require proper interpretation of data to ensure airworthiness in the aircraft. For the execution of this project, human and monetary resources, tools and equipment were considered, which helped in the execution of the project. The familiarization with the inspection and repair, through everything done in this project pattern facilitates the process of practical learning for students and teachers.

KEYWORDS

- **HAWKER SIDDELEY AIRCRAFT**
- **AIRCRAFTS - CURING INSTRUMENT**
- **AIRCRAFTS - MAINTENANCE**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Antecedentes

En la ciudad de Latacunga se encuentra ubicada la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Las Fuerzas Armadas ESPE. Fue creada en el año de 2014 mediante la aprobación del Consejo Provisional de la Universidad de Las Fuerzas Armadas-ESPE, la institución está direccionada a promover el aprendizaje a través de las prácticas, apoyadas en el material de instrucción de sus diversos laboratorios

La carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías (UGT) de la Universidad de Las Fuerzas Armadas-ESPE desde su creación es la encargada en formar los futuros tecnólogos profesionales en mantenimiento de aeronaves con un perfil teórico-práctico que cumpla con un elevado estándar que exige la aviación a nivel nacional e internacional. Sus diversos laboratorios tales como el de motores jet, inspecciones no destructivas, hidráulica, electricidad y electrónica, aerodinámica, materiales compuestos y otros aseguran un aprendizaje integro a los estudiantes.

La institución crece mediante la investigación e innovación, generando así una cultura de búsqueda de conocimientos, en donde vale destacar que todos estos trabajos sirven de base para futuras generaciones. Para lo cual es importante describir que la presente investigación está enfocada en la inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 para

verificar que los carenados estén en perfecto estado, pues al momento no se ha realizado una inspección y mantenimiento en esa área del fuselaje.

1.2 Planteamiento Del Problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con aviones escuela, uno de estos es el avión Hawker Siddeley HS 125 400 que es utilizado para impartir clases prácticas, este al momento no ha recibido una inspección estructural de acuerdo al mantenimiento programado de la aeronave, inspección que permita determinar el estado de las cubiertas, en donde los conocimientos en la etapa de formación del tecnólogo repercuten en el área del campo profesional y laboral.

La falta de una inspección estructural que permita determinar rajaduras y deterioro del material mediante el uso de equipos de inspección visual; imposibilita el desarrollo de las prácticas de mantenimiento que brinden la oportunidad al estudiante de encontrarse en un entorno simulado en este sistema de servicio en tierra real que se realiza a las aeronaves durante un chequeo diario

A largo tiempo el estudiante necesitará adquirir conocimientos de inspección y los diferentes tipos de inspección, materiales y equipos necesarios para realizar dichas tareas y realizarlas bajo el mantenimiento programado de la aeronave, evitando excesivos gastos de mantenimiento y posibles fallas en otros sistemas del avión, además de perder ciertos conocimientos que se pueden brindar a los estudiantes.

1.3 Justificación

La inspección estructural de las zonas de la aeronave mediante una inspección visual permitirá alcanzar la interacción ente las interfaces hombre-software, y con esto obtener, una eficiencia al realizar inspecciones programadas de la aeronave, además de instruir con el respectivo proceso y precauciones de una inspección, así como entender varios tipos de inspección.

Por lo tanto, es necesario una inspección estructural de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 con esto el futuro aspirante a mecánico podrá instruirse de forma correcta en llevar a cabo una buena inspección.

Lo que conllevaría el no realizar una inspección estructural sería que el estudiante ignore los conocimientos del mantenimiento programado de la aeronave y en un futuro al no estar familiarizado con dicho sistema no podrá realizar un correcto procedimiento de inspección, lo que llevaría un vacío al profesional respecto a este tema.

1.4 Objetivos

1.4.1 General

- Realizar la inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 de acuerdo a la tarea 53-00-12 registrada en las tareas de mantenimiento programado de la aeronave, mediante el uso del manual de mantenimiento de la aeronave y procedimientos técnicos.

1.4.2 Específicos

- Recopilar información acerca de la inspección y el material necesario para cumplir con la tarea de inspección estructural 53-00-12.
- Analizar todo el proceso de inspección efectuado de acuerdo a la tarea 53-00-12, para cumplir con el mantenimiento programado de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400.
- Implementar un hot bonder moderno para el curado de materiales compuestos y simular una reparación estructural con fibra de vidrio.

1.5 Alcance

La inspección estructural de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 de acuerdo a la tarea 53-00-12 registrada en las tareas de mantenimiento programado de la aeronave, va dirigida tanto a docentes como a estudiantes de la carrera de mecánica aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías de las Fuerzas Armadas – ESPE en el cual se permite la familiarización e instrucción durante las operaciones de mantenimiento.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Carenado

Es la parte de una estructura cuyo propósito principal es producir una superficie lisa o una unión lisa donde se unen dos superficies, ayudando a suavizar el flujo de aire entre esas dos superficies (ej.: alas y el fuselaje). Es importante que los carenados izquierdo y derecho estén contruidos de manera idéntica. Otra función de los carenados es reducir el arrastre mientras se navega a velocidades transónicas y, también reducir el consumo de combustible.



Figura 1. Carenado derecho ala-fuselaje.

2.2 Inspección

Es el acto de examinar una aeronave o componente de aeronave para establecer la conformidad con un dato de mantenimiento (Dirección General de Aviación Civil, 2019).

Es el primer paso para realizar una reparación, ya que a través de las inspecciones se tiene una idea del nivel de daño existente. La presencia de daños en las piezas de materiales compuestos, es encontrada generalmente en el curso de alguna inspección. Los métodos de inspección corresponden con diferentes tipos de tecnología y se utilizarán unos u otros en función de las exigencias de las normativas, la disponibilidad de los equipos y la experiencia.

2.2.1 Inspección en materiales compuestos

a. Inspección visual

La inspección visual es la forma más antigua y más común de NDI para aeronaves. Aproximadamente el 80 por ciento de todos los procedimientos de NDI se realizan mediante los métodos visuales directos. Este procedimiento de inspección puede mejorarse en gran medida mediante el uso de combinaciones adecuadas de instrumentos de aumento, boroscopios, fuentes de luz, escáneres de video y otros dispositivos. La inspección visual proporciona un medio para detectar y examinar una amplia variedad de discontinuidades de la superficie del material y los componentes, como grietas, corrosión, contaminación, acabado de la superficie, uniones de soldadura, conexiones de soldadura y adhesivos (Federal Aviation Administration, 1998).

Las ayudas ópticas aumentan los defectos que no pueden verse a simple vista y también permiten la inspección visual en áreas inaccesibles (Federal Aviation Administration, 1998).

b. Inspección ultrasónica

Su funcionamiento se basa en la impedancia acústica, la que se manifiesta como el producto de la velocidad máxima de propagación del sonido y la densidad del material. Esta energía del sonido se mueve a través de la muestra de prueba para detectar discontinuidades y su vez es mostrada en una pantalla grafica. El ultrasonido permite la medida de espesores reales, así como la localización y medida de defectos internos (micro fisuras, inclusiones, poros, etc.)

b.1 Fundamentos teóricos

Se denominan ultrasonidos a ondas producidas por vibraciones mecánicas de frecuencia superior a 20000 ciclos por segundo, o sea, 20 kHz (máxima audible). Los ultrasonidos más utilizados son de frecuencias comprendidas entre 10^5 y 10^7 ciclos por segundo, y se propagan en línea recta, pudiendo atravesar espesores de acero de varios metros. Su amortiguación es grande en gases e intermedia en líquidos (Aguilar, 2016).

Puesto que el comportamiento y la propagación de los ultrasonidos son de naturaleza ondulatoria, para que una discontinuidad o defecto sea detectable mediante esta técnica, es necesario que su dimensión en el sentido de propagación de la onda sea mayor que una semilongitud de onda, pues únicamente en ese caso la onda atravesará con seguridad el defecto y aparecerá una variación de la intensidad sónica medida. Así pues, el límite de detección de esta técnica depende casi exclusivamente de la frecuencia de los ultrasonidos utilizados (Aguilar, 2016).

b.2. Técnicas de inspección ultrasónica

Se emplean dos técnicas básicas de inspección ultrasónica: impulso-eco y transmisión a través.

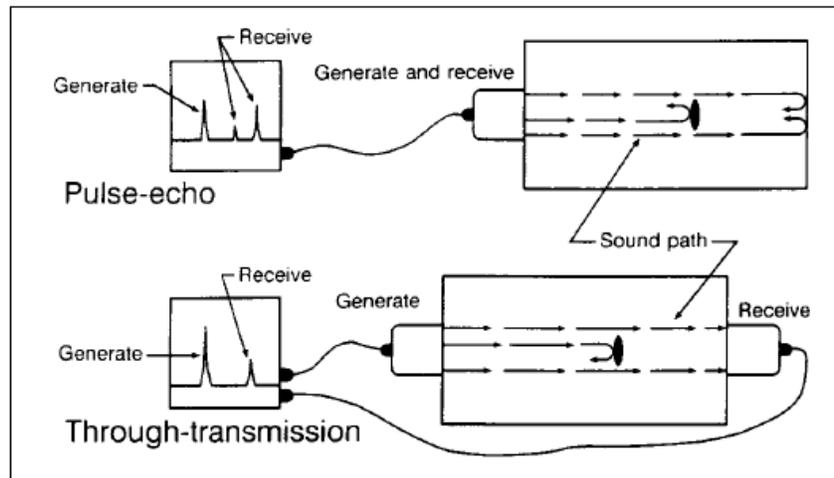


Figura 2. Técnicas por pulso-eco y transmisión directa.
Fuente: (Federal Aviation Administration, 1998)

b.2.1 Inspección de pulso-eco

Este proceso utiliza un transductor para transmitir y recibir el pulso ultrasónico. Los pulsos ultrasónicos recibidos están separados por el tiempo que tarda el sonido en llegar a las diferentes superficies desde las que se refleja. El tamaño (amplitud) de una reflexión está relacionado con el tamaño de la superficie reflectante. El patrón de respuesta ultrasónica de pulso-eco se analiza en base a la amplitud y separación de la señal (Federal Aviation Administration, 1998).

b.2.2 Inspección a través de la transmisión

Esta inspección emplea dos transductores, uno para generar y otro para recibir el ultrasonido. Un defecto en la ruta del sonido entre los dos transductores interrumpirá la transmisión del sonido. La magnitud (el cambio en la amplitud del pulso de sonido) de la interrupción se utiliza para evaluar los resultados de la prueba. La inspección a través de la transmisión es menos sensible a los defectos pequeños que la inspección por eco de impulsos (Federal Aviation Administration, 1998).

b.3 Detección de discontinuidades

La inspección ultrasónica puede detectar fácilmente fallas que producen interfaces reflectantes. La inspección ultrasónica se utiliza para detectar discontinuidades superficiales y subsuperficiales, tales como: grietas, cavidades de contracción, explosiones, escamas, poros, delaminaciones y porosidad. También se utiliza para medir el espesor del material y para inspeccionar la estructura adherida en busca de vacíos de unión (Federal Aviation Administration, 1998).

c. Pruebas de tap

La prueba de toque es usada para una evaluación rápida de cualquier superficie de aeronave accesible para detectar la presencia de delaminación o desprendimiento. El procedimiento consiste en golpear ligeramente la superficie de la pieza con un martillo u otro objeto liviano con un máximo de 2 onzas. La respuesta acústica se compara con la de un área buena conocida (Federal Aviation Administration, 1998).

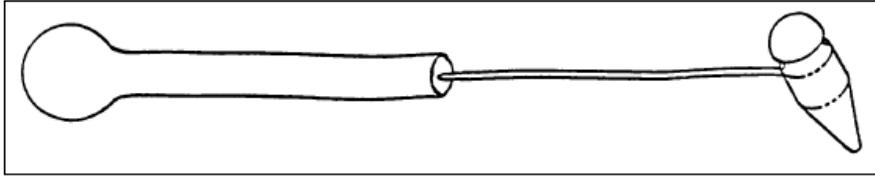


Figura 3. Muestra de martillo especial.
Fuente: (Federal Aviation Administration, 1998)

Una respuesta "plana" o "muerta" se considera inaceptable. La respuesta acústica de una buena parte puede variar dramáticamente con los cambios en la geometría, en cuyo caso se requiere un estándar de algún tipo. Toda la zona de interés debe ser aprovechada. La superficie debe estar seca y libre de aceite, grasa y suciedad. La prueba de toque se limita a encontrar defectos relativamente poco profundos en las pieles con un grosor inferior a .080 pulgadas. En una estructura de panal de abeja, por ejemplo, la línea de unión del lado lejano no se puede evaluar, lo que requiere un acceso de dos lados para una inspección completa. Este método es portátil, pero no se producen registros. La precisión de esta prueba depende de la interpretación subjetiva del inspector de la respuesta de la prueba; por lo tanto, solo personal calificado debe realizar esta prueba (Federal Aviation Administration, 1998).

d. Shearografía

La shearografía fue desarrollada para mediciones de deformación. El proceso ahora proporciona un medidor de tensión de video de campo completo, en tiempo real, en áreas extensas. Es una forma mejorada de holografía, que requiere que la parte esté bajo estrés. Se utiliza un láser para la iluminación de la pieza mientras está bajo tensión (Federal Aviation Administration, 1998).

La salida toma la forma de una pantalla de video procesada por imagen. Esta técnica se ha utilizado eficazmente en la localización de defectos, como desuniones y delaminaciones, a través de múltiples líneas de enlace. Es capaz de mostrar el tamaño y la forma de las anomalías del subsuelo cuando la parte de prueba está correctamente estresada. La shearografía se ha desarrollado como una herramienta útil para NDI (Federal Aviation Administration, 1998).

Se puede usar fácilmente en un entorno de hangar, a la vez que cumple con todos los problemas de seguridad del láser. Otras aplicaciones incluyen la prueba en estructuras de panel de abeja, como aletas y superficies de control (Federal Aviation Administration, 1998).

La shearografía ofrece un gran aumento en la velocidad de inspección al permitir inspecciones de estructuras en el avión sin su eliminación, así como inspecciones de grandes áreas en solo segundos (Federal Aviation Administration, 1998).

e. Termografía

La termografía es una técnica NDI que utiliza radiante electromagnético, energía térmica para detectar defectos. La presencia de un defecto está indicada por una variante de temperatura anormal cuando el artículo está sujeto a condiciones normales de calentamiento y enfriamiento inherentes a la vida útil, y / o cuando se calienta o enfría artificialmente. Cuanto mayor es la resistencia del material al flujo de calor, más fácilmente se puede identificar el flujo debido a las diferencias de temperatura causadas por la falla (Federal Aviation Administration, 1998).

f. Radiografía

La radiografía (rayos X) es un método NDI utilizado para inspeccionar materiales y componentes, utilizando el concepto de adsorción diferencial de radiación penetrante. Cada muestra bajo evaluación tendrá diferencias en densidad, espesor, formas, tamaños o características de absorción, absorbiendo así diferentes cantidades de radiación. La radiación no absorbida que pasa a través de la pieza se registra en películas, pantallas fluorescentes u otros monitores de radiación. Las indicaciones de condiciones internas y externas aparecerán como variantes de contrastes negro / blanco / gris en la película expuesta, o variantes de color en pantallas fluorescentes (Federal Aviation Administration, 1998).

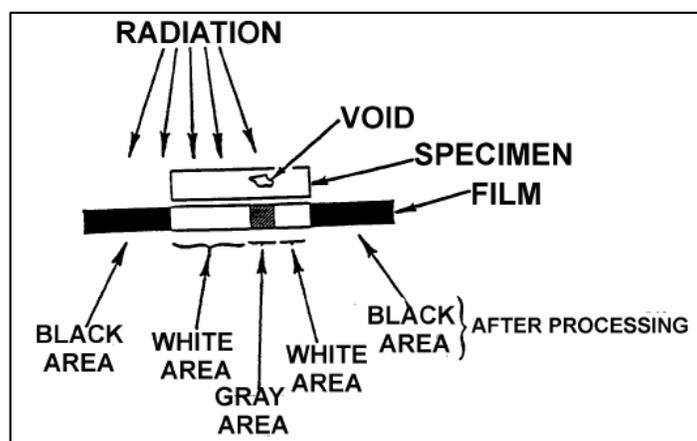


Figura 4. Radiografía.

Fuente: (Federal Aviation Administration, 1998)

2.3 Materiales Utilizados en la Industria Aeronáutica

Los primeros intentos del hombre por volar se resumen en artefactos de madera y plumas, en paracaídas artesanales, en globos aerostáticos y dirigibles hechos de tela y

papel gracias al aire caliente, en planeadores (causando varios accidentes para los inventores), y ya por fin, a finales del siglo XIX, los primeros aviones, ya pensados con motores y hélices (Membrives, 2017).

Los materiales compuestos fueron introduciéndose en la estructura y semiestructura de las aeronaves durante y después de la II Guerra Mundial. En los 60 se empezó a producir de forma comercial la fibra de carbono por primera vez, ya en los 80 se provocó un punto de inflexión en el momento en que Airbus empezó a desarrollar e incorporar piezas de materiales compuestos en sus aeronaves (Membrives, 2017). Los primeros materiales para la construcción de aviones:

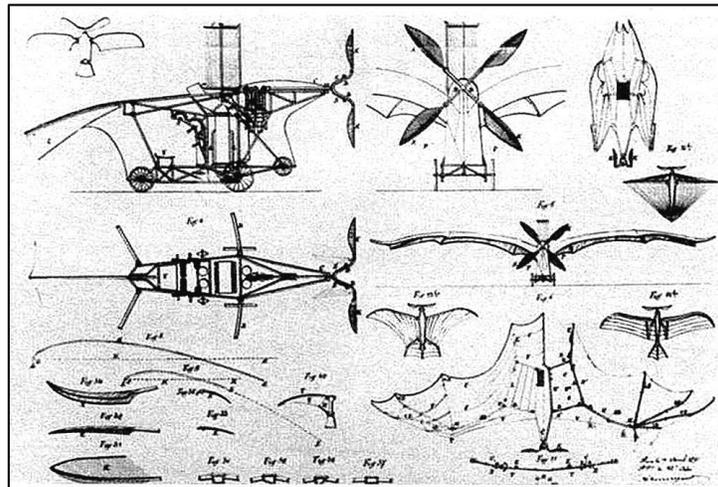


Figura 5. Artefacto de madera y plumas.
Fuente: (Membrives, 2017)

2.3.1 La madera

La madera y la tela fueron los primeros materiales en utilizarse para la construcción de aeronaves, es similar a la fibra en su forma de constitución ya proporcionaban una

resistencia adecuada con un peso muy reducido, la desventaja es que sufre cambios en tamaño y sus propiedades con la variación de humedad, y además, se ve sometida al ataque biológico (degeneración de material).

2.3.2 El acero

El acero tiene excelentes cualidades de resistencia, pero su densidad es 3 veces la densidad de las aleaciones de aluminio, y hasta 10 veces la de la madera lo que presenta una gran desventaja, además que tiene severos problemas de corrosión al entrar en contacto con aleaciones de aluminio (ésta también se da entre aleaciones de aluminio, pero es menor, por ser su potencial de oxidación más semejante). Sin embargo, sustituyó a la madera en la construcción de aeronaves.

El acero aún es esencial para la fabricación de algunos componentes, como pueden ser el tren de aterrizaje, herrajes, bancadas de motor, etc. Su coste es inferior al de otro tipo de aleaciones. Es tres veces más pesado que el aluminio, pero también tres veces más resistente (Membrives, 2017).

2.3.3 Aluminio

El aluminio es un metal que reúne una serie de propiedades mecánicas excelentes dentro del grupo de los metales no férricos debido a que es muy ligero, es resistente a la corrosión, gracias a la capa protectora característica de óxido de aluminio, resiste a los productos químicos y puede estar expuesto a la intemperie, al mar, etc. (Membrives, 2017).

2.3.4 El Duraluminio

Es el más representativo del grupo de aleaciones de aluminio que son endurecibles solamente por tratamiento térmico, fue la primera aleación industrial a base de aluminio.

El duraluminio contiene alrededor del 4 % de Cu, 0.5 % de Mg y manganeso y hierro.

Es la aleación de seis componentes por lo menos:

- Aluminio
- Cobre
- Magnesio
- Manganeso
- Silicio
- Hierro

2.3.5 Aleaciones de aluminio

Las aleaciones de Aluminio son el resultado de la combinación del aluminio con otros metales como el Manganeso, cobre, cinc o magnesio. Pesan poco, pero resultan altamente resistentes, dos cualidades muy apreciadas en aviación. Sin embargo, presentan un problema, y es que, aun siendo el aluminio anticorrosivo, sus aleaciones tienden a corroerse. Por esta razón se usan distintos medios para prevenir su deterioro. El caso más conocido es el Alclad, una aleación de aluminio cubierta de aluminio puro (Membrives, 2017).

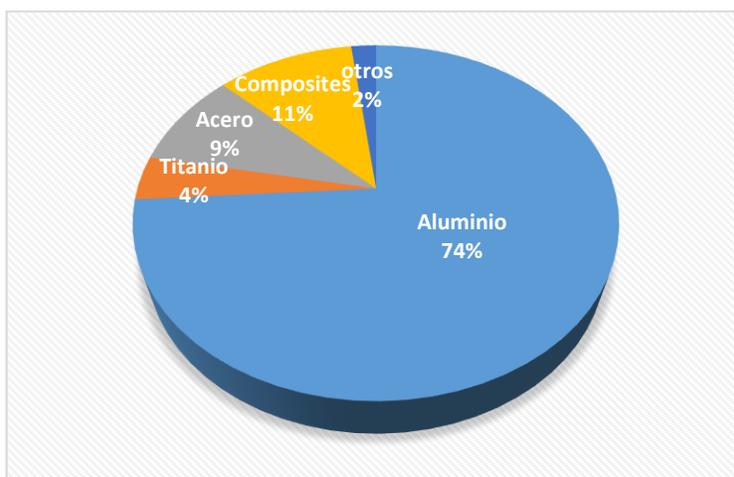


Figura 6. Materiales empleados en el avión A340.
Fuente: (Membrives, 2017)

2.3.6 Titanio

El metal es de gran dureza, resistente a la corrosión y de propiedades físicas parecidas a las del acero, y aleado con el hierro y otros metales se lo utiliza para la industria aeronáutica y cuando está puro, se tiene un metal ligero (Membrives, 2017).

a. Aleación de Titanio

La alta resistencia y baja densidad del titanio garantizan un papel positivo para el metal en aplicaciones para el motor y el fuselaje. Es difícil imaginar como serían hoy en día los actuales niveles de rendimiento del motor, las relaciones de peso, la velocidad del avión, sin titanio (Membrives, 2017).

El titanio capaz de funcionar a temperaturas desde bajo cero a 600°C se usa para discos, cuchillas, ejes y cubiertas de ventilador para los motores, así como para el compresor de alta-presión y otros elementos. Las aleaciones con fuerza hasta 1200MPa se utilizan en una amplia variedad de aplicaciones en el avión, desde

pequeñas piezas que pesan solo unos pocos gramos, a las estructuras del tren de aterrizaje y vigas grandes de las alas de hasta 1 tonelada. Hoy en día, gracias al titanio, aviones como el 777 pesan un 10% menos (Membrives, 2017).

2.3.7 Aleaciones de magnesio

Es la aleación más ligera: pesa cuatro veces menos que el acero. Su relación resistencia-peso es excelente y se maneja con facilidad. Sus usos son muy concretos: partes de asientos, cinturones de seguridad, en la caja del tren y de los rotores de los helicópteros. Sin embargo, se ha ido reemplazando por aleaciones de Aluminio, por problemas de corrosión e inflamabilidad (Membrives, 2017).

2.4 Materiales compuestos

Los ACM (materiales compuestos avanzados) consisten en fibras de alta resistencia y alta rigidez extensional incrustadas en una matriz o material aglutinante. Este compuesto de dos materiales separados y distintos forma un nuevo material único con propiedades diferentes de cualquiera de los materiales constituyentes. Es la alta rigidez extensional de las fibras (alta resistencia a las cargas aplicadas) lo que permite que los materiales compuestos avanzados reemplacen el aluminio o el acero como material estructural. Una de las características únicas de ACM que los hace tan atractivos para los diseñadores es la capacidad de adaptar los laminados al colocar las fibras donde se necesitan para transportar cargas. Esto da como resultado un material estructural con mayor resistencia y menor peso que el disponible actualmente con materiales metálicos (Air, 2001).

2.4.1 Fibras

La función principal de las fibras es transportar carga y proporcionar la rigidez de la pieza requerida. Carbono, boro y aramida (Kevlar) son las tres fibras avanzadas que se utilizan en los aviones navales (Air, 2001).

a. Carbono

La fibra de carbono (o grafito) tiene 0.0003 pulgadas de diámetro. Está hecho de un material sintético similar al hilo de alfombra. Las fibras se carbonizan en un ambiente inerte a temperaturas alrededor de 3000 ° F. La fibra de carbono tiene una baja rigidez a la flexión que le permite ser tejida en varios patrones. Se puede doblar alrededor de un objeto del diámetro de una punta de lápiz y se puede usar fácilmente para fabricar piezas contorneadas complejas. La mayoría de las piezas compuestas avanzadas utilizadas en los aviones navales están hechas de fibras de carbono (Air, 2001).

b. Boro

La fibra de boro tiene 0.005 pulgadas de diámetro. Se realiza mediante deposición química de vapor de boro elemental sobre un alambre de tungsteno limpio de 0.0005 pulgadas de diámetro. La fibra de boro tiene una alta rigidez a la flexión y no puede doblarse alrededor de un objeto más pequeño que el diámetro de una moneda de diez centavos. Debido a esta rigidez a la flexión relativamente alta, las fibras de boro no pueden ser tejidas en tela o utilizadas para piezas contorneadas complejas. Su uso en aviones navales se ha limitado al estabilizador horizontal del F-14 (Air, 2001).

c. Aramida (Kevlar)

El material de aramida es un polímero sintético. Las fibras de Kevlar están hechas del polímero mediante un proceso de hilado en húmedo con chorro seco. La fibra Kevlar de DuPont tiene un diámetro de 0.0005 pulgadas y actualmente es la única fibra de aramida disponible comercialmente. La fibra de Kevlar, como la fibra de carbono, tiene una baja rigidez a la flexión que le permite ser tejido en varios patrones. Aunque la fibra tiene excelentes propiedades de tensión, las propiedades de compresión son pobres, lo que limita su uso en aplicaciones estructurales a conductos internos, cubiertas de acceso no estructurales, carenados y cubiertas de helicópteros ligeramente cargados (Air, 2001).

2.4.2 Matriz

El material que sostiene o soporta las fibras en el laminado se denomina matriz. Además de proporcionar soporte para las fibras, la matriz proporciona enlaces de fibra a fibra y une las capas o láminas juntas formando un laminado. Los tres materiales matriciales actualmente en uso en aviones navales (que son todos termoestables) son epoxis, bismaleimidas y poliimidas. Los criterios que rigen la selección de un material matricial generalmente se basan en la operación de temperatura de la parte en cuestión y la temperatura de servicio del material (Air, 2001).

a. Epoxis

Las resinas epoxi utilizadas para materiales de matriz en aeronaves navales curan a 350 ° F y tienen una temperatura de servicio de 250 ° F. La mayoría de las piezas

compuestas avanzadas en aviones navales y en aplicaciones comerciales usan resinas epoxídicas como material matriz (Air, 2001).

b. Bismaleimidas

Las resinas de bismaleimida son resinas de poliimida de temperatura de servicio intermedio, se curan a 450 ° F y tienen una temperatura de servicio de 350 ° F. En general, se usan en áreas de la aeronave que experimentan temperaturas de funcionamiento superiores a 250 ° F pero inferiores a 350 ° F (Air, 2001).

c. Poliamidas (PMR)

Las resinas de poliimida PMR utilizadas como materiales de matriz son resinas de alta temperatura de servicio. Curan a 650 ° F y tienen una temperatura de servicio de 550 ° F. Los materiales de poliimida PMR han visto un uso muy limitado como materiales de matriz y se han utilizado exclusivamente en componentes del motor (Air, 2001).

2.4.3 Adhesivos

Los adhesivos de película se usan en la construcción de piezas fabricadas a partir de ACM para unir miembros de núcleo de panal y / o miembros de subestructura a capas de laminado. Estos adhesivos se pueden cocinar durante el proceso de curado del laminado o se pueden curar secundariamente después de que se complete el proceso de curado del laminado. Los epóxicos son los materiales predominantes utilizados para adhesivos en aviones navales (Air, 2001).

- Los adhesivos de película epoxi que curan a 350 ° F generalmente tienen una temperatura de servicio de 250 ° F. Una excepción notable es el sistema adhesivo utilizado para unir piezas de emparedado de panel F-14. Este sistema tiene una temperatura de servicio de 350 ° F (Air, 2001).
- Los adhesivos de película epoxi que curan a 250 ° F generalmente tienen una temperatura de servicio de 180 ° F (Air, 2001).

2.4.4 Prepeg

El material preimpregnado es el componente básico de los compuestos avanzados. Consiste en fibras preimpregnadas con un material matriz parcialmente curado. Es suministrado por un fabricante de preimpregnado en láminas delgadas en dos formas diferentes, preimpregnado unidireccional (fibras todas en una dirección) y preimpregnado tejido (fibras tejido en un tejido específico). Las fibras en ambas formas son continuas (Air, 2001).

2.4.5 Laminado

Las pieles y los detalles de la subestructura (costillas, largueros, etc.) se fabrican laminando capas de preimpregnado. Las capas de preimpregnado se cortan a la orientación y forma requeridas y se apilan juntas en direcciones específicas para obtener la rigidez y resistencia requeridas. Este apilamiento se cura en un autoclave utilizando calor y presión (100-200 psi), para formar un laminado sólido. Orientaciones de capas típicas utilizadas para piezas de aviones son 0, 90, +45 y -45 grados (Air, 2001).

2.5 Las aplicaciones de compuestos en aviones incluyen

- Carenados
- Superficies de control de vuelo
- Puertas de tren de aterrizaje
- Paneles de borde delantero y trasero en el ala y estabilizador
- componentes interiores
- Vigas de piso y tablas de piso
- Estructura primaria estabilizadora vertical y horizontal en aviones grandes.
- Estructura principal de ala y fuselaje en aviones grandes de nueva generación.
- Aspas del ventilador del motor de turbina
- Hélices

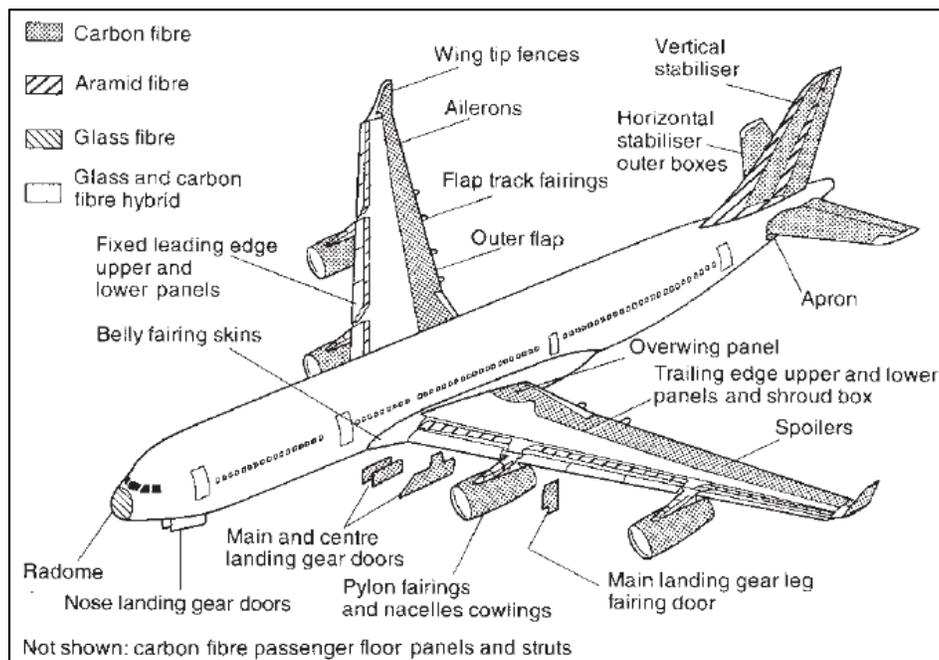


Figura 7. Aplicación de materiales compuestos al A340.
Fuente: (Cutler, 2005)

2.6 Tipos de reparación en materiales compuestos

- **Reparación cosmética:** En este caso, a través de las inspecciones se determina que la integridad estructural del componente no ha sido afectada. Este tipo de reparación es llevada a cabo para proteger y decorar la superficie.
- **Reparaciones temporales:** Se realiza cuando una pieza en servicio posee pequeños daños, los cuales son detectados, pero no afectan a la integridad estructural de la pieza. Sin embargo, si no se reparan pueden provocar posteriormente la propagación debido a factores como la humedad o la fatiga. Las reparaciones temporales logran recuperar la funcionalidad de la pieza, pero durante un corto periodo de tiempo. La reparación mediante el uso de parche puede ser llevada a cabo, con un mínimo de preparación, para proteger el componente hasta que éste quede fuera de servicio, para una posterior reparación estructural.
- **Reparaciones estructurales:** Si el daño ha dañado la estructura debido a una fractura de las fibras o delaminación, la reparación abarcará el remplazo de las fibras dañadas, o el núcleo en el caso de las estructuras sándwich, con el fin de lograr las propiedades mecánicas iniciales. Si el área dañada es muy pequeña, puede analizarse la posibilidad de realizar una reparación estructural o cosmética.

2.7 Equipo de reparación de materiales compuestos (Heater system)

Es un sistema de reparación de materiales compuestos autónomo, compacto y portable y está diseñado para realizar operaciones de curado de resinas compuestas. Cada equipo comprende medición y control de temperatura, generación de vacío y monitoreo.



Figura 8. Hot Bonder kit.

2.7.1 Sistemas de vacío internos

El aire entra al equipo por medio de una toma de aire del panel frontal y se dirige a una (s) válvula (s) de aguja de regulación de vacío. El flujo de aire presurizado es medido por la válvula reguladora y canalizado a la entrada de la bomba de vacío, produciendo el nivel de vacío deseado para la reparación. El vacío se genera cuando el aire presurizado pasa a través de un venturi, que crea un área de baja presión. El aire de escape se ventila través de un silenciador de escape incorporado en el equipo que reduce el nivel de ruido del escape de aire. Una caja de ventilación dirige el escape del interior del equipo hacia afuera para evitar la contaminación de los componentes

interiores. El vacío generado pasa a través de una válvula de retención y se enruta hacia el panel frontal con un acople de conexión rápida. La válvula de retención se usa para evita que el vacío se perderá a través de la bomba en caso el aire de entrada falle.

2.7.2 Sensores y acondicionamiento de señal

Los termopares (TC) y los transductores de vacío generan voltajes analógicos que deben amplificarse, almacenados y convertido en datos digitales antes de que la CPU pueda procesar la información. Las señales de las termocuplas son encaminadas desde las tomas del panel frontal a las tarjetas de circuito de conversión y entrada analógica del equipo y que están conectados a la CPU a través de un enlace de comunicaciones en serie de alta velocidad.



Figura 9. Termopares.

2.7.3 Fundamentos de control

El sistema de control de calor utilizado en los enlaces calientes se conoce como sistema de circuito cerrado. Esto significa que la salida de calor se controla mediante la

retroalimentación de los termopares de entrada, que están en contacto con el calor. El controlador mide constantemente la diferencia (error) entre la temperatura de consigna (esperada) y la temperatura real (medida), intentando corregir la diferencia.

Como con cualquier sistema de control, muy poca o demasiada acción correctiva puede dar como resultado un rendimiento y estabilidad de sistemas eficiente. Los parámetros de control seleccionados correctamente ayudan a minimizar su impulso y rebasamiento del punto de ajuste por la temperatura del curado real.



Figura 10. Manta Térmica.

Muchas variables pueden influir en el rendimiento del sistema de control de calorías. Los principales factores son el calor. fuente, carga de calor, colocación y respuesta del sensor, y condiciones ambientales. Las fuentes de calor pueden ser mantas térmicas, lámparas infrarrojas, calentadores de aire de tipo bobina y calentadores de malla de fibra de vidrio. Cada uno de estas fuentes cambiaron la energía eléctrica en calor y tuvieron ese calor a la carga. Las cargas de calor según el tipo de material a curar, la

masa térmica de la pieza, el tamaño y el área de superficie de la pieza, y la capacidad de la parte para transferir calor. La colocación del sensor de temperatura es crítica para el lazo de control para la conexión con precisión a la temperatura parcial. Las condiciones ambientales afectan la cantidad de pérdida de calor durante el curado, la capacidad del calor para distribuir de manera uniforme, y la estabilidad del proceso.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción

El presente trabajo de titulación está dirigido a ser de gran beneficio tanto para los docentes como para los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías, pues se convertirá en un medio de formación práctico-instructivo para comprender de mejor manera la estructura y aplicabilidad del método de inspección más utilizado en el campo de la aviación, posteriormente la manipulación de un kit hot bonder para reparación de estructuras compuestas pues es de suma importancia para evitar errores indeseados y un daño grave al equipo ya que puede desajustarse por muchas circunstancias.

3.2 Preliminares

La inspección visual, que se lleva a cabo desde los inicios del campo de la aviación, es la referencia básica de todo técnico de mantenimiento de una aeronave para mantenerla en aeronavegabilidad. Además, es importante para la indicación del estado de componentes y partes de la aeronave ya sea estructurales o del sistema moto propulsor, incluso ayuda a la prevención temprana de eventos dañinos en cada sistema. Las inspecciones se basan en la detección y examinación de grietas en la superficie de los paneles del fuselaje de la aeronave, que son particularmente importantes debido a su relación con las fallas estructurales.

El hot bonder es un sistema de reparación compuesto de calefacción eléctrica controlado por múltiples entradas de sensor (termocuplas) y una pantalla grafica de estado, este equipo proporciona un control finito de la aplicación de calor, el vacío y el tiempo necesario para curar resinas compuestas y adhesivos.

El equipo proporciona al mundo de la reparación y fabricación de materiales compuestos con tecnología de control de procesos estándar. El controlador es compacto y portable, además es de fácil manipulación, ya que utiliza software y hardware de alta tecnología para proporcionar al técnico de reparación de compuestos un control completo del proceso de curado por adhesión en caliente.

Como se puede interpretar, el funcionamiento de la aeronave depende de la aeronavegabilidad de su estructura y de las inspecciones periódicas que esta tenga a lo largo de su vida útil, además de las reparaciones estructurales, es por ello la necesidad de una simulación de reparación con fibra de vidrio a un carenado, en este capítulo se presenta información detallada de los procedimientos para realizar la inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas del avión Hawker Siddeley HS 125 400, perteneciente a la UGT, como referencia los procedimientos estipulados en la documentación técnica: tarea 53-00-12 y capítulo 57 del SRM, mismos que será de gran ayuda para la adaptación y entrenamiento de los estudiantes dentro del campo aeronáutico, además se describe estudios de viabilidad y de inserción que se consideraron para la elaboración del mismo y se tomó en cuenta los siguientes factores:

3.2.1 Factor Técnico

La UGT es el primer beneficiario de este proyecto pues está enfocado al procedimiento de inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas del avión Hawker Siddeley HS 125 400, como referencia la documentación técnica estipulados en; la tarea 53-00-12 y el capítulo 57 del SRM de la aeronave, e igualmente aporta como medio de entrenamiento interactivo y funcional a la vez, en tal virtud se considera viable, ya que además se dispone de información técnica de varias aeronaves similares y documentación propia del fabricante de mencionada aeronave, así mismo del discernimiento técnico en este tipo de tareas.

3.2.2 Factor Económico

Para la realización de este procedimiento de inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas del avión Hawker Siddeley HS 125 400, fue fundamental analizar los costos que generó las herramientas, materiales y equipos a utilizar para su ejecución, así como también se consideró los gastos personales para la conclusión de mencionado proyecto.

3.3 Desarrollo

Los carenados reducen el arrastre cuando el avión va a velocidad transónica, también el consumo de combustible al suavizar el aire entre dos superficies, las alas y el fuselaje en este caso. Es importante que los carenados izquierdo y derecho estén contruidos de manera simétrica. De todas formas, son paneles muy importantes, deben ser mantenidos en buen estado e inspeccionarse en revisiones programadas.

Entre los procedimientos establecidos para continuar con la inspección de las cubiertas del fuselaje central sección de las alas del avión Hawker Siddeley HS 125 400, como referencia la documentación técnica estipulada en; la tarea 53-00-12 y el capítulo 57 del AMM de la aeronave dispuestos en los anexos a y b, se siguieron los siguientes pasos:

3.3.1 Mantenimiento

Para este procedimiento se realizó la remoción de los carenados de los dos lados del fuselaje central de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400. Para esta tarea se tomó como referencia información investigada del AMM de la aeronave anteriormente mencionada, dispuesta en el anexo a, debido a la necesidad de conocer las herramientas a utilizarse y las precauciones al momento de efectuar dicha tarea. Puesto que para realizar los procedimientos en el desmontaje de los carenados es necesario utilizar las herramientas adecuadas.

Antes de realizar el desmontaje de los carenados se debe comprobar que los destornilladores sean de media luna. Tanto para tareas de remoción, instalación y ajustes se lo realizó con este tipo de herramienta manual para evitar aislar la cabeza de los tornillos.

Los tornillos que no se aflojen fácilmente se les debe aplicar un agente removedor de corrosión para evitar aislar la rosca del tornillo y del ancla de sujeción e incluso preservar el avellanado de la piel.



Figura 11. Destornilladores media luna.
Fuente: (Amazon, 2019)

Procedimiento de remoción de los carenados de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400, se tomó como referencia los pasos basado en la documentación técnica, removiendo la ferretería de sujeción.



Figura 12. Carenados desmontados.

Una vez finalizada la remoción, se realizó el proceso de limpieza con microfibras humedecidas con MEK para eliminar los restos de adhesivo sobre las superficies donde este estaba aplicado. Tener en cuenta la MSDS como referencia, dispuesta en el anexo c, para manipulación de productos químicos.



Figura 13. Limpieza del carenado.

Se procede a restaurar cualquier daño al acabado de la pintura del carenado y también a desmontar los paneles de acceso dispuestos sobre los carenados para su respectiva limpieza con ayuda de destornilladores planos.



Figura 14. Pintura de los carenados.



Figura 15. Panel de acceso.

Con los elementos ya desmontados se dio paso a limpiar cada elemento con alcohol industrial y microfibra de acuerdo al Manual de Prácticas Estándar (SOPM) se consideró los manuales no customizados pertenecientes a la aeronave Boeing 737 dispuesto en el anexo d. Antes de realizar la manipulación de cualquier producto químico se debe estar familiarizado de lo siguiente:

- Tener en cuenta el riesgo de los productos químicos que se utiliza en el mantenimiento de aeronaves debido a que varios de estos productos son nocivos para la salud.

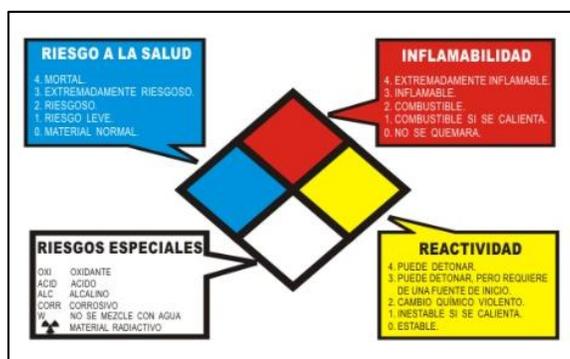


Figura 16. Identificación de líquidos.

- Verificar en el registro MSDS del agente químico el grado de riesgo para identificarlo con la respectiva etiqueta de seguridad y evitar percances al momento de su uso.

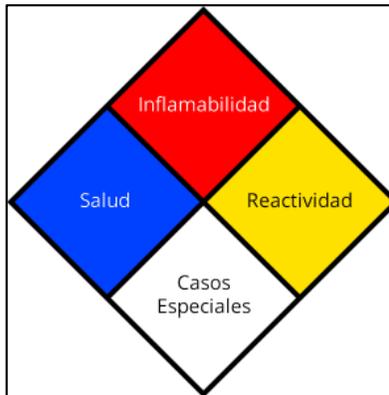


Figura 17. Semáforo de riesgo.

Finalizada la limpieza general de componentes, se realizó la lubricación en las anclas de sujeción con la finalidad de mantenerlos en buenas condiciones ya que la aeronave permaneció en storage por muchos años, dichos elementos han adquirido corrosión.



Figura 18. WD-40.

3.3.2 Procedimiento de Inspección de los carenados

Este procedimiento se dirige más a una investigación de la documentación técnica de referencia en especial a la tarea de mantenimiento 53 00 12, el cual está en el mantenimiento programado, que describe el procedimiento para inspeccionar la superficie de los carenados y minimizar el efecto de daños estructurales de la aeronave, el método a menudo se denomina inspección estructural y debe efectuarse de manera obligatoria cada 4 años.

El contenido de la tarea 53 00 12 es de gran ayuda para los técnicos de aeronaves que realizan trabajos de inspección en los carenados del ala y fuselaje central y así brindar una mejor alternativa para los docentes y estudiante que forman parte del campo aeronáutico del país. Se toma de referencia lo estipulado en el mantenimiento programado de la aeronave debido a que nos brinda un mayor entendimiento e interpretación para realizar de mejor manera este tipo de trabajos, los cuales son de suma importancia y es por ello que se detalla en el anexo b,



Figura 19. desprendimiento de pintura.

3.3.3 Instalación de los carenados

Para este procedimiento se realizó la instalación de los carenados en su respectivo lado del fuselaje central de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400, se tomó como referencia información investigada del AMM de la aeronave mencionada anteriormente, dispuesta en el anexo a. Al momento de la instalación se debe tener en cuenta lo siguiente:

- Realizar una inspección visual previo a la instalación.
- Limpiar con agentes de limpieza los componentes para la instalación.
- Fijar con tornillos los carenados a las superficies del fuselaje y ala.



Figura 20. Instalación de carenados.

3.3.4 Procedimiento de reparación con fibra de vidrio

Este procedimiento se dirige más a una investigación de la documentación técnica de referencia en especial al SRM del 737-400, el cual es una reparación del tope del

estabilizador horizontal dispuestos en los anexos e y f, se procedió examinando visualmente la extensión del daño y la delaminación. En el caso de haber agua o suciedad en las partes cercanas a los daños se procede a eliminarlas.



Figura 21. Delaminación en el Tip.

a. Remoción y preparación del área dañada

Se enmascaró el área dañada lo que permitió la superposición de las capas de reparación, se procedió ligando ligeramente el área enmascarada con papel de lija No 150.



Figura 22. Preparación del Tip.

b. Preparación y aplicación de las capas de reparación

Se preparó y aplicó una capa de reparación para cada recubrimiento dañado y la orientación del recubrimiento de reparación más externo debe ser el mismo que en el laminado original, todo esto debe realizarse de manera secuencial como se detalla en el anexo e.

Se consultó la identificación de la estructura del componente específico para determinar el número, orientación y material del laminado utilizado en la estructura original. El material a utilizarse fue BMS 9-3; Tipo D, H-2 para las capas de reparación adicional dispuesto en el anexo i.



Figura 23. Fibra de vidrio BMS 9-3; Tipo D, H-2.

Se procedió a cortar tres pliegos de fibra de manera redondeada requerido para recubrir la reparación. En el parche, se usó un recubrimiento de tela para cada manta de fibra dañada en el laminado original como se especifica en el componente

específico, la capa debe ser de $\pm 45^\circ$ con respecto a la convención de orientación de la capa dada en la identificación estructural de componentes para adaptarla a la forma original, dispuesta en el anexo e.

c. Impregnar las capas con resina

Se cortó la tela impregnada a los tamaños requeridos para cada revestimiento individual del parche y se procedió a distribuir la mezcla de resina 1, preparada como se muestra en el anexo g, para cubrir adecuadamente el tejido y de forma uniforme con una escobilla de goma para impregnar la tela y eliminar el aire atrapado. El contenido de resina del tejido impregnado debe ser del 55 ± 5 por ciento en peso.



Figura 24. Peso de la resina.



Figura 25. Resina epocast 50-A1 US.



Figura 26. Hardener 946 US.

d. Procedimiento de colocación y embolsado

Se colocó los recubrimientos en el siguiente orden; cinta sellante alrededor del área a curar a 2 in del parche, las termocuplas a 2 mm alrededor del parche, película de tejido de capa despegable (peel ply) para evitar que la resina se adhiera a los demás recubrimientos de embolsado, una película de liberación perforada (release film

perforated) que sirve para filtrar el exceso de resina a una manta de fibra de vidrio para que recoja el exceso de resina, una película de liberación no perforada (release film not perforated) para evitar que pase resina hacia las mantas térmicas, un plumón (breather) que ayuda a la compactación y a producir una estructura libre de huecos, para finalmente aplicar el embolsado al vacío (vacuum bagging film) donde va incrustado las tomas de succión y manómetro. Anexo f.



Figura 27. Embolsado.

e. Curado de la reparación

Los tiempos del curado de las resinas de laminado se basan en la temperatura ambiente (70 a 80 ° F; 21 a 27 ° C); temperaturas más altas simplemente acelerarán el curado dispuesto en el anexo f. Se debe utilizar una manta térmica. Mantener un vacío de 22 pulgadas de mercurio mínimo durante todo el ciclo de curado. Finalizado el curado se procede a retirar el embolsado y se inspecciona el parche para asegurarse de que no existan agujeros, ampollas y áreas con exceso de resina.

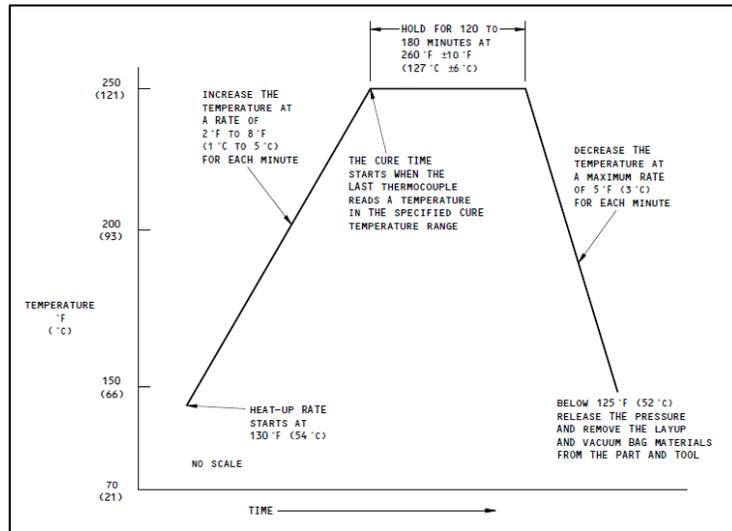


Figura 28. Ciclo de curado a 250°F (121°C).
Fuente: (Aircraft B. , 2018)



Figura 29. Hot bonder kit.

3.4 Análisis De Costos

Al inspeccionar las cubiertas del fuselaje central sección de las alas de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 y al implementar un hot bonder para tratamiento de materiales compuestos, se tomó en cuenta el apoyo por parte de personal capacitado y habilitado en este tipo de equipos y también durante la inspección de los carenados,

además se tuvo que esperar mucho tiempo en cuanto al equipo a implementar en este proyecto ya que fue adquirido en el exterior, mismo que fue indispensables para la elaboración de este proyecto de graduación.

3.4.1 Rubros

El costo total de la realización de este proyecto práctico se detalla en los siguientes rubros; asesoría técnica, material fungible utilizado, costos secundarios (material de oficina).

3.4.2 Costos Primarios

Este costo comprende al material utilizado para la inspección de los carenados de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400, perteneciente a la UGT.

3.4.3 Asesoría Técnica

El costo de la asesoría técnica está dado por la asesoría recibida respecto a la adquisición del equipo traído desde el exterior. Para la reparación del tope del estabilizador horizontal.

Tabla1

Costos Asesoría Técnica

No	DETALLE	COSTO
1	Asesoría Técnica	160.00 USD
	TOTAL	160.00 USD

3.4.4 Materiales Fungibles

En la siguiente tabla se detallan los materiales que se utilizaron para la inspección los carenados de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400.

Tabla2

Costos de materiales fungibles y lubricante

ORD	DESCRIPCIÓN	CANT	V.U	V.TOTAL
1	Tinher	2 lt	3.00	3.00
2	Tela pañal	1 m	2.00	2.00
3	Pintura poliuretana + catalizador	1 lt	20.00	20.00
4	Lubricante WD-40	1 u	4.00	4.00
5	Scotch Brite	1 u	0.50	0.50
6	Microfibras	2 u	2.00	2.00
7	Lija 150	3 u	0.75	0.75
8	Equipos de Protección Personal	1 kit	10.00	10.00
9	Brocha ½ "	1 u	1.00	1.00
10	Cernidor de pintura	2 u	0.50	0.50
11	Hot Bonder	1 kit	1600	1600
			TOTAL	1643,75\$

3.4.5 Costos Secundarios

En la siguiente tabla se detallan los costos que intervienen en el desarrollo de la parte teórica del proyecto de grado.

Tabla3
Costos Secundarios

No	MATERIAL	COSTO
1	Gastos de movilización	200.00 USD.
2	Internet	30.00 USD.
3	Impresiones de borradores	15.00 USD.
4	Resma de Hojas de papel bond	8.00 USD.
5	Empastados, Anillados y CD del proyecto.	30.00 USD.
TOTAL		283.00 USD.

3.4.6 Costo total

En la siguiente tabla se detalla el costo total que se utilizó para realizar este proyecto de graduación.

Tabla4
Costo Total

No	DESIGNACIÓN	COSTO
3	Asesoría Técnica.	160,00 USD.
4	Material fungible y lubricante	USD.
5	Gastos secundarios	283,00 USD.
TOTAL		443 USD.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Se recopiló la información técnica adecuada para el proceso de inspección estructural 53 00 12, además del material a utilizarse en la inspección de los carenados de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400 perteneciente a la Unidad de Gestión Tecnologías-ESPE, necesarios para llevar a cabo el proceso descrito en capítulo tres y determinar las condiciones físicas que presentaban las cubiertas de la sección central ala-fuselaje.
- El proceso de inspección se efectuó en conformidad a la tarea 53 00 12, que está especialmente descrito para cumplir con el mantenimiento programado de la aeronave y se determinó las respectivas acciones correctivas para mantener en óptimas condiciones los carenados ya que son componentes muy importantes de la estructura de la aeronave y su desempeño.
- Se implementó el kit hot bonder en este proyecto, y se determinó su funcionalidad, precauciones de seguridad, y los debidos parámetros de mantenimiento, que el equipo debe tener al momento de la manipulación por parte del personal aeronáutico. El equipo es óptimo para instruir a los estudiantes debido a su fácil manejo en la reparación de materiales compuestos ya que terminaron de manera satisfactoria en este proyecto de grado, cumpliendo cada uno de los objetivos planteados.

4.2 Recomendaciones

- Antes de realizar cualquier tarea de inspección visual sobre componentes estructurales se deben revisar los datos técnicos suministrados por el fabricante de la aeronave, estas inspecciones, deben ser comprendidas correctamente por todas las personas involucradas con el mantenimiento de la aeronave; de no hacer la tarea respectiva se vería afectada la seguridad de la aeronave. Las tareas están ajustadas a una explicación de mayor del alcance dado por el manual específico en cada aeronave.
- Al momento de efectuar la inspección el técnico de mantenimiento se debe equipar de todos los materiales a utilizar, como lupas para ampliar el campo de visualización, en el caso que las áreas carezcan de luz la utilización de linternas es necesario, si existen áreas de difícil acceso se utiliza sondas boroscópicas, con el fin de detectar fallas y defectos sobre las superficies estructurales de manera más eficiente.
- Para garantizar la correcta operación del kit hot bonder el personal aeronáutico debe utilizar mascarillas con filtros para evitar la inhalación de los vapores químicos que se desprenden de la resina al aplicar calor y evitar el contacto con las mantas térmicas debido a que generan una temperatura aproximada de 350 °F. Antes de la operación, para garantizar un buen desempeño al momento de utilizarlo se debe comprobar la conexión de alimentación este en buenas condiciones sin daños visibles o aislamientos, verificar que el voltaje de suministro sea de 100 V y 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, de esta manera se asegura un buen desempeño del equipo al momento de utilizarlo.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Aguilar, L. V. (2016). *Aplicación de un método de reparaciones en laminados monolíticos de fibra de carbono*. Sevilla. Recuperado el 23 de Noviembre, 2019
- Air, N. (2001). *General Composite Repair*. San Diego. Recuperado el 12 de Noviembre, 2019
- Aircraft, B. (2018). *Structural Repair Manual B737-400*. Recuperado el 7 de Enero, 2020
- Aircraft, R. (1978). *Aircraft Maintenance Manual DH 125 Series 400A*. Raytheon Aircraft Company. Recuperado el 24 de Octubre, 2019
- Akay, M. (2005). *An Introduction to Polimer-Matrix Composites*. BookboON. Recuperado el 8 de Diciembre, 2019
- Amazon. (2019, Agosto 13). Recuperado el 22 de Diciembre, 2019, de Amazon Web site: <https://www.amazon.es/Destornillador-Tuerca-Llave-Media-Luna/dp/B07D6PQQ5X>
- Cutler, J. (2005). *Understanding Aircraft Structures*. Oxford: Blackwell Publishing. Recuperado el 13 de Diciembre, 2019
- David J, P. (1976). *Aircraft Structures*. McGraw-Hill. Recuperado el 5 de Noviembre, 2019
- Direccion General de Aviacion Civil. (2019). Recuperado el 4 de Enero, 2020, de Direccion General de Aviacion Civil Web site: <https://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2019/08/8-RDAC-145-Nueva-Edicio%CC%81n-Enmienda-4-02-ago-2019.pdf>
- Dorworth, L. C. (2009). *Essentials of aAdvanced Composite Fabrication & Repair*. Aviation Supplies & Academics, Inc. Recuperado el 8 de Enero, 2020
- Federal Aviation Administration. (1998, Septiembre 8). Recuperado el 4 de Noviembre, 2019, de Federal Aviation Administracion Web site: https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentid/99861

- Foreman, C. (2002). *Advanced Composites*. Jeppesen. Recuperado el 7 de Enero, 2020
- Grant, P. (2000). *Composite Structures: Theory and Practice*. Philadelphia: West Conshohocken. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Handbook, C. M. (2009). *COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK*. Salt Lake: WORKING DRAFT. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Hughes, W. J. (2004). *Bonded Repair of Aircraft Composite Sandwich Structures*. Office of Aviation Research. Recuperado el 7 de Enero, 2020
- Hughes, W. J. (2017). *Effects of Repair Procedures on Bonded Repairs of Airframe Structures*. New Jersey: Aviation Research Division. Recuperado el 4 de Enero, 2020
- Knight, M. (s.f.). *Composite Materials*. Air Force Research Laboratory. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Kollar, L. P. (2003). *Mechanics of Composite Structures*. New York: Cambridge University Press. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Membrives, F. C. (2017). *Materiales Utilizados en la Industria Aeronáutica*. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Reedy, J. N. (1997). *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells Theory and Analisis*. CRC PRESS. Recuperado el 5 de Enero, 2020
- Talreja, R. (2012). *Damage and Failure of Composite Materials*. New York: Cambridge University Press. Recuperado el 7 de Enero, 2020

ANEXOS



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACION

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **Guel Ipiál Jhony Enrique**.

En la ciudad de Latacunga, 23 de Enero del 2020

Aprobado por:



Tigo Edison Granda Gualpa
DIRECTOR DEL PROYECTO



Ing. Rodrigo Bautista Zurita
DIRECTOR DE CARRERA



Ab. Sarita Plaza Carrillo
SECRETARIA ACADEMICA