



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
MOTORES
MONOGRAFÍA, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

TEMA: “REPARACIÓN DE LOS PANELES DE PISO DE LA CABINA DE
PASAJEROS DESDE LA SECCIÓN DEL FORMADOR NÚMERO 15 AL
NÚMERO 19, MEDIANTE INFORMACIÓN TÉCNICA DE LA AERONAVE
HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE
GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS
ARMADAS - ESPE”.

AUTOR: MENA FUEL, ANDERSON DAVID

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, ***“REPARACIÓN DE LOS PANELES DE PISO DE LA CABINA DE PASAJEROS DESDE LA SECCIÓN DEL FORMADOR NÚMERO 15 AL NÚMERO 19, MEDIANTE INFORMACIÓN TÉCNICA LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS ESPE”*** fue realizado por el señor ***MENA FUEL, ANDERSON DAVID***, el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar que lo sustente públicamente.

Latacunga, 03 de Febrero del 2020

TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

C.C: 050273664-8



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **MENA FUEL, ANDERSON DAVID**, declaro que este el contenido, ideas y criterios de la monografía, **“REPARACIÓN DE LOS PANELES DE PISO DE LA CABINA DE PASAJEROS DESDE LA SECCIÓN DEL FORMADOR NÚMERO 15 AL NÚMERO 19, MEDIANTE INFORMACIÓN TÉCNICA LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, 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, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 03 de Febrero del 2020

MENA FUEL, ANDERSON DAVID

C.C.: 040176707-4



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **MENA FUEL, ANDERSON DAVID**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de monografía, **“REPARACIÓN DE LOS PANELES DE PISO DE LA CABINA DE PASAJEROS DESDE LA SECCIÓN DEL FORMADOR NÚMERO 15 AL NÚMERO 19, MEDIANTE INFORMACIÓN TÉCNICA LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400, 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, 03 de Febrero del 2020

MENA FUEL, ANDERSON DAVID

C.C.: 040176707-4

DEDICATORIA

Mi trabajo de graduación lo dedico a Dios, gracias a que me ha brindado la vida y la salud para poder llegar a estas instancias, a mis padres Aida y Romel y mis hermanas que con su apoyo y cariño incondicional han sabido guiarme y llevarme por un buen camino, a todas las personas que formaron parte de este camino, de las cuales he aprendido y de quienes tengo mucho aun que aprender, por todo ese sacrificio y entrega hoy he podido alcanzar uno de mis objetivos en el ámbito educativo.

Mena Fuel Anderson David

AGRADECIMIENTO

Agradezco en primera instancia a Dios por brindarme llegar a este maravilloso momento, a mi hermosa familia por el apoyo, los valores infundados y el cariño que día a día me brindan, por lo cual estoy eternamente agradecido. A mis padres Aida y Romel quienes con sus consejos me han sabido guiar y hacer de mí un hombre de valores y principios, enseñándome que cada sacrificio tiene siempre su recompensa.

A los docentes de la Unidad de Gestión de Tecnologías por compartir sus conocimientos y experiencias que me ayudaran al mejor desarrollo profesional y en amplitud del campo laboral. A mis compañeros de carrera con los cuales se inició con un sueño y en el cual aprendimos cuán importante es el apoyo dentro de la misma para el desarrollo personal y educativo para llegar a conseguir nuestro objetivo.

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

Mena Fuel Anderson David

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN.....	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	ii
AUTORIZACIÓN	iii
DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTO.....	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	1
ÍNDICE DE TABLAS	5
ÍNDICE DE FIGURAS	6
RESUMEN.....	8
ABSTRACT	9

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1. Antecedentes.....	10
1.2. Planteamiento del problema	11
1.3. Justificación e Importancia	12
1.4. Objetivos.....	13
1.4.1. Objetivo General.....	13
1.4.2. Objetivos Específicos	13
1.5. Alcance.....	14

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Historia del Avión Hawker Siddeley 125-400.....	15
2.1.1. Desarrollo del Avion Hawker Siddeley 125-400.....	15
2.1.2. Variantes	16
2.1.3. Especificaciones	18
2.2. Historia	18
2.2.1. Definición y evolución de materiales compuestos	21
2.3. Fuselaje.....	25
2.4. Tipos de fuselaje.....	26
2.4.1. Fuselaje Monocasco.....	26
2.4.2. Fuselaje Semimonocasco.....	26
2.4.3. Fuselaje Reticular	27
2.5. Piso de la cabina de pasajeros.....	27
2.6. Tipos de materiales utilizados para piso de aeronaves.	28
2.6.1. La Madera	28
2.6.2. El Aluminio.....	28
2.6.3. PVC	28
2.6.4. Balsa.....	29
2.6.5. Materiales Compuestos	29
2.7. Equipos especiales para reparaciones estructurales	30
2.7.1. Reparación Estructural	30

2.7.2. Hot Bonder Composite	31
a. Aplicaciones	31
b. Funciones	31
2.7.3. Reparaciones con fibras y materiales compuestos.....	31

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1. Introducción	33
3.2. Preliminares.....	33
3.2.1. Factor Técnico	34
3.2.2. Factor Económico.....	34
3.3. Desarrollo	35
3.3.1. Inspección	35
3.3.2. Mantenimiento	36
a. Procedimiento de mantenimiento de la sección del panel.....	38
3.3.3. Reparación del panel de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19.....	38
3.3.4. Instalación de los paneles	52
3.4. Análisis de costos	53
3.4.1. Rubros	54
3.4.2. Costos primarios.....	54
3.4.3. Asesoría Técnica	54
3.4.4. Materiales Fungibles.....	55

3.4.5. Costos Secundarios.....	55
3.4.6. Costo Total	56

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones	57
4.2. Recomendaciones.....	58

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	62
---	----

ANEXOS	65
---------------------	----

ANEXO A: Hot Bonder Composite GMI - Ficha Tecnica -Caracteristicas

ANEXO B: Documentacion Hot Bonder Composite GMI

ANEXO C: Manual de Reparaciones Estructurales de la Aeronave Hawker Siddeley

125-400 - Chapter 51 / ATA 51-50-31, pag. 2 a pag. 14.

ANEXO D: Manual de Reparaciones Estructurales de la Aeronave Boeing 737-200

Chapter 51 / ATA 51-40-08, pag. 26 a 27 Ref. PDF pag. 817 a pag. 818.

ANEXO E: Essentials of Advanced Composite Fabrication and Repair - Edition 2009

Chapter 10/Repair of Composite Structures

ANEXO F: Ficha Tecnica EPOCAST 50-A1/Hardener 946

ANEXO G: Manuales Mantenimiento, Seguridad y Operación del Equipo Hot Bonder

Composite

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 <i>Relación de Peso y Volumen</i>	41
Tabla 2 <i>Costos Asesoría Técnica</i>	54
Tabla 3 <i>Costos de materiales fungibles y lubricante</i>	55
Tabla 4 <i>Costos Secundarios</i>	56
Tabla 5 <i>Costo Total</i>	56

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. A300 (1972), 5% en peso de compuestos.....	24
Figura 2. A310-200 (1982) 8% en peso de compuestos.....	24
Figura 3. A320 (1987), 10% en peso de compuestos.....	24
Figura 4. A340 (2002), 12% en peso de compuestos.....	25
Figura 5. A380 (actualidad), un 25% en peso de compuestos.....	25
Figura 6. A350 (futuro próximo), 55% en peso de compuestos.....	25
Figura 7. Hot Bonder Portable unidad de curado.....	32
Figura 8. Ubicación de los paneles.....	36
Figura 9. Panel de la cabina de pasajeros removido.....	37
Figura 10. Ubicación del panel removido.....	37
Figura 11. Ubicación del Panel y Poleas.....	38
Figura 12. Panel removido.....	39
Figura 13. Orientación de las fibras.....	39
Figura 14. Referencia de reparaciones entre pieles.....	40
Figura 15. Pulido de las pieles a ser reparadas.....	40
Figura 16. Panel pulido en el área a reparar.....	41
Figura 17. Resina EPOCASST - A1 Y Hardener 946.....	42
Figura 18. Mezcla de resinas.....	42
Figura 19. Fibra y Baggin film para el prepeg.....	43
Figura 20. Preparación del prepeg.....	43

Figura 21. Prepeg 100%.....	44
Figura 22. Posición de las láminas en la reparación.....	44
Figura 23. Direcciones de las telas en el prepeg.	45
Figura 24. Cortes del prepeg.	45
Figura 25. Ubicación de resina.	46
Figura 26. Ubicación del primer prepeg.	46
Figura 27. Última capa de prepeg y resina.	47
Figura 28. Peel ply sobre el panel.	47
Figura 29. Preparación del material de apoyo.	48
Figura 30. Termocuplas y mantas térmicas.	49
Figura 31. Bolsa de vacío en función de la reparación.	49
Figura 32. Hot Bonder Composite GMI - Ranfla de trabajo.	50
Figura 33. Equipo Hot Bonder Composite GMI - Para Introducción.	50
Figura 34. Equipo y Kit de trabajo.....	51
Figura 35. Panel reparado.	51
Figura 36. Capa de protección del panel.	52
Figura 37. Instalación de la alfombra en los paneles.	52
Figura 38. Instalación de los paneles en el piso.	52
Figura 39. Panel del piso del formador número 15 al número 19.	53

RESUMEN

El uso de materiales compuestos dentro de la industria se ha convertido en un plano muy importante de tratar, ya que dentro de la misma debemos referirnos al ahorro de peso que dichos materiales generan y por ende el incremento económico que se obtiene, cuando hablamos de las reparaciones estructurales de materiales compuestos nos enfrascamos en un tema de unión de materiales que dentro del uso de los mismo trae consigo diferentes procedimientos y procesos para ser reparados, el método que nosotros hemos desarrollado se llama curado acelerado mediante un equipo Hot Bonder Composite GMI que nos brinda la posibilidad de acelerar la reparación realizada para optimizar el tiempo de trabajo, de la misma manera nos ayudara a entregar una instrucción a docentes y estudiantes que se encuentran en nuestro medio para aumentar el conocimiento acerca del uso de fibras de vidrio, carbono y kevlar que en nuestro caso han venido incursionando de excelente manera dentro de nuestra carrera. El uso y la relación de trabajo con materiales compuestos dentro de la industria conlleva también de la preparación para la manipulación de un sin número de químicos y tablas de referencia para realizar las mezclas y preparaciones de compuestos para ser adheridos a las telas en las reparaciones estructurales.

PALABRAS CLAVES

- **HAWKER SIDDELEY 125-400**
- **AERONAVES - REPARACIONES ESTRUCTURALES**
- **INDUSTRIA AERONÁUTICA**

ABSTRACT

The use of composite materials within the industry has become a very important plan to deal with, since within it we must refer to the weight savings that these materials generate and therefore the economic increase that is obtained, when we talk about the Structural repairs of composite materials we focus on a matter of joining materials that within the use of the same brings with it different procedures and processes to be repaired, the method that we have developed is called accelerated curing through a Hot Bonder Composite GMI equipment that we It offers the possibility of accelerating the repair done to optimize working time, in the same way it will help us deliver an instruction to teachers and students who are in our midst to increase knowledge about the use of glass fibers, carbon and kevlar which in our case have been venturing excellently into our career. The use and working relationship with composite materials within the industry also entails the preparation for handling a number of chemicals and reference tables to make mixtures and preparations of compounds to be adhered in fabrics for structural repairs.

Keywords

- Hawker Siddeley 125-400
- Aircrafts - Structural Repairs
- Aeronautical Industry

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

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 ESPE.

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, 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 aviones 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 al realizar tareas tan

fundamentales como lo es realizar trabajos de tratamientos térmicos en los diferentes materiales compuestos de los cuales están conformados los componentes estructurales de las aeronaves y así desempeñar su trabajo evitando daños en su estructura, me ha brindado la posibilidad de realizar la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19, para llevar a cabo mi trabajo de titulación, mediante la implementación del escáner digital (Hot Bonder), dirigido a la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE y así facilitar el mantenimiento, chequeo e inspección de las diferentes aeronaves escuela.

1.2. Planteamiento del problema

La institución posee aviones escuela, que gracias a las buenas y acertadas decisiones de los diferentes directores de carrera se ha podido obtener para un mejor desarrollo de aprendizaje y educación, lo cual conlleva a ser mejores profesionales, eh individuos para la sociedad, y esto lleva a ver el entorno en el que se desenvuelve para apreciar las pequeñas cosas complementarias que se podrán implementar dentro del plantel, para mejoras tanto, en seguridad, como en accesibilidad para los distintos ambientes en los que todos y cada uno de los estudiantes realizaran sus prácticas, ya que entre más real sea la estadía en la institución, el trabajo a efectuar será mejor sin ocasionar errores.

Mediante el seguimiento de estos elementos complementarios en el instituto hemos visto la necesidad de implementar una herramienta de soporte como es la implementación del escáner digital (Hot Bonder), para que sea utilizado como implemento de facilitación, el cual ayudará a los mecánicos con un mejor desempeño y

desenvolvimiento en la manipulación de materiales compuestos de los cuales están fabricadas las aeronaves y componentes estructurales, 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 Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE es considerada uno de los mejores centros de aprendizaje, de aviación a nivel nacional y siendo esta la cuna de todos los tecnólogos aeronáuticos pongo a decisión la implementación del escáner digital para análisis, chequeos, inspecciones, reparaciones de materiales compuestos relacionados con las aeronaves escuela y que será de uso único y exclusivo para los estudiantes que serán los mayores beneficiados con el conocimiento que los docentes impartirán y de esta manera ir mejorando en el tipo de profesionales entrega la Unidad al País y a la sociedad.

El desarrollo del actual proyecto favorecerá de tal forma que la tecnología va avanzando en Aviación y la Unidad de la misma forma vaya mejorando por un bien en común, así ira brindado 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 electrónicos, lo que influirá para las destrezas en sus prácticas pre-profesionales.

De esta manera los estudiantes podrán realizar prácticas en un ambiente más cómodo y poder aplicar todo el conocimiento adquirido en sus clases y prácticas para que puedan demostrar sus habilidades y lograr que su trabajo se desarrolle efectiva y eficientemente.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo General

Realizar la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19, mediante información técnica (SRM 51-50-31) de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la universidad de las fuerzas armadas “ESPE”.

1.4.2. Objetivos Específicos

- Recopilar toda la información necesaria de la tarea de mantenimiento (SRM 51-50-31), basado en normas de seguridad que ayuden a precautelar y salvaguardar la integridad humana.
- Implementar el Escáner Digital (Hot Bonder), el cual pueda brindar el soporte técnico adecuado a los tratamientos térmicos, reparación y mantenimiento en partes estructurales de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Implementar la documentación técnica para el manejo del escáner digital, el cual brinde el soporte necesario para el uso y entrenamiento para futuras reparaciones en las aeronaves.

1.5 Alcance

La meta de la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19 mediante la implementación de un escáner digital (Hot Bonder), es brindar una manera más factible y segura que permita al docente el manejo de equipos digitales con los diversos materiales compuestos que poseen las aeronaves, para uso de instrucción y trabajos prácticos enfocados en la enseñanza y aprendizaje de los estudiantes, de esta manera mejorar el desenvolvimiento en el campo laboral y contribuir en el desarrollo del campo aeronáutico del país.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Historia del Avión Hawker Siddeley 125-400

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 Hawker Siddeley Dominie T1), y por la USAF como avión de calibración (como C-29). (Golpe, 2013)

2.1.1. Desarrollo del Avion Hawker Siddeley 125-400

En 1961, de Havilland comenzó a trabajar en un pequeño y revolucionario reactor ejecutivo conocido como DH.125 Jet Dragón, el primero de los dos prototipos voló el 13 de agosto de 1962 motorizados por los turbo reactores Bristol Siddeley Viper. (Golpe, 2013).

El avión ha experimentado muchos cambios de designación durante su vida activa. Originalmente como DH.125, fue rebautizado como HS.125 cuando de Havilland se convirtió en una división de Hawker Siddeley en 1963. Cuando Hawker Siddeley Aircraft se fusionó con British Aircraft Corporation para formar British Aerospace en 1977, el nombre fue cambiado al de BAe 125. Sin embargo, cuando British Aerospace vendió su división de reactores ejecutivos a Raytheon en 1993, el reactor adquirió el nombre de Raytheon Hawker. El fuselaje, alas y cola eran hasta ese día totalmente ensamblados y

parcialmente equipados (controles de vuelo primarios y secundarios) en la planta británica de Airbus en Broughton, a las afueras de Chester, los sub ensamblajes se producían en Buckley (Bwcle in Welsh), también de Airbus. Todos los componentes de ensamblaje fueron entonces enviados a Wichita, Kansas en los Estados Unidos, para ser ensamblados en 1996.

2.1.2. Variantes

- DH.125 Series 1 - Primera versión producida, 8 construidos.
- DH.125 Series 1A/1B - mejorado con motores Bristol Siddeley Viper 521 (Series 1A) o 522 (Series 1B) con 13,8 kN de empuje cada uno.
- HS.125 Series 2 - entrenador de navegación para la RAF, conocido en servicio como el Dominie T.Mk.1 - (Rolls Royce Viper 301)
- HS.125 Series 3 - mejora de motores
- HS.125 Series 400 - mejora de motores
- HS.125 CC1 - Series 400 para la RAF.
- HS.125 Series 600 - 3 pies 1 pulgada (0,94 m) de ampliación de longitud hasta incrementar la capacidad a los 14 pasajeros.
- HS.125 CC2 - Series 600 avión para la RAF.
- HS.125 Series 700 - motores turbofán Honeywell TFE731-3RH con 16,6 kN de empuje cada uno. Primer vuelo el 19 de junio de 1976.
- BAe 125 CC3 - Series 700 avión para la RAF.

- HS.125 Protector - basado en las Series 700. Avión patrullero marítimo con radar de búsqueda y cámaras.
- BAe 125 Series 800 - incremento de envergadura, afilado de morro, ampliación de cola, incremento de capacidad de combustible, primer reactor ejecutivo equipado con EFIS, motores mejorados, primer vuelo el 26 de mayo de 1983.
- Hawker 800 - BAe 125-800 tras 1993.
- Hawker 800XP - motores TFE731-5BR1H turbofán con 20,8 kN de empuje cada uno.
- Hawker 800SP y 800XP2 - Nueva designación para el 800A/B y el 800XP y equipado con winglets.
- Hawker 850XP - 800XP con winglets e interiores mejorados.
- Hawker 900XP - 850XP con motores turbofán Honeywell TFE731-50R para incrementar el alcance y las situaciones de trabajo.
- Hawker 750 - 800XP con un interior ligero y compartimento de equipaje ampliado en lugar del tanque de combustible ventral.
- C-29A - Series 800 para la USAF para reemplazar el Lockheed C-140A.
- U-125 - basado en las Series 800 como avión para inspección de vuelo para Japón (similar al C-29A).
- U-125A - basado en las Series 800 es un avión SAR para Japón.
- BAe 125 Series 1000 - versión intercontinental del Series 800, 2 pies 9 pulgadas (0,84 m) de ampliación de fuselaje para incrementar su capacidad hasta quince pasajeros, incrementar la capacidad de combustible y, motores turbofán Pratt &

Whitney Canada PW-305 con 23,2 kN de empuje cada uno, primer vuelo el 16 de junio de 1990, 52 construidos.

- Hawker 1000 - BAe 125-1000 tras 1993.
- Handley Page HP.130 - Una propuesta de 1965 que no llegó a ser construida. Iba a contar con dos motores Bristol Siddeley Viper 520 de 3.000 lb de empuje.

2.1.3. Especificaciones

- Especificaciones técnicas (HS-125-400)
- Transporte ejecutivo de medio alcance
- Planta motriz: 2 turbofans Rolls-Royce Viper 522 de 1.525kg de empuje c/u
- Dimensiones: envergadura 14.32mts / longitud 14.42mts / altura mts / superficie alar m²
- Pesos: vacío kg / máximo de despegue 10.555kg
- Prestaciones: velocidad máxima 695km/h / alcance máximo 2.600 km / techo de servicio mts, autonomía 2.5hs
- Capacidad de transporte: 7 pasajeros y 3 tripulantes.

2.2. Historia

El bimotor Mosquito fue uno de los casos más excepcionales de la Segunda Guerra Mundial. Fabricado en madera cuando la mayoría de aparatos estaban diseñados de otros metales mucho más resistentes, acabaría distinguiéndose como excelente caza derribando a un gran número de aviones enemigos y como bombardero destruyendo

incontables objetivos en tierra tanto en el Frente Occidental como en la Guerra del Pacífico. Nacionalidad es Gran Bretaña, tipo caza bombardero, su peso cargado era 10.124 kg y el primer vuelo lo realizó el 25 de Noviembre de 1940.

La Compañía De Havilland Aircraft fue la empresa aeronáutica que proyectaría el Mosquito cuando en 1936 fabricó un bombardero ligero con una estructura enteramente de madera llamado Albatross DH.91. A pesar de que el Ministerio del Aire del Reino Unido rechazó la idea, los ingenieros de este aparato mejoraron el prototipo sin renunciar a la madera y añadiéndole dos plazas en la cabina destinadas al piloto a la derecha y al bombardero-navegante a la izquierda, que a diferencia del anterior, cuando comenzó la Segunda Guerra Mundial en 1939, fue finalmente aceptado por los mandos de la Fuerza Aérea Real Británica (Royal Air Force o RAF).

El Mosquito era un avión de ala baja "cantilever" que tenía un fuselaje de sección oval con estructura de madera tipo picea y balsa prensada en dos mitades que se unían verticalmente por siete mamparos de contrachapado y un recubrimiento exterior de tela "mandapolam". Curiosamente las únicas piezas metálicas que contenía el avión no alcanzaban los 130 kilogramos de peso de los 10.000 kilogramos totales, lo que permitía al cazabombardero ser fuertemente impulsado por dos motores lineales Rolls-Royce Merlin 23 accionados por hélices tripalas Havilland Hydromatic que se situaban en cada ala con un voluminoso carenado y dos radiadores. Respecto a su arsenal, el aparato poseía un armamento comprendido en cuatro cañones Hispano de 20 milímetros y cuatro ametralladoras Browning de 7'7 milímetros, además de una capacidad para albergar dos bombas de 227 kilogramos o cohetes, siendo el único inconveniente que el piloto no

contaba con ningún punto de mira para el disparo y por tanto tenía que abrir fuego a ojo.

Al realizar el Mosquito su primer vuelo con éxito el 25 de Noviembre de 1940 después de haber obtenido un satisfactorio resultado en velocidad, inmediatamente la Compañía De Havilland decidió sacar una segunda serie del Mosquito I, concretamente el Mosquito II al que añadió una nueva planta motriz lineal Rolls-Royce Merlin 25. A partir de entonces y desde una fecha tan tardía como Febrero de 1943, surgirían un total de 44 variantes, siendo las más destacadas el Mosquito I PR de reconocimiento fotográfico, el Mosquito II F de caza diurna, el Mosquito II NF de caza nocturna, el Mosquito III T de entrenamiento, el Mosquito IV B como bombardero, el Mosquito IV BF como cazacarros, el Mosquito VI FB con función apagallamas, el Mosquito TT para remolques de blancos aéreos o el Mosquito TF/TR como caza-buques.

Oficialmente el bautismo de fuego del Mosquito tuvo lugar el 3 de Octubre de 1943 cuando un grupo de estos cazabombarderos destruyeron dos centrales eléctricas al norte de Francia. A esta acción siguieron una serie de incursiones contra la costa de Europa Occidental y también contra objetivos en Italia y el Mar Mediterráneo, además de ataques contra las rampas de misiles V-1 que llevaron a cabo volando en grupos de cuatro a cinco aparatos para soltar la carga de forma simultánea.

También sobre el Océano Atlántico los Mosquitos se estrenaron el 10 de Marzo de 1944 derribando dos bombarderos alemanes Junkers Ju 88 en el Golfo de Vizcaya, el 5 de Abril bombardeando un convoy naval del Eje que terminó con el hundimiento de varias embarcaciones y la muerte de 900 hombres, y en Mayo averiando a cuatro submarinos

cerca de la costa de Noruega. Al mismo tiempo, los Mosquitos con base en la India que formaban parte tanto de la Fuerza Aérea Real Británica (RAF) como de la Fuerza Aérea Real Australiana (RAAF), acosaron sin descanso las posiciones del Ejército Imperial Japonés ocultas en las frondosas selvas de Birmania y el Sudeste Asiático (Eurasia, 2004).

2.2.1. Definición y evolución de materiales compuestos

Los materiales compuestos son aquellos formados por la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfaces de separación entre ellos y separables por medios físicos. Se obtienen unas propiedades que no pueden ser alcanzadas por los constituyentes actuando aisladamente. Aunque aquí lo concebimos como un producto fabricado, existen en la naturaleza ejemplos de asociaciones de diferentes elementos funcionando como un conjunto, como pueden ser ciertos tejidos humanos.

Aunque pueden estar reforzados con partículas, el objetivo de mayor interés lo constituyen aquellos reforzados con fibras. Éstas aportan rigidez, resistencia y dureza, y se encuentran embebidas en una matriz que se encarga de dar consistencia geométrica y de transmitir las cargas, siendo las fibras las encargadas de absorberlas.

Para conocer verdaderamente la importancia actual de los materiales compuestos habría que remontarse a los albores de su empleo, que fue en la Segunda Guerra mundial, entre los años 1939 y 1945, el despliegue de armamentos que tuvo lugar, el más grande a lo largo de la historia, motivó un gran desarrollo en la aviación, la construcción

de aeronaves se producía de forma apresurada y en parte improvisada dada la urgencia imperante del momento. Fruto de ello era la ineficiente colocación de los sistemas de a bordo, que al ser los últimos elementos en el montaje del avión, se disponían de modo casi aleatorio en los recovecos libre del fuselaje.

Los conductos de refrigeración que había que instalar eran excesivamente estrechos y complejos de fabricar con metales, y fue en esta tesitura donde se usaron por primera vez los materiales compuestos, auspiciado por las facilidades para la fabricación y el conformado de piezas, en la construcción de conductos de ventilación.

En este mismo periodo de confrontación a nivel mundial, se comenzó a utilizar en las góndolas de los motores y en la cubierta de las antenas de radar, ya que el material ofrecía las ventajas de reducir el peso aun aportando resistencia estructural y transparencia al radar enemigo. Además se fueron desarrollando un sinnúmero de aplicaciones, todas ellas de baja relevancia estructural y resistente: paneles sándwich empleados en los asientos de los pilotos, materiales compuestos resistentes al fuego, aparición del formato prepreg.

La primera aplicación de calado en la aviación de los materiales compuestos fibrosos data de 1942, cuando se usaron en la modificación del fuselaje del avión de entrenamiento militar Vultee BT-13A de las US Army Air Forces. Sin embargo, cuando se usó como elemento estructural principal, no secundario, fue en su "hermano mayor", el vultee BT-15, que poseía el fuselaje de fibra de vidrio, convirtiéndose en el primero en volar de esas características en 1944, el fin de la guerra hizo que las empresas que

habían invertido sus esfuerzos en el desarrollo de los compuestos fibrosos con fines armamentísticos tuvieron que re direccionar su negocio hacia vías más pacíficas.

Este hecho tuvo lugar coetáneamente al resurgir de la industria aeroespacial de los 50s y fue en gran medida potenciado por la carrera espacial acontecida en los 60s, De gran importancia fue el desarrollo, en 1960 por el Dr. AkioShindo, de las fibras de carbono de alta resistencia usando como precursor el polyacryonitrile, PAM, sustituyendo a otros precursores antes empleados como el rayón (fibras obtenidas a partir de la celulosa), lo cual mejoraba sustancialmente sus propiedades mecánicas a tracción, posicionándolo hoy día como el método usado por excelencia en la fabricación de fibras de carbono.

Desde mediados de los 70s hasta nuestros días, el proceso evolutivo de la aplicación de materiales compuestos en la industria aeronáutica ha ido aumentando cada vez más. Se trata de una etapa en la que se produce una fuerte simbiosis entre los centros de investigación y laboratorios con las empresas manufactureras de aeronaves, habiendo una transferencia de conocimiento constante entre ambos sectores. Como ejemplo se va a mostrar gráficamente, en las figuras 1, 2, 3, 4, 5 y 6 la evolución de las aeronaves creadas por AIRBUS en lo que a porcentaje en peso de materiales compuestos se refiere (e-REdING, 2001).

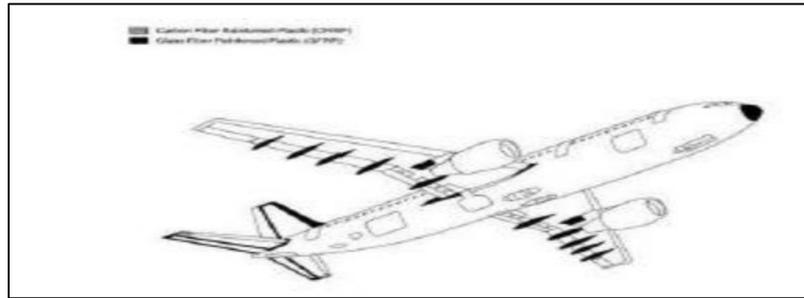


Figura 1. A300 (1972), 5% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)

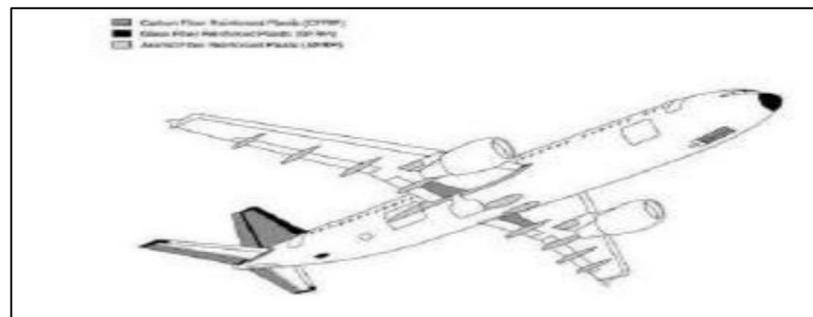


Figura 2. A310-200 (1982) 8% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)

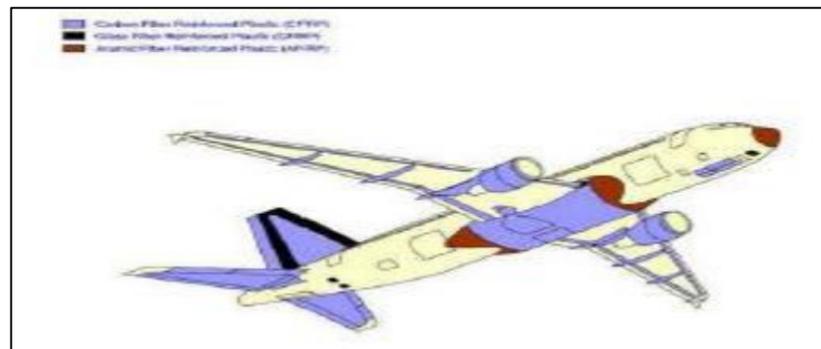


Figura 3. A320 (1987), 10% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)

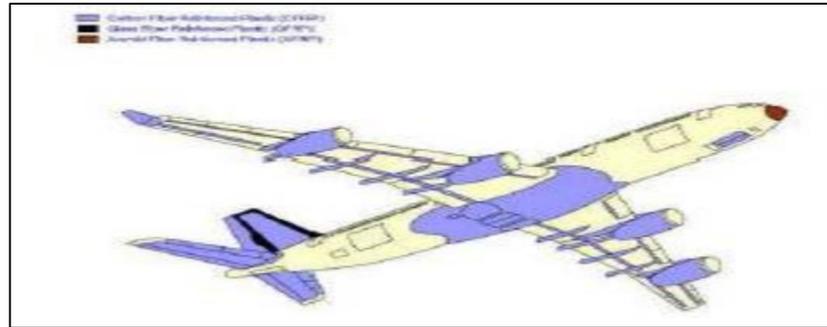


Figura 4. A340 (2002), 12% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)

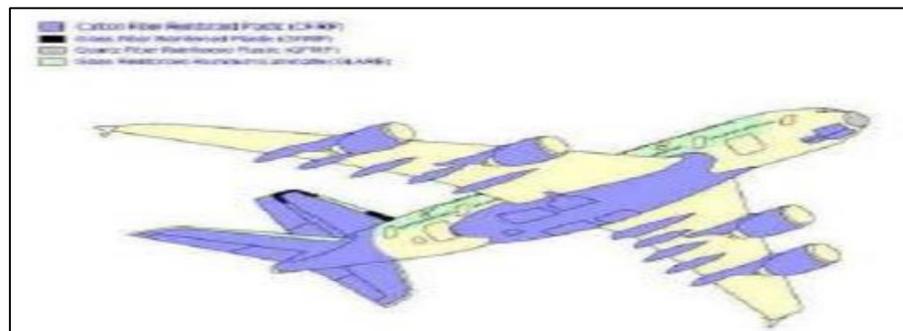


Figura 5. A380 (actualidad), un 25% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)



Figura 6. A350 (futuro próximo), 55% en peso de compuestos.

Fuente: (e-REdING, 2001)

2.3. Fuselaje

El fuselaje es el cuerpo estructural del avión, de figura fusiforme, que aloja a los posibles pasajeros y carga, junto con los sistemas y equipos que dirigen el avión. Se considera la parte central por que a ella se acoplan directamente o indirectamente el resto

de partes como las superficies aerodinámicas, el tren de aterrizaje y el grupo moto propulsor. En aviones mono motores el fuselaje contiene al grupo moto propulsor y la cabina del piloto; sirve también de soporte a las alas y estabilizadores; y lleva el tren de aterrizaje. (UNLP, 2019)

2.4. Tipos de fuselaje

2.4.1. Fuselaje Monocasco

El fuselaje monocasco viene de la industria naval, fue utilizado en hidroaviones fabricados en madera, lo cual dadas las altas características de resistencia fue usado para muchos tipos de aeronaves, su diseño es un solo cuerpo dividido por segmentos en su interior (cuadernas) que dan la forma al cigarro, el revestimiento exterior forma parte integral de la estructura, soportando y transmitiendo esfuerzos a los que está sometida la aeronave.

2.4.2. Fuselaje Semimonocasco

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

2.4.3. Fuselaje Reticular

Este tipo de estructura fue la primera que se empleó en la construcción de aeronaves, por su relativa sencillez, flexibilidad y fortaleza, se utiliza normalmente en aeronaves pequeñas, en donde el espacio interno no es una necesidad primordial, consta de cuatro largueros longitudinales, que forman las aristas del fuselaje, se mantiene su forma de cajón por medio de otros elementos colocados de forma transversal y diagonal entre los anteriores, de manera interna puede colocarse otros elementos diagonales o utilizar alambres o cables de adiestramiento. Las alas construidas con este tipo de estructuras utilizan costillas que son armadas con estructura reticular y la mayoría de las veces un marco continuo que hace las veces de borde de ataque y fuga, define la forma en planta, que puede o no llevar larguero, en cuyo caso tiene cables tensores o estructuras arriostradas por dentro y/o fuera del ala.

2.5. Piso de la cabina de pasajeros

El piso de la cabina consiste en paneles que se encuentran entre las pistas longitudinales del asiento y están soportados por estas pistas y por las vigas transversales del piso debajo de ellas. Los paneles se instalan con una cinta periférica para proporcionar una barrera contra líquidos entre la cabina de pasajeros y los compartimentos inferiores. Los paneles del piso en los aviones posteriores tienen correas de elevación. Hay dos tipos: el normal tiene revestimientos de aluminio unidos a un núcleo de PVC, para galeras / bodegas está revestido de titanio a un núcleo de PVC con mayor resistencia a la corrosión. No puedo hablar específicamente de aviones comerciales, pero

la mayoría de los pisos en los aviones actualmente son sándwich de fibra de carbono con un núcleo de nido de abeja nomex.

2.6. Tipos de materiales utilizados para piso de aeronaves.

2.6.1. La Madera

Los primeros materiales en emplearse fueron la madera y la tela, proporcionaban una resistencia adecuada con un peso muy bajo, la madera en muchos aspectos se comporta como un material compuesto, por cómo está constituida por capas, con mejores propiedades en la dirección longitudinal de la fibra, tiene valores de módulo elástico y resistencias muy altos para su densidad. (Jara, s.f.)

2.6.2. El Aluminio

En el siglo XIX el aluminio era tan caro de producir que era considerado un metal semiprecioso, además las cualidades del aluminio sin alear ni refinar, dejaban mucho que desear, como para pensar en él para algún uso industrial (la resistencia del aluminio aleado es de 6 a 8 veces superior al aluminio sin alear). (Jara, s.f.)

2.6.3. PVC

El policloruro de vinilo (PVC) (C_2H_3Cl)_{n2} es el producto de la polimerización del monómero de cloruro de vinilo. Es el derivado del plástico más versátil. Se puede producir mediante cuatro procesos diferentes: suspensión, emulsión, masa y solución. (Varela, 2015)

2.6.4. Balsa

La madera de Balsa o Balso (*Ochroma pyramidale*) es una especie tropical bastante conocida por su ligereza y flexibilidad. Esta combinación la hace ideal para algunos usos, incluso industriales, como la fabricación de palas para pequeños aerogeneradores.

Es originaria de las selvas de Centroamérica y Suramérica, donde cada vez es más frecuente encontrar plantaciones para su explotación. En este sentido destaca Ecuador como principal productor. Es una especie de crecimiento rápido, que puede ser talada en menos de 4 años (Maderame, 2018).

2.6.5. Materiales Compuestos

En parte su comportamiento puede asimilarse al de la madera, son apilados en capas de distintos tipos de materiales, lo que hace que sus propiedades varíen según la dirección, tienen la gran ventaja de poder fabricar los materiales “a medida”, es decir, en función de las necesidades de resistencia, las direcciones de aplicación de las cargas construiremos nuestro material compuesto de una forma u otra.

Podemos encontrarlos en multitud de formas y presentaciones comerciales, los más comunes son fibras embebidas en matrices plásticas, los esfuerzos y cargas serán soportados por las fibras, mientras que la matriz da cohesión y mantiene la forma. Las fibras pueden presentarse en forma de tejido, de fieltro, de bandas y según el tratamiento que se tome tendrá su caracterización en los terminados (Principia, 2017).

2.7. Equipos especiales para reparaciones estructurales

2.7.1. Reparación Estructural

Empezaremos por decir que la función primordial de una reparación es un arreglo de una estructura afectada, deteriorada, rota o en mal estado para que siga cumpliendo la función para la cual fue diseñada dentro de los márgenes de confiabilidad y seguridad. Ahora bien, con una reparación se puede restituir o no la resistencia original de algún o algunos miembros estructurales, pero el fin buscado es que con la ejecución de una o varias acciones (prácticas estándar) se logre mitigar o eliminar la condición encontrada de carácter nocivo, en un sentido más general podemos puntualizar que la reparación se hace para garantizar el rendimiento satisfactorio que una aeronave requiere como parte del mantenimiento continuo de su integridad estructural y así todos los trabajos de mantenimientos en las aeronaves.

Es importante que las reparaciones estructurales sean fieles a los datos técnicos de ingeniería y a las mejores técnicas disponibles, ya que la reparación inadecuada puede representar un peligro inmediato o potencial. La fiabilidad de una aeronave depende de la calidad del diseño, así como la mano de obra utilizada en la realización de las reparaciones. El diseño de una reparación estructural es complicado por el requisito de que una aeronave debe ser lo más ligera posible. Si el peso no fuese un factor crítico, se podrían hacer reparaciones con un amplio margen de seguridad. En la práctica, las reparaciones deben ser lo suficientemente fuertes como para llevar todas las cargas con el factor requerido de seguridad.

2.7.2. Hot Bonder Composite

El Hot Bonder Composite es un equipo portable que se utiliza para facilitar y 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 procedimiento “fuero de autoclave u horno” y es especialmente útil para la reparación remota y las aplicaciones de curado secundario en el entorno de fabricación, de acuerdo con las normas prescritas dentro de los manuales del fabricante (HEATCON, 2020)

a. Aplicaciones

Fabricación y reparación de compuestos, como resinas y curado de resinas, pre impregnados, adhesivos, fibras con núcleos o sin núcleos de panel de abeja.

b. Funciones

Realizar los tratamientos a temperaturas controladas mediante parámetros indicados a procesos de curado en materiales compuestos con resinas, impregnados y adhesivos.

2.7.3. Reparaciones con fibras y materiales compuestos

Dentro de los procesos de reparaciones de materiales compuestos se encuentran diferentes cursos por tratarse de distintas áreas de reparación dentro de las aeronaves, como por ejemplo en nomex y laminados con áreas planas, con angulaciones y un sin número de orientaciones dependiendo de las aéreas de trabajo.

Todos y cada uno de los cursos como iniciales, dirigidos a las áreas curvas, áreas planas, manejo de materiales y manejo de manuales de instrucciones, dentro de ello se tiene el secado rápido mediante equipo electrónicos y secado acelerado mediante luz directa o artificial, todos estos procedimientos llevan consigo llevar los diferentes niveles de instrucción para fines de reparaciones en las aeronaves, en la industria es más avanzada la reparación dado que también se pueden realizar reparaciones pequeñas y de medidas superiores en las cuales se usan cámaras de procesos de secado y reparación acelerada que se monitorean desde el exterior de la cámara.

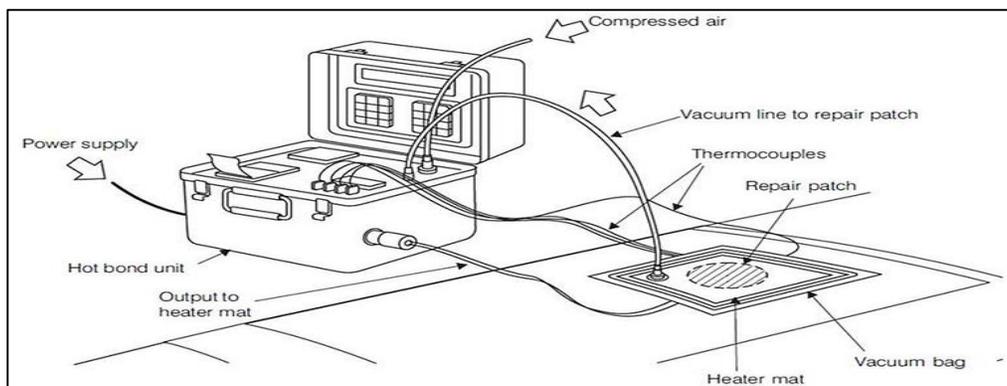


Figura 7. Hot Bonder Portable unidad de curado.

Fuente: (Lkovaivos, 2014)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1. Introducción

El presente trabajo de titulación está dirigido a ser un gran aporte para el desarrollo educativo en docentes y estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías, pues se convertirá en un medio de instrucción interactivo y práctico para aprender y comprender de mejor manera el uso de materiales compuestos, sus fines y aplicaciones dentro de la industria aeronáutica, en especial el uso de equipos para acelerar procesos de trabajo que garantizan mayor efectividad y pueden tener aplicaciones dentro de otras industrias afines, dentro de ello también podemos destacar el uso y avance tecnológico que se dará a la institución y el desarrollo dentro de la industria.

3.2. Preliminares

Los materiales compuestos dentro de la industria aeronáutica desempeñan hoy en día uno de los avances más sobresalientes por la eliminación de peso en las aeronaves y también cumplen el trabajo de igual o mejor manera que otros materiales que ya han quedado obsoletos, para el uso de los mismos se dan a conocer y se imparten cursos de instrucción y certificación bajo diferentes módulos en industrias aeronáuticas como son Estados Unidos dentro de América y países de Europa que se transmiten a diferentes países de la región donde se encuentran organizaciones de mantenimiento aprobadas con el fin de capacitar e instruir a los técnicos para mantener un mejor desarrollo en las

reparaciones de estructuras y superficies que sean de material compuesto, dentro de ello también se encuentran los diferentes métodos de curado o secado de las reparaciones en las cuales se dan el uso de equipo electrónicos que brinda la facilidad de acelerar los procesos de curado en las reparaciones de las aeronaves con los parámetros que se encuentran en los manuales de reparación estructural de cada aeronave.

3.2.1. Factor Técnico

La Carrera de Mecánica Aeronáutica es el primer beneficiario del proyecto puesto que está enfocado y dirigido a procedimientos y procesos de reparaciones estructurales y superficies de las aeronaves con el uso de materiales compuesto y aplicado en Hot Bonder Composite, que dentro de los manuales de reparaciones estructural ya se encuentran los parámetros que se deben manejar para dichas reparaciones lo cual facilita también el uso de los equipos y no se pasa por alto ningún procedimiento que dictamine el fabricante por estar respaldado por toda la información técnica respectiva, por ello es factible el desarrollo del tema y favorable para el cuerpo docente de la unidad por ser un equipo de uso de instrucción donde ya se encuentra programado para procesos estándar de reparación.

3.2.2. Factor Económico

Para la implementación de estas reparaciones estructurales y superficiales de materiales compuestos con Hot Bonder Composite GMI en los paneles de la cabina de pasajeros del formador número 15 al número 19 en la aeronave Hawker Siddeley 124-400, fue necesario realizar los análisis de costos que se generó en el uso de materiales

primarios y secundarios, como el equipo para el desarrollo del proyecto también se tiene en cuenta los gastos personales que se tuvieron para la finalización de la monografía.

3.3 Desarrollo

Las reparaciones estructurales de materiales compuestos mantienen hoy en día un proceso de fácil realización porque dentro de nuestro ámbito en los manuales de reparación estructural se encuentran los parámetros, como son tolerancias y especificaciones para realizar dichos trabajos, es por ello que en los equipos que se usan para los procesos de curado ya se encuentran las programaciones que se deben agregar los datos dados por el fabricante en el manual o instructivo de reparación para que sean ingresados y los procesos se vayan dando de acuerdo a lo escrito, bajo los términos e instrucciones antes mencionadas se procede a la reparación de los paneles del piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al 19.

3.3.1. Inspección

Previo a la realización de los trabajos en el panel del piso de la cabina de pasajeros desde el formador número 15 al número 19, se procede a la inspección del área de soportes del panel, área superior e inferior del panel, encontrando los siguientes resultados:

- Soporte del panel se encuentran en perfecto estado con presencia de polvo e impurezas de los materiales del piso.
- Área superior del panel, se presenta área contaminada con polvo sin daños en su estructura ni presencia de rajaduras ni averías.

- Área inferior del panel, se presenta daños en la superficie de fibra de vidrio en tres de sus capas, para el daño presente en el área inferior nos referimos a la ATA 51-50-31 del Manual de Reparaciones Estructurales de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

3.3.2. Mantenimiento

Para el procedimiento de reparación de los paneles mediante información técnica de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 en el manual de reparación estructural ATA 51-50-31, se realiza la inspección respectiva de las aéreas en las cuales se encuentre la superficie del panel de piso de la cabina de pasajeros del formador número 15 al número 19 deteriorada, para ello se procede a la desinstalación y remoción de las partes de los paneles para el procedimiento de limpieza del área a ser reparada.

Remoción y limpieza de la aérea del panel del formador número 15 al número 19.

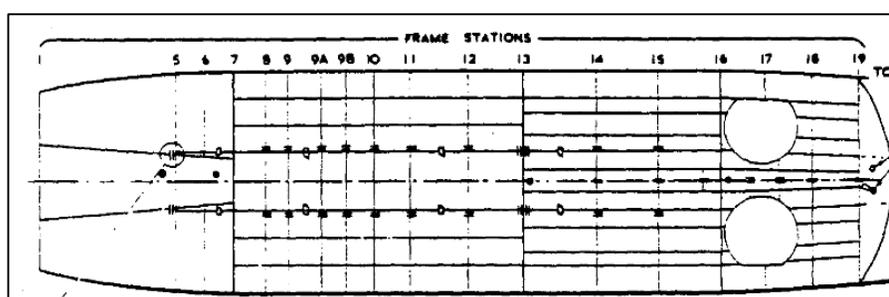


Figura 8. Ubicación de los paneles.

Fuente: (Aircraft, 2003)

Los procedimientos de remoción, para realizar la limpieza del aérea a reparar con el análisis de campo sobre paneles y fibras según los datos técnicos de las ATAS 51-50-31

desde la página 2 a la página 14 del manual de reparaciones estructurales de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400.

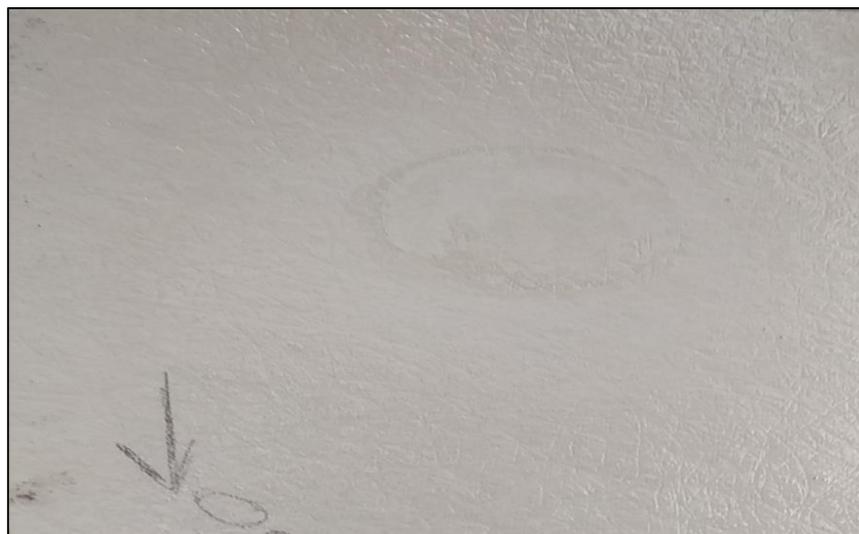


Figura 9. Panel de la cabina de pasajeros removido.



Figura 10. Ubicación del panel removido.

a. Procedimiento de mantenimiento de la sección del panel

La sección del panel desde el formador número 15 al número 19 se realizó el mantenimiento correspondiente previo a la instalación del panel en mención, para lo cual se utilizó material fungible como alcohol, guapes y franela para la limpieza, después de ello el cuidado de las poleas de los controles de vuelo que se encuentran en el área del panel removido.



Figura 11. Ubicación del Panel y Poleas.

3.3.3 Reparación del panel de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19.

Basados en la información técnica acerca del área en la cual se trabaja, tenemos los diferentes procedimientos que depende el daño que se presente en el área se debe tomar acciones y lo que se de en el manual de reparaciones estructurales.

En este caso vamos a realizar la reparación del panel del piso de la cabina de pasajeros desde el formador número 15 al número 19, evidenciamos el daño de las pieles de recubrimiento en el área superior sin daños el núcleo de honeycomb: preparamos el

área y marcamos un plano cartesiano en la misma para las orientaciones de la fibra, los datos de orientación vienen dados dependiendo de las moldeadoras de las áreas, planas o curvas es de esta forma que se prepara las fibras con angulaciones de 0° o 90° dependiendo si es simétrico o asimétrico.

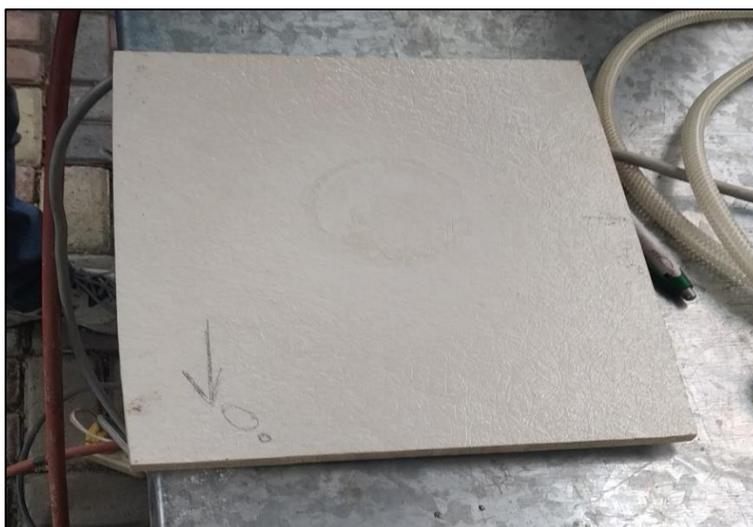


Figura 12. Panel removido.

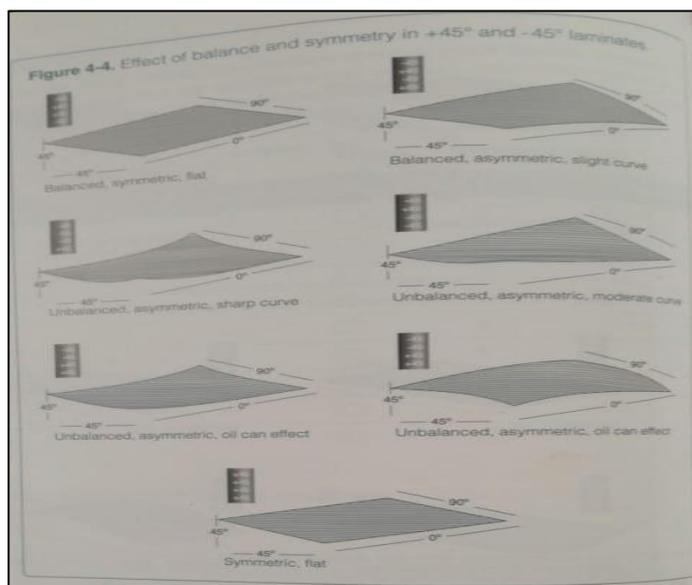


Figura 13. Orientación de las fibras

De esta manera vamos a instalar las pieles a reparar en el panel, ahora se prepara el área y se pule el panel hasta llegar al punto de la piel sin daño, todo este procedimiento está escrito en el manual de reparaciones estructurales con los parámetros en daños de pieles sin daño en el núcleo de panel de abeja. Los procesos se los realiza con una piel extra sobre las tres que se presentan con daño. Se debe marcar las áreas a ser eliminadas para la reparación debidamente con una separación de 1 cm una piel de la otra con el radio en cada piel.

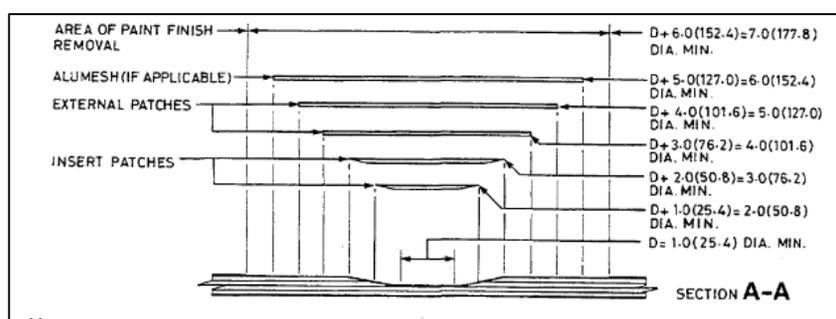


Figura 14. Referencia de reparaciones entre pieles.

Fuente: (Aircraft, 2003)

El procedimiento de pulido de las pieles para llegar al punto de reparación debe ser exhaustivo para evitar el daño de la superficie y las pieles que se comprometen dentro del proceso.



Figura 15. Pulido de las pieles a ser reparadas

Dentro de las tres pieles que están por reparar siempre se debe aumentar una piel más para el cuidado de la reparación y de las superficies, la piel extra se refiere a una sobre medida que se tiene a manera de seguridad de las reparaciones en fibra.



Figura 16. Panel pulido en el área a reparar.

La reparación del panel continúa con la preparación de prepeg los cuales van de la mano en toda la reestructuración de la aérea, va compuesto por la mezcla de resinas que también están detalladas en los manuales con la proporción adecuada al peso en relación a la tela con la resina. Las especificaciones están dentro de los manuales en la referencia del B737-200 – ATA 51-40-08, pag. 26 a 27 Ref. Pdf pag. 817 a pag. 818.

Tabla1.

Relación de Peso y Volumen

Por Peso		Por Volumen	
Calculo del peso de la resina		Peso de la Fibra	= 90g
Peso de la tela + 6(60%) = Peso Total		Peso de la composición	=150g
Peso total- peso de la tela= Peso de la resina		Peso de la resina	=60g
Ejemplo: 90g tela + 6		Densidad de la fibra	=2.65g/cc
= 150g Peso Total		Densidad de la resina	=1.24g/cc
150g – 90 = 60g Peso de la resina		Volumen de la fibra	33.96 cc



Figura 17. Resina EPOCASST - A1 Y Hardener 946.

El tipo de resinas también están descritas en los manuales de reparación dependiendo del uso que se le vaya a brindar y las áreas en las que se vayan a aplicar, para la preparación de los prepeg se mantiene una relación de 1 a 15 en resinas que tiene un uso de hasta dos horas máximo después de ello ya se debe desechar el exceso de material.



Figura 18. Mezcla de resinas.

La preparación de la tela para el prepeg se estará descrito de acuerdo a la medida que se deba utilizar en las reparaciones de las fibras del panel.



Figura 19. Fibra y Baggin film para el prepeg.

De acuerdo a los procedimientos para la reparación ya hemos realizado la preparación de la mezcla de resinas y la fibra en su medida, ahora se procede a terminación del prepeg para las reparaciones conforme las medidas de las telas.



Figura 20. Preparación del prepeg.

El uso de las resinas y la fibra en compuesto para las reparaciones debe dar una mezcla compacta y bien consistente para los curados que se le debe brindar a las áreas con daños en fibras y más cuando se presente en núcleos de panel de abeja.



Figura 21. Prepeg 100%.

Con el prepeg terminado se debe realizar los cortes de los parches que se deben colocar en el panel según las telas de reparación y con las medidas exactas para cubrir las áreas, la ubicación de las telas será medida y orientada de acuerdo a la tabla anterior ya que es simétrico con angulaciones de 0° 90° 90° 0° .

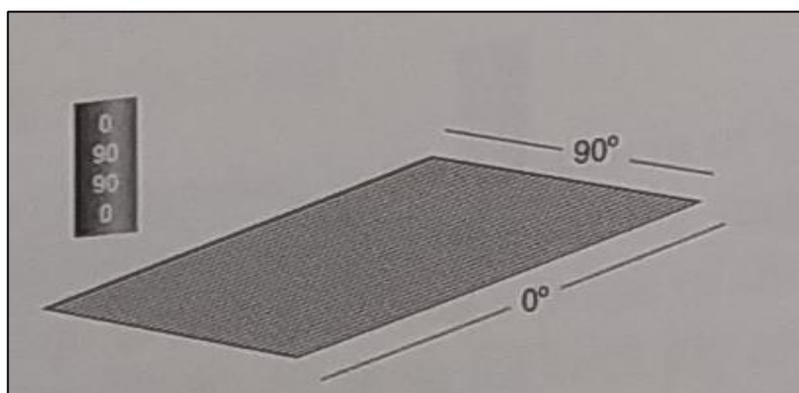


Figura 22. Posición de las láminas en la reparación

Fuente: (Doeworth, 2009)

La ubicación de las telas tiene que tener la dirección de corte que está descrito en el manual de reparación para superficies planas y de acuerdo a ello vamos a continuar con la reparación del panel del piso de la cabina de pasajeros de la aeronave.

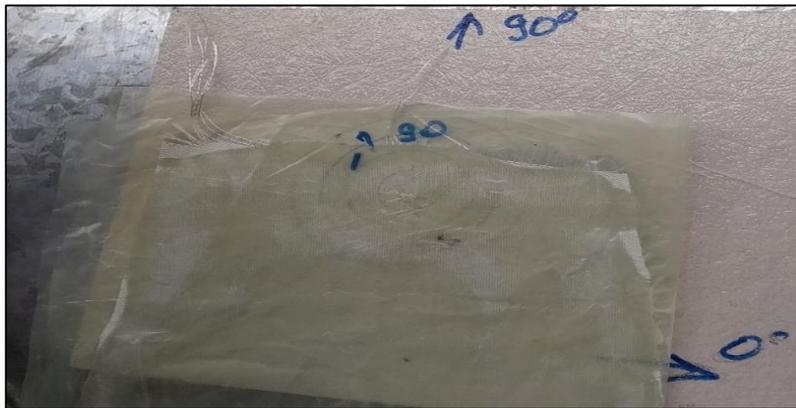


Figura 23. Direcciones de las telas en el prepeg.

De esta forma las telas y cortes designados por la dirección en el plano cartesiano que se realizó desde el inicio en el panel y después en el prepeg tendrá siempre sus objetivos dependiendo las áreas a reparar y si dadas las circunstancias una de las direcciones es mal ubicada la reparación tendrá otros resultados como curvas o una que otra ondulación pero no una superficie plana, de esta forma tendremos en cuenta la ubicación y corte de las áreas señaladas en el plana.



Figura 24. Cotes del prepeg.

Una vez se termina con los cortes del prepeg se debe ir instalando una capa de resina en la parte del panel para adherir el primer prepeg.



Figura 25. Ubicación de resina.

El inicio de la reparación va desde la capa de resina y termina en la cuarta capa de prepeg que viene siendo la capa extra en la reparación como refuerzo o protección de las reparaciones en capas.



Figura 26. Ubicación del primer prepeg.

Las capas de plástico que se colocan en el prepeg se deben desmontar conforme la instalación en el panel uno sobre otro hasta llegar a la capa final.

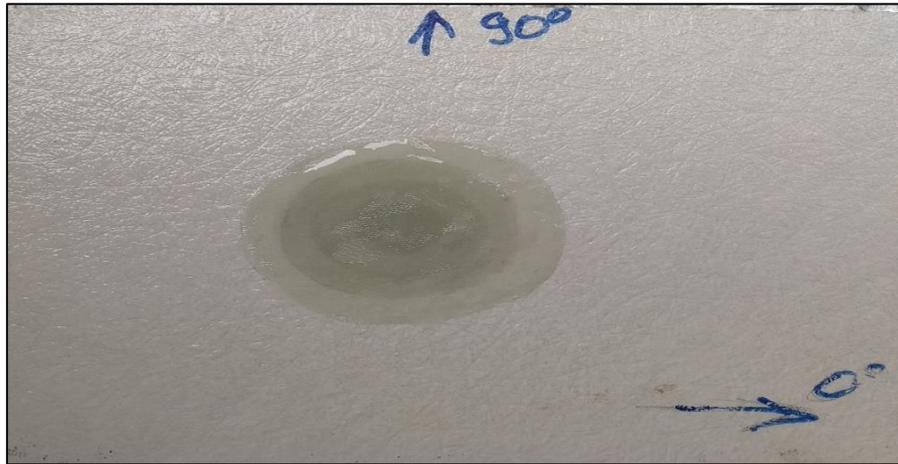


Figura 27. Última capa de prepeg y resina.

Con la última capa de prepeg se debe ir instalando las telas de para el proceso de curado acelerado mediante el equipo Hot Bonder Composite mediante un equipo con parámetros estándar para este tipo de reparaciones estructurales.

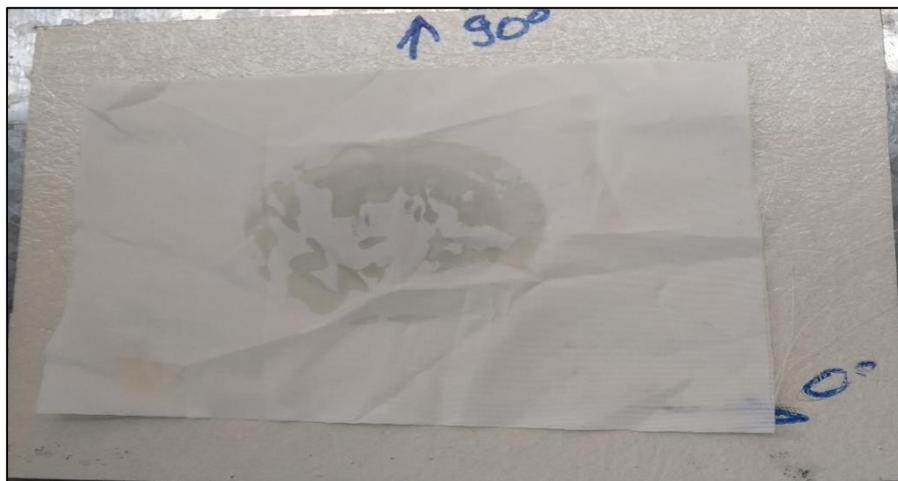


Figura 28. Peel ply sobre el panel.

El Peel ply (Cascara de capaz) es uno de los materiales especiales también dentro de las reparaciones con altas temperaturas, su función es evitar que las mantas que se instalan sobre las reparaciones se adhieran a la reparación.

Luego de ello viene el Bleeder cloth/Breather (Paño de respiración o purga) es una tela de respiración de poliéster 100%no tejida que está diseñada para permitir el flujo de aire durante todo proceso de embolsado al vacío, así como purgar el exceso de resina en una parte compuesta y permite una gran conformidad alrededor de una pieza compuesta mientras está bajo presión de vacío.

Un material más es Perforated film as filter, es un plástico de alta resistencia al calor con perforaciones con funciones como eliminar el exceso de material dentro de la reparación.

Nuevamente se instala un bleeder cloth donde se irán instalando de acuerdo a la reparación las termocuplas para determinar y controlar la temperatura que envíen las mantas térmicas y para terminar el Vacuum Bag Film (Bolsa de vacío) en la cual se instala el medidor de vacío y el puerto de vacío cuando ya todo haya sido instalado se procede a sellar la bolsa de vacío para comenzar a programar el equipo Hot Bonder Composite y enviar la orden de trabajo con los parámetros determinados por el manual con temperaturas y periodos de tiempo.

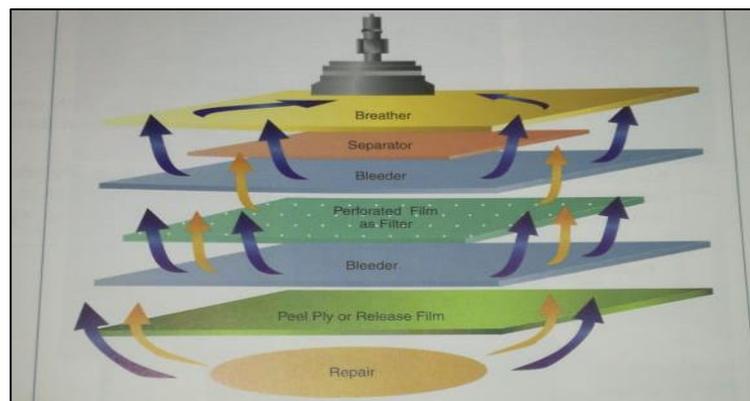


Figura 29. Preparación del material de apoyo.

Fuente: (Doeworth, 2009)

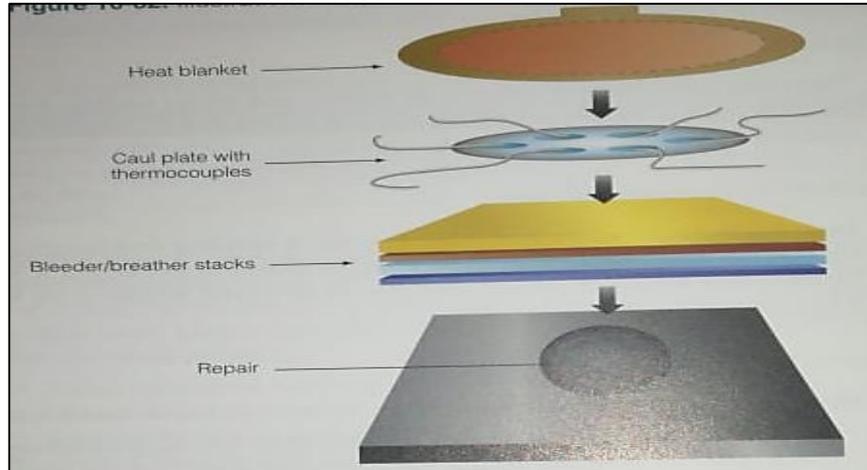


Figura 30. Termocuplas y mantas térmicas.

Fuente: (Doeworth, 2009)



Figura 31. Bolsa de vacío en función de la reparación.

La reparación continúa ahora mediante el uso de Hot Bonder Composite GMI ANEXO A, en el cual se ingresan los datos que dictan los manuales con parámetros de temperatura y tiempo de acuerdo a una ranfla en el equipo que nos ira brindando los tiempos de trabajo conforme vaya sucediendo el proceso puesto en marcha hasta finalizar con el curado durante 4 horas.



Figura 32. Hot Bonder Composite GMI - Ranfla de trabajo.

El Hot Bonder Composite GMI es un equipo que se fabricó para trabajar con procesos estandarizados como instrucción educativa, por lo cual dentro de su programación ya contiene los valores de curado y tiempos de tratamientos sin requerir más que realizar las conexiones adecuadas de todo el kit.

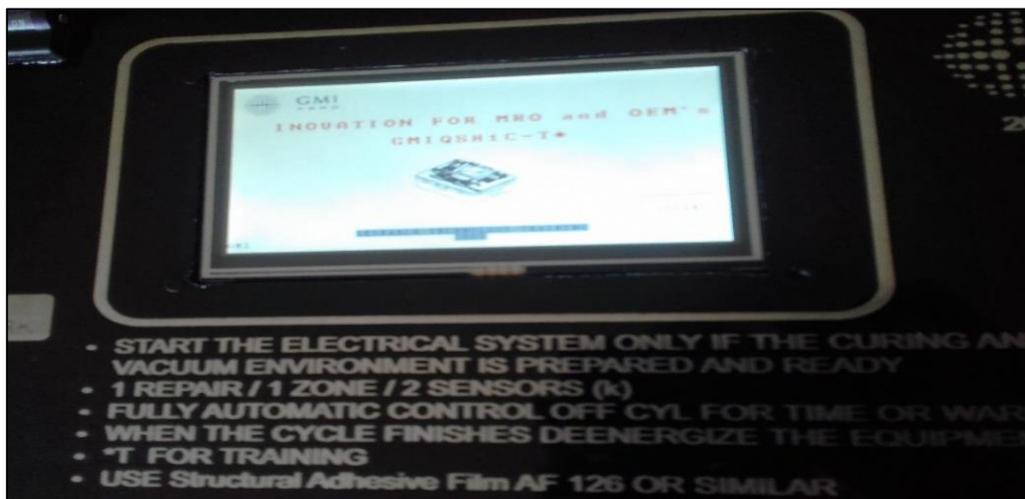


Figura 33. Equipo Hot Bonder Composite GMI - Para Introducción.



Figura 34. Equipo y Kit de trabajo.

Después del trabajo que realizo el equipo de curado acelerado que tomo un tiempo de 4 horas mediante la subida y bajada de temperatura para la terminación de la reparación hemos obtenido el panel con excelentes terminados en cuanto podemos garantizar el curado de las pieles.



Figura 35. Panel reparado.

Una vez que se terminó la reparación del panel, continuamos con el proceso de terminados con la capa de protección a los paneles de la cabina de pasajeros y su previa instalación con el velcro para la colocación de la alfombra respectivamente.



Figura 36. Capa de protección del panel.

3.3.4 Instalación de los paneles



Figura 37. Instalación de la alfombra en los paneles.



Figura 38. Instalación de los paneles en el piso.

La limpieza de los pisos de la aeronave es muy fundamental para evitar la presencia de corrosión en los canales y soportes de los largueros y larguerillos que van en cada uno de los formadores y daños también en las poleas que se encuentran en la parte inferior con cada uno de los cables.

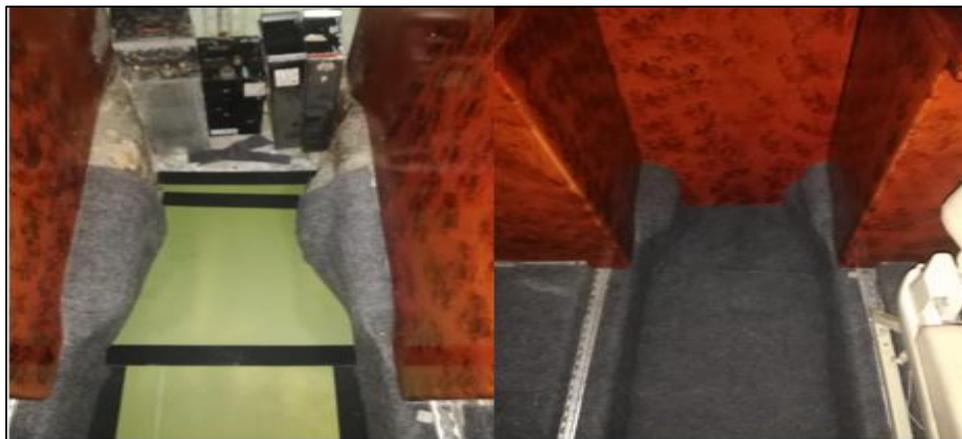


Figura 39. Panel del piso del formador número 15 al número 19.

3.4. Análisis de costos

Al iniciar con la implementación de un equipo para curados acelerados en reparaciones con materiales compuestos para la aeronave Hawker Siddeley 125-400, se tuvo en cuenta el apoyo y coordinación por parte del personal de la unidad, para de esta manera poder llegar a ser una herramienta de provecho para el desarrollo educativo, se tuvo en cuenta también que se tomaron varios meses para la adquisición del mismo por cuestiones de logística por haber sido enviado del exterior ya que era el componente principal para el desarrollo del proyecto en mención.

Los documentos legales y detalles del Hot Bonder Composite y su kit de trabajo están detallados en el ANEXO B.

3.4.1. Rubros

El costo total de la elaboración del proyecto práctico se detalla a continuación:

- Asesoría Técnica
- Material Fungible utilizado
- Costos secundarios (Material de Oficina)

3.4.2. Costos primarios

Este costo comprende al material utilizado para la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE”.

3.4.3. Asesoría Técnica

Los valores de la asesoría técnica están dados por la asesoría recibida respecto a la adquisición del equipo y la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Tabla2

Costos Asesoría Técnica

N	DETALLE	COSTO
1	Asesoría Técnica	120.00 USD
	Total	120.00 USD

3.4.4. Materiales Fungibles

En la siguiente tabla se detallan los materiales que se utilizaron para la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Tabla3

Costos de materiales fungibles y lubricante

ORD	DESCRIPCIÓN	CANT	V.U	V.TOTAL
1	Hot Bonder Composite GMI	1 u	1600	1600
2	Velcro	2 m	2.00	2.00
3	Lámina de aluminio	1 u	28.0	28.00
4	Thinner	1 gln	5.00	5.00
5	Marcadores permanentes y lijas	2 u	1.50	1.50
6	Cinta Adhesiva	1 u	0.75	0.75
7	Equipos de Protección Personal	1 kit	10.0	10.00
8	Brochas ½ "	2 u	2.00	2.00
9	Primer	1 gln	4.00	4.00
10	Materiales compuestos	1 kit	120.	120.00
			TOTAL	1773,25\$

3.4.5. Costos Secundarios

En la tabla a continuación se detallan los valores que intervienen en el desarrollo de la parte teórica del proyecto de grado:

Tabla4*Costos Secundarios*

N	MATERIAL	COSTO
1	Gastos de movilización	150.00 USD.
2	Internet	30.00 USD.
3	Impresiones de borradores	20.00 USD.
4	Resma de Hojas de papel bond	5.00 USD.
5	Empastados, Anillados y CD del proyecto.	30.00 USD.
TOTAL		235.00 USD.

3.4.6 Costo Total

En la siguiente tabla se detalla el valor total que se utilizó para la realización del proyecto de graduación:

Tabla5*Costo Total*

DESIGNACIÓN	COSTO
Asesoría Técnica.	120,00 USD.
Material fungible y lubricante	1773,25 USD.
Gastos secundarios	235,00 USD.
TOTAL	2128,25 USD.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- Se realizó la recopilación de la información técnica respectiva para la reparación de los paneles de piso de la cabina de pasajeros desde la sección del formador número 15 al número 19, además del material a utilizarse en la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE.
- El Hot Bonder Composite GMI está especialmente diseñado para permitir una reparación de tipo estándar bajo las normas y parámetros adecuados sobre reparaciones de materiales tipo fibras de vidrio, carbono y kevlar con núcleos de Honey Comb de nomex.
- El Hot Bonder Composite GMI que se implementó en este proyecto, tiene la capacidad de instruir al personal estudiantil y entrenamiento con la operación, funcionamiento y reparaciones de materiales compuesto de tipo fibras de vidrio, carbono o kevlar con nucleos de panel de abeja de nomex, que en el proyecto de grado fueron satisfactorias, cumpliendo cada uno de los objetivos planteados al inicio del mismo.

4.2. Recomendaciones

- Previo a la realización de cualquier tipo de tarea de mantenimiento o reparaciones estructurales con fibras se debe tener en cuenta las indicaciones del manual de operación y procedimientos del equipo para evitar daños en el mismo.
- En cuanto se efectuó algún tipo de reparación estructural se debe tener en cuenta el uso de equipos de protección para la manipulación de las resinas y componentes compuestos que en ellas se utiliza por el uso de químicos que afectan directamente a la salud por ser cancerígenos.
- Para garantizar el correcto funcionamiento y operación del Hot Bonder Composite GMI se debe evitar la pérdida de la llave de seguridad que contiene el mismo y mantenerlo en una área de cuidado al ser un equipo electrónico de uso delicado.

ABREVIATURAS

ATA: Asociación del Transporte Aéreo

AMM: Aircraft Maintenance Manual

AC: Advisory Circular

CONESUP: Consejo Nacional de Enseñanza Superior Universitaria Privada

ESPE: Escuela Superior Politécnica del Ejercito

FAA: Administración Federal de Aviación

CC: Centímetros cubicos

Gln: Galones

HG: Mercurio

ITSA: Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

Cm: Centímetros

Kg: Kilogramo

KIAS: Velocidad Indicada

SRM: Structural Repair Manual

u: Unidad

UGT: Unidad de Gestión de Tecnologías

PSI: Libra de fuerza por pulgada cuadrada

PVC: Policloruro de vinilo

TSO: Orden Técnica Estándar

MSDS: Material Safety Data Sheet

GLOSARIO

A

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

Aeronavegabilidad. - Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura.

B

Barómetro: Instrumento para medir la presión atmosférica, la presión atmosférica es el peso por unidad de superficie ejercida por la atmosfera.

C

Compuesto: Que consta de varios elementos o partes, sustancia o materia formada por la unión mecánicamente inseparable de dos o más elementos.

E

Entrenamiento: Cualquier preparación o adiestramiento con el propósito de mejorar el rendimiento físico o intelectual de una persona o grupo de personas.

I

Instrumento: Componente que utiliza un mecanismo interno para mostrar visual o auditivamente la actitud, altura y operación de una aeronave o una parte de la misma..

M

Mantenimiento: Ejecución de métodos o procedimientos para asegurar la aeronavegabilidad de una aeronave, en la cual involucren una o más de los siguientes trabajos: reacondicionamiento, inspección, reemplazo de partes o componentes e incorporación de una modificación o reparación.

Material: Cualquier conglomerado de materia o masa, es un elemento que puede transformarse y agruparse en un conjunto.

L

Limpieza y descontaminación de aeronaves: Acción de remover y/o desnaturalizar los residuos de plaguicidas presentes en una aeronave.

P

Producto: Aeronave, motor de aeronave o hélice. También indica material, componentes, accesorios o dispositivos aeronáuticos aprobados según el sistema de una Orden Técnica Estándar (OTE/TSO), y aprobación de fabricación de partes (PMA).

T

Trazabilidad: Conjunto de aquellos procedimientos preestablecidos y autosuficientes que permiten conocer el histórico, la ubicación y la trayectoria de un producto o lote de productos a lo largo de la cadena de suministros en un momento dado.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Administration, F. A. (1975). Standard Operations Specifications: Aircraft Maintenance Handbook. En F. A. Administration, *Standard Operations Specifications: Aircraft Maintenance Handbook* (pág. 390). Obtenido de Standard Operations Specifications: Aircraft Maintenance Handbook

Aircraft, R. (2003). *Aircraft Maintenance Manual*. Raytheon Aircraft company.

Amilarg. (2013). Hawker Siddeley 125-400. *Aviacion Militar Argentina*, 1. Obtenido de Recuperado 10 de Noviembre de 2019 <http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>

Doeworth, L. C. (2009). *Essentials of Advanced Composite Fabrication & Repair*. Aviation Supplies and Academics. Inc .

e-REdING. (2001). *bibing*. Recuperado el 23 de Enero de 2020, de e-REdING Web site: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60183/fichero/CAP%C3%8DTULO+2.+ANTECEDENTES..pdf>

Eurasia. (2004). *Eurasia 1945 Segunda Guerra Mundial*. Recuperado el 23 de Enero de 2020, de Eurasia Web site: <https://www.eurasia1945.com/armas/aire/mosquito/>

Golpe, A. (2013). *AMILARG*. Recuperado el 20 de 10 de 2019, de Hawker Siddeley 125-400: Recuperado el 10 de Octubre de 2019 <http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>

HEATCON. (01 de 01 de 2020). *HEATCON*. Recuperado el 22 de 01 de 2020, de <https://www.heatcon.com/product-category/hot-bonders/>

<https://www.navalcomposites.com/materiales-compuestos>. (s.f.). Obtenido de Recuperado el 23 de Noviembre de 2019 <https://www.navalcomposites.com/materiales-compuestos>.

Jara, D. P. (s.f.). *sandglasspatro*. Obtenido de Materiales Aeronáuticos: Recuperado el 12 de Octubre de 2019 <http://sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Materiales%20Aeronauticos.htm>

Lkovaivos. (13 de Abril de 2014). *Wikimedia Commons*. Recuperado el 23 de Enero de 2020, de Commons Wikimedia Web site: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Figure-5-typical-hot-bonder-portable-unit-it-can-apply-vacuum-heat-up-the-repair-area-and-constantly-monitor-and-regulate-temperature.jpg>

Maderame. (6 de Julio de 2018). *Madera de Balsa: Características y Usos*. Recuperado el 23 de Enero de 2020, de Maderame Web site: <https://maderame.com/madera-de-balsa/>

Principia. (2 de Mayo de 2017). *Principia*. Obtenido de MATERIALES COMPUESTOS EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA: Recuperado el 7 de Noviembre de 2019 <https://principia.es/materiales-compuestos-industria-aeronautica/>

UNLP, F. d. (18 de Febrero de 2019). *ASOC. PASIÓN POR VOLAR*. Obtenido de La Estructura del Avión : Recuperado el 24 de Enero de 2020 <http://www.pasionporvolar.com/la-estructura-del-avion-aerodinamica/>

Varela, J. (10 de Septiembre de 2015). *ahombrosdegigantescienciytecnologia*. Recuperado el 15 de 12 de 2020, de El inventor del policloruro de vinilo (PVC); Lonsbury Semon.:

<https://ahombrosdegigantescienciytecnologia.wordpress.com/2015/09/10/el-inventor-del-cloruro-de-polivinilo-pvc-lonsbury-semon/>

ANEXOS



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **MENA FUEL ANDERSON DAVID**

En la ciudad de Latacunga a los 3 días del mes de febrero del 2020.

Aprobado por:



Tlgo. Edison Granda

DIRECTOR DEL PROYECTO



Ing. Rodrigo Bautista

DIRECTOR DE LA CARRERA



Abg. Sarita Plaza

SECRETARIA ACADÉMICA