



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN MOTORES

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

**TEMA: “REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADOR VENTRAL
VERTICAL DE MATERIAL HONEYCOMB ACORDE A LA TAREA DE
MANTENIMIENTO 51-50-31 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY
HS – 125 – 400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE
TECNOLOGÍAS – ESPE”**

AUTOR: BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAUL

DIRECTOR: TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

LATACUNGA 2020



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

i

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ***“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADOR VENTRAL VERTICAL DE MATERIAL HONEYCOMB ACORDE A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 51-50-31 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE”*** fue realizado por el señor ***BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAÚL*** 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 para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 03 de Febrero del 2020

TLGO. GRANDA GUALPA, EDISON MAURICIO

C.C.: 050273664-8



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAÚL**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADOR VENTRAL VERTICAL DE MATERIAL HONEYCOMB ACORDE A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 51-50-31 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, 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

BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAUL

C.C.: 172412629-5



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

AUTORIZACIÓN

Yo, **Bolaños Toro, Alexis Paul**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: ***“REPARACIÓN DE LOS ESTABILIZADOR VENTRAL VERTICAL DE MATERIAL HONEYCOMB ACORDE A LA TAREA DE MANTENIMIENTO 51-50-31 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”*** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad .

Latacunga, 03 de Febrero del 2020

BOLAÑOS TORO ALEXIS PAUL

C.C.: 172412629-5

DEDICATORIA

Este proyecto de grado primeramente se lo dedico a dios por haberme permitido llegar hasta este punto de mi vida estudiantil con salud y vida para poder cumplir mis objetivos una vez planteados.

A mi madre por haberme dado la vida y por haberme apoyado siempre en todas mis decisiones y desafíos planteados en mi vida, por brindarme su cariño y su paciencia con el único fin de verme crecer profesionalmente.

A mi padre por su apoyo incondicional, por su ejemplo de perseverancia y constancia ante las cosas, por su cariño y por esos consejos que siempre me han servido para salir adelante y nunca darme por vencido ante nada

A mis hermanos que siempre estuvieron ahí apoyándome diariamente, dándome ánimos para salir adelante y poder demostrarles que todo lo planteado se puede llegar a conseguir con esfuerzo y dedicación.

Finalmente quiero dedicar a todas las personas que de alguna forma u otra hicieron que esto sea posible; amigos, compañeros, profesores y familiares que con su confianza depositada en mí, me hicieron una persona responsable y educada, esto va por ustedes.

BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAUL

AGRADECIMIENTO

Primeramente agradezco a Dios por darme la vida y por haberme permitido llegar hasta este punto de mi carrera estudiantil con salud y vida, por haberme bendecido con la familia maravillosa que tengo y por haberme brindado el conocimiento y sabiduría que me sirvió para poder culminar mi carrera universitaria que tanto me apasiona.

Quiero agradecerles infinitamente a mis padres quienes fueron el pilar fundamental para poder cumplir con este objetivo, agradecerles por la educación y los valores que me supieron brindar día a día y por enseñarme que con esfuerzo y dedicación se puede llegar muy lejos, gracias madre, padre por su confianza.

A mis profesores quienes fueron esas personas que supieron guiarme en el camino estudiantil y pudieron brindarme de sus conocimientos y aptitudes para yo poder desarrollarme en este amplio mundo de la industria aeronáutica.

Finalmente agradezco a toda mi familia por ser el pilar fundamental en mi vida y porque me dieron la gran dicha de poder estudiar esta hermosa carrera y haber confiado en mí.

BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAUL

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	xiii
RESUMEN	xv
ABSTRACT	xvi

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes	1
1.2 Planteamiento del problema	1
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos	4
1.4.1 Objetivo General	4
1.4.2 Objetivos Específicos	4
1.5 Alcance.....	4

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Aeronave Hawker Siddeley 125- 40	5
2.2	Especificaciones Técnicas (HS-125-400)	8
2.3	Fuselaje.....	8
2.4	Tipos de construcción.....	8
2.4.1	Fuselaje Reticular	8
2.4.2	Fuselaje Monocasco	9
2.4.3	Fuselaje Semimonocasco	11
2.5	Materiales Aeronáuticos.....	12
2.5.1	La madera.....	12
2.5.2	El Acero.....	13
2.5.3	Aluminio.....	13
2.5.4	Titanio	14
2.5.5	Materiales Compuestos	15
2.5.6	Fibra de Vidrio	15
2.5.7	Kevlar	16
2.5.8	Carbono / Grafito	16
2.5.9	Fibra de boro	17

		viii
2.5.10	Fibras Cerámicas	18
2.5.11	Fibras de protección contra rayos.....	18
2.5.12	Estructuras Sándwich o Honeycomb.....	18
2.6	Reparaciones de Materiales compuestos.....	20
2.7	Tipos de Mantenimiento	20
2.7.1	Mantenimiento en Línea.....	20
2.7.2	Mantenimiento Correctivo	21
2.7.3	Mantenimiento Preventivo	21
2.7.4	Mantenimiento Predictivo	21
2.7.5	Mantenimiento Cero Horas (Overhaul).....	22
2.7.6	Mantenimiento En Uso.....	22
2.8	Tipos de inspecciones.....	22
2.8.1	Inspección visual	22
2.8.2	Inspección ultrasónica	23
2.8.3	Rayos X	24
2.8.4	Partículas Magnéticas.....	26
2.8.5	Eddy Current	26
2.8.6	Líquidos penetrantes	27
2.9	Equipos.....	28

	ix
2.9.1 Heat bonder	28
2.9.2 Horno.....	28
2.9.3 Equipos de vacío	29
2.9.4 Mesa de compactación de vacío.....	30
2.9.5 Manta de calor.....	30
2.9.6 Lámpara de calor.....	31
2.9.7 Sistema de aire caliente.....	32
2.9.8 Prensa de calor	32

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción	33
3.2 Preliminares.....	33
3.3 Factor Técnico.....	34
3.4 Factor Económico	34
3.5 Desarrollo.....	34
3.6 Empenaje.....	34
3.7 Mantenimiento	36
3.8 Materiales Utilizados para la reparación del cono de cola.....	36

	x
3.9 Descripción de los materiales utilizados en la reparación del cono de cola	37
3.10 Procedimiento.....	40
3.11 Proceso de embalaje y curado de muestras.	46
3.12 Procedimiento para el embalaje	49
3.13 Presupuesto.....	53
3.14 Análisis de costos	53
3.15 Asesoría Técnica	53
3.16 Costos Primarios	53
3.17 Costos Secundarios	54
3.18 Costo Total del proyecto de grado	54

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones	55
4.2 Recomendaciones.....	56

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANEXOS

ANEXO A: HOT BONDER COMPOSITE GMI - FICHA TÉCNICA – CARACTERÍSTICAS

ANEXO B: MANUAL DE SEGURIDAD DEL EQUIPO HOT BONDER

ANEXO C: MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL EQUIPO HOT BODER

ANEXO D: MANUAL DE OPERACIÓN DEL EQUIPO HOT BODER

ANEXO E: STRUCTURAL REPAIR MANUAL, CAP 51-50-31

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1. <i>Variantes de la aeronave Hawker</i>	6
TABLA 2. <i>Materiales utilizados para la reparación</i>	36
TABLA 3. <i>Descrpción de los Materiales utilizados para la reparación</i>	37
TABLA 4. <i>Relación de peso y volumen</i>	39
TABLA 5. <i>Costos de asesoria tecnica</i>	53
TABLA 6. <i>Descripcion Equipo Hot Bonder</i>	53
TABLA 7. <i>Descripcion Costos Secundarios</i>	54
TABLA 8. <i>Costo total del proyecto de grado</i>	54

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Hawker Siddeley:.....	5
Figura 2. Fuselage Reticular	9
Figura 3. Estructura de fuselaje monocasco.....	10
Figura 4. Fuselaje monocasco	10
Figura 5. Fuselaje semimonocasco	11
Figura 6. Avion Mosquito	12
Figura 7. Aeronave SR71	14
Figura 8. Fibra de vidrio, kevlar, fibra de carbono	17
Figura 9. Construcción sándwich honeycomb	19
Figura 10. Material honeycomb	19
Figura 11. Inspeccion Visual.....	23
Figura 12. Inspeccion Ultrasonica.....	24
Figura 13. Rayos X	25
Figura 14. Inspeccion particulas magneticas	26
Figura 15. Eddy current inspection	27
Figura 16. Liquidos penetrantes	27
Figura 17. Heat Bonder	28
Figura 18. Horno de curado	29
Figura 19. Bolsa de vacío auto sellante con elemento calefactor	30
Figura 20. Manta termica de calor	31
Figura 21. Lampara de calor	31
Figura 22. Nomenclatura de areas y paneles Hawker HS 125 400	35

Figura 23. EPOCAST 50 - A1, HARDENER 946.....	39
Figura 24. Fibra de vidrio	39
Figura 25. Mezcla de fibra de vidrio.....	40
Figura 26. Reparacion de la resina.....	40
Figura 27. Fibra de vidrio picada	41
Figura 28. Limpieza del cono de cola	41
Figura 29. Proceso de lijado.....	42
Figura 30. Reparacion del cono con resina	42
Figura 31. Resina EPOCAST 50 A-1	43
Figura 32. Alodine 1200	43
Figura 33. Primer AXEP – 6- GN1	44
Figura 34. Cono de cola fondeado	44
Figura 35. Fabricacion de las tapas de inspeccion	45
Figura 36. Instalacion de los cristales	45
Figura 37. Cono de cola pintado	46
Figura 38. Tapas de inspeccion pintadas	46
Figura 39. Muestra de colocacion de embalaje	47
Figura 40. Tiempos y temperatura de curado	48
Figura 41. Manta termica	49
Figura 42. Capas de embolsado	50
Figura 43. Cono de cola embolsado listo para el curado	51
Figura 44. Proceso de embalaje	52
Figura 45. Hot Bonder Kit	52

RESUMEN

El presente proyecto de titulación trata de la implementación del equipo especial Hot Bonder, equipo utilizado para realizar reparaciones estructurales con materiales compuestos, el equipo cuenta con un teclado y una pantalla que permite al operador introducir comandos y programar una variedad de características diferentes, parámetros de ciclo de curado, alarmas y zonas de reparación. La pantalla guía al operador para controlar el proceso de curado. Muchas unidades mostrarán constantemente el estado de curado en forma gráfica y de texto. Los materiales compuestos comenzaron a usarse a inicios de los años 1960, usando principalmente la fibra de vidrio, luego fibra de boro, aramida y de carbono. En la actualidad la fabricación de aeronaves ha ido evolucionando con el uso de materiales compuestos debido a su elevada resistencia y bajo peso (4 veces más resistente que el acero y menor peso comparado con el aluminio), también por su alta resistencia a la corrosión. La reparación de estos materiales compuestos requiere un conocimiento profundo de las estructuras compuestas, los materiales y los equipos a utilizar. El Hot Bonder es el equipo todo en uno más completo del mundo utilizado para controlar las fuentes de calor y el vacío en fabricación y reparación de materiales compuestos. Los equipos Hot Bonder son portátiles y autónomos; permitiendo movilidad para reparaciones en el campo.

PALABRAS CLAVE

- **AERONAVE HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400**
- **AERONAVES-MANTENIMIENTO**
- **AERONAVES-REPARACIONES ESTRUCTURALES**

ABSTRACT

The present titling project deals with the implementation of the special Hot Bonder equipment, equipment used to perform structural repairs with composite materials. The equipment has a keyboard and a screen that allows the operator to enter commands and program a variety of different features, cure cycle parameters, alarms and repair areas. The screen guides the operator to control the curing process. Many units will constantly display curing status in graphic and text form. Composite materials began to be used in the early 1960s, using mainly glass fiber, then boron, aramid and carbon fiber. Nowadays, aircraft manufacturing has been evolving with the use of composite materials due to their high resistance and low weight (4 times more resistant than steel and lighter compared to aluminum), also because of their high resistance to corrosion. The repair of these composite materials requires a thorough knowledge of the composite structures, materials and equipment to be used. The Hot Bonder is the world's most complete all-in-one equipment used to control heat sources and vacuum in composite manufacturing and repair. The Hot Bonder equipment is portable and autonomous; allowing mobility for repairs in the field.

KEY WORDS

- **HAWKER SIDDELEY HS - 125-400**
- **AIRCRAFTS - MAINTENANCE**
- **AIRCRAFTS - STRUCTURAL REPAIRS**

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE, recibe su nombre a partir del 13 de enero de 2014 cuando el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE aprobara su creación, cumplió los estándares prescritos y continuo brindando educación de calidad y formando profesionales altamente capacitados en sus diferentes campos laborales.

Cabe destacar que la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE antes llamado Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico- ITSA, una Institución de Educación Superior, quien fue creada el 8 de noviembre de 1999 se convirtió en un pilar fundamental para la educación superior, basándose en carreras innovadoras esto con la colaboración de las autoridades y personal docente altamente capacitado para las diferentes aéreas en las que se desenvuelven.

La Unidad de Gestión de Tecnologías–ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y aviones escuela además es la única en brindar conocimientos teóricos prácticos en el área de Mecánica Aeronáutica, pues está certificado y aprobado por la Dirección General de Aviación Civil RDAC 147 esto certifica una educación de calidad en este campo laboral.

1.2 Planteamiento del problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE siendo la única Institución que brinda conocimientos teóricos y prácticos para formar mecánicos aeronáuticos en el Ecuador, no

cuenta con equipos de última generación para la realización de trabajos de mantenimiento y preservación de las aeronaves con las que cuentan, es por eso que es necesario la implementación de equipos modernos para poder trabajar con materiales compuestos en aeronaves como el HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 y mantenerla en condiciones favorables.

En la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE existen talleres y laboratorios que facilitan el aprendizaje de los estudiantes, pero no existe un laboratorio de Materiales Compuestos con sus respectivos equipos modernos que permitan un mejor desempeño y comprensión por parte de los estudiantes, siendo este muy útil y necesario en el campo aeronáutico por la cantidad de material compuesto que se usa en la construcción de aeronaves con el fin de minimizar su peso.

Con la implementación de equipos de alta tecnología como lo es el Hot Bonder los estudiantes podrán realizar reparaciones estructurales con materiales compuestos en la aeronave HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 y estar familiarizado con estos equipos debido a que grandes empresas de aviación cuentan con estos equipos para realizar sus reparaciones estructurales y mantenimiento de aeronaves.

1.3 Justificación e Importancia

En la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE con la implementación de equipos de última generación como el Hotbonder para los talleres de mecánica aeronáutica se podrá realizar reparaciones estructurales de la aeronave HAWKER SIDDELEY HS – 125 – 400 siguiendo las instrucciones técnicas y los manuales del fabricante, así los estudiantes podrán familiarizarse con estos equipos y estar mejor capacitados para trabajar con materiales compuestos y equipos de última tecnología.

El desarrollo del actual proyecto favorecerá tanto a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE como a los estudiantes que estén cursando esta carrera de mecánica aeronáutica debido a que ayudara a mejorar la enseñanza/ aprendizaje de estos tipos de reparaciones estructurales que se realizan en las aeronaves, además la familiarización que lograrán los estudiantes con estos equipos modernos necesarios para realizar estos trabajos de mantenimiento y mantener en buenas condiciones sus aeronaves escuela con las que cuentan.

El presente proyecto es muy factible realizarlo porque la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE no cuenta con equipos de última tecnología como lo es el Hot Bonder necesario para realizar reparaciones estructurales con materiales compuestos, estos tipos de mantenimientos ayudan a preservar la vida del material de las aeronaves escuela con las que cuenta la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Reparar el estabilizador ventral vertical mediante la tarea de mantenimiento 51-50-31 de la aeronave Hawker Siddeley HS-125-400 para la manipulación y adquisición de conocimientos de los estudiantes de mecánica aeronáutica.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar la mayor información técnica acerca de la reparación del estabilizador ventral vertical de la aeronave Hawker Siddeley HS-125-400
- Analizar las condiciones en las que se encuentra el estabilizador ventral vertical para posteriormente realizar una reparación estructural.
- Implementar el equipo Hotbonder para poder efectuar reparaciones estructurales con materiales compuestos.

1.5 Alcance

Este proyecto tiene la finalidad de implementar el equipo de Hotbonder y poder efectuar reparaciones estructurales en las diferentes áreas y en los diferentes tipos de aeronaves con las que cuenta la industria aeronáutica esto con el objetivo de mantener en óptimas condiciones la integridad de las aeronaves y de alguna manera se pretende ayudar en el aprendizaje de las futuras generaciones de mecánicos aeronáuticos que seguirán surgiendo de la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE y seguir mejorando el desempeño tanto de docentes como estudiantes y contribuir en el desarrollo del campo aeronáutico del país debido a que es el único lugar del Ecuador que brinda estas carreras innovadoras.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Aeronave Hawker Siddeley 125- 40

Birreactor de transporte ejecutivo, diseñado originalmente por de Havilland a inicios de los años '60 del pasado siglo, como DH.125 Jet Dragon, es producido en serie por Hawker Siddeley tras el vuelo del prototipo el 13 de agosto de 1962. El primer ejemplar de serie realiza su vuelo inaugural el 12 de febrero de 1963 y es entregado al cliente de lanzamiento el 10 de septiembre de 1964.

Propulsado por dos turbofan ubicados en la parte posterior, dotado de un fuselaje cilíndrico totalmente presurizado, alas bajas en flecha y cola en T, capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos. Hasta la fecha se han producido más de 1600 unidades, las cuales fueron fabricadas en principio por Hawker Siddeley, luego a partir de 1977 por British Aerospace, desde 1993 por Raytheon y desde 2007 por Hawker Beechcraft.

En el ámbito militar fue o es utilizado por las Fuerzas Armadas de Arabia Saudita, Argentina, Botsuana, Brasil, Corea del Sur, Gran Bretaña, Irlanda, Japón, Malawi, Malasia, Nigeria, Pakistán, Sudáfrica, Turkmenistán y Uruguay. (Golpe, 2013)



Figura 1. Hawker Siddeley
Fuente: (Golpe, 2013)

Tabla 1*Variantes de la Aeronave Hawker*

Variantes de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400

Serie	Variantes
Serie 1	Modelo de pre-producción (7 unidades) con turbofans Rolls-Royce Viper 520
Serie 1A/1B	Equipada con motores Bristol Siddeley Viper 521 o 522 de 14KN
Serie 1A-R522/1B-R522	Variantes del anterior con fuselaje alargado y mayor capacidad de combustible
Serie 1A-S522/1B-S522	Variante con mejoras estructurales y mayor altitud operativa.
Serie 2	Variante de entrenamiento para la Royal Air Force (20 unidades) equipadas con motores Rolls-Royce Viper 301, denominados por la RAF como Dominie T.1
Serie 3A/B	Modelo de serie con mayor peso operativo y motores Viper 522
Serie 3A/R y 3B/R	Variante del anterior con mayor peso de despegue y techo operativo incrementado.
Serie 3A/RA y 3B/RA	Variante del anterior mejoras estructurales
Serie 400A/400B	Modelo de serie fabricado desde 1970 con nueva puerta de acceso y sistema de frenos mejorado
Serie 401B	Variante con nueva cabina y peso de despegue incrementado
HS.125 CC1	Variante de transporte de autoridades empleada por la RAF
Serie 600A/600B	Modelo de serie con el fuselaje alargado, capacidad para 14 pasajeros, mayor capacidad de combustible y alerones mejorados.

CONTINÚA 

HS.125 CC2	Variante del anterior empleada por la RAF para transporte de autoridades y enlace.
Serie 700A/700B	Modelo de serie con turbofans Honeywell TFE731-3RH de 16.5KN, el prototipo alzo vuelo por primera vez el 19/06/1976
BAe.125 CC3	Variante del anterior empleada por la RAF como aeronave de enlace
BAe.125-800	Variante de serie con envergadura aumentada, mayor capacidad de combustible, motores de mayor potencia y aviónica dotada de EFIS. Vuelo inaugural, el 26/05/1983.
Hawker 800	Variante mejorada del anterior producida por Hawker
Hawker 800XP	Modelo de serie con motores TFE731-5BR1H de 20.7KN.
Hawker 800SP y XP/XP2	Denominación aplicada a los Serie 800 equipados con winglets.
Hawker 900	Modelo de serie con motores TFE731-50R
BAe 125-1000A/1000B	Variante del modelo 800 para vuelos intercontinentales equipados con motores P&W Canada PW-305 de 23KN, primer vuelo el 16/06/1990
U-125	Denominación aplicada a los BAe-125-800 empleados por las Fuerzas de Autodefensa Japonesas en vuelo de inspección.
U-125A	Denominación aplicada a los Hawker 800 empleados por las Fuerzas de Autodefensa Japonesas en tareas de búsqueda y rescate equipados con un radar APS-134LW

2.2 Especificaciones Técnicas (HS-125-400)

- 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. (Golpe, 2013)

2.3 Fuselaje

El fuselaje es el conjunto principal del avión, es el cuerpo del avión. La tripulación, el pasaje, la carga, y gran parte de los mecanismos necesarios para controlar el avión se alojan en el fuselaje. Decimos que el fuselaje es la parte principal del avión porque el resto de los componentes se unen a él, de forma directa o indirecta. La sección recta del fuselaje, esto es, el corte transversal, tiende a ser de forma circular, entre otras razones porque esta forma geométrica alivia las cargas que impone la presurización de la cabina. De hecho, un fuselaje que no tiene la forma de sección circular tiende a adoptarla cuando se somete a presión interna (diferencial entre la presión de cabina y la correspondiente a la atmosfera exterior). En todo caso es necesario indicar que interviene numerosos factores de diseño en la forma final del fuselaje.

2.4 Tipos de construcción

Los fuselajes son de tres tipos: reticular, monocasco y semimonocasco.

2.4.1 Fuselaje Reticular

El fuselaje reticular, llamado también fuselaje tubular, se fabrica con tubos de acero, dispuestos en forma de tirantes sobre cuadernas. Las cuadernas son elementos que conforman y dan rigidez a la estructura.

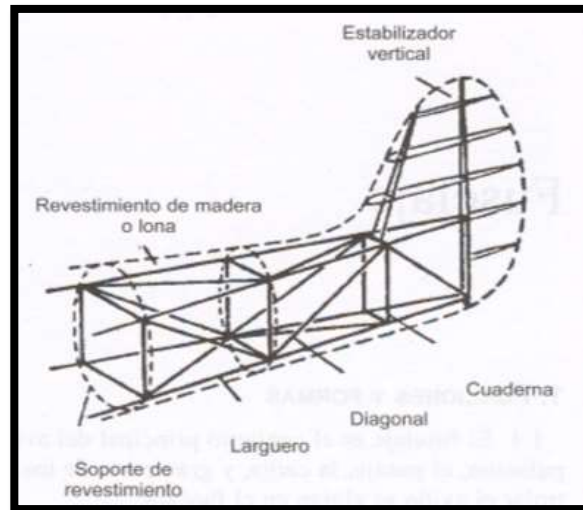


Figura 2. Fuselaje Reticular

Fuente: (Oñate, 1997)

La estructura de tubos se cubre más tarde con planchas de madera o metálicas, o más frecuentemente con lona, de manera que el fuselaje adquiere externamente una forma uniforme y aerodinámica. Es importante señalar que el recubrimiento externo no añade resistencia estructural al conjunto. Así pues, en este tipo de fuselaje, las características de resistencia mecánica del revestimiento no tienen relevancia primaria, pues está sometido solo a las fuerzas debidas a la presión dinámica del aire. Esta construcción se emplea en algunos tipos de aviones ligeros, de manera que la presión dinámica del aire tampoco es muy importante.

2.4.2 Fuselaje Monocasco

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



Figura 3. Estructura del Fuselaje Monocasco

Fuente: (Oñate, 1997)

El termino monocasco quiere decir “todo en una pieza”. Al contrario de lo que sucede en la estructura reticular, el “tubo” del fuselaje, es decir, el revestimiento exterior, forma parte integral de la estructura del fuselaje. Ello es así porque está unido de forma rígida a las cuadernas. Por esta razón se dice que el revestimiento metálico de la estructura monocasco “es resistente”; esto quiere decir que el revestimiento soporta y transmite los esfuerzos a que está sometido el fuselaje del avión. Obsérvese la diferencia con el fuselaje reticular. El revestimiento de este último no soporta ni transmite esfuerzo alguno y solo sirve para dar forma uniforme y aerodinámica al fuselaje.

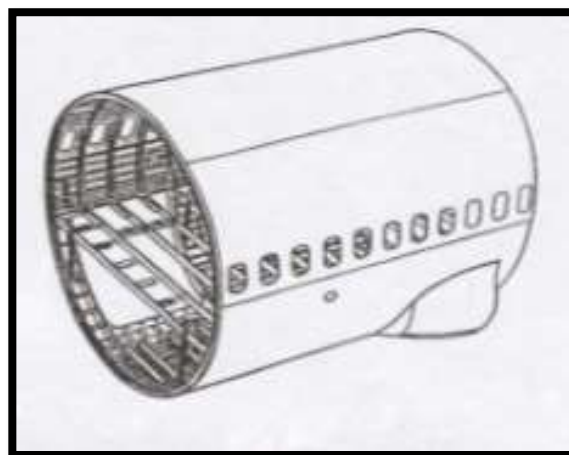


Figura 4. Fuselaje Monocasco

Fuente: (Oñate, 1997)

La estructura monocasco se aplica hoy día en misiles, aviones-blanco y allí donde el espesor de chapa que se precisa no es excesivo, debido a la pequeña longitud que tiene la aeronave. Es el caso de estos aparatos pequeños que, además, siguen el criterio de un solo uso y no el de una vida de servicio larga y continuada. (Oñate, 1997)

2.4.3 Fuselaje Semimonocasco

El fuselaje semimonocasco es la construcción estándar en la actualidad. Ha resuelto el problema del grueso espesor de chapa del revestimiento de la estructura monocasco. El fuselaje es de chapa más delgada por la introducción de piezas de refuerzo intermedias. Las piezas intermedias de la estructura son largueros, larguerillos y cuadernas. Los largueros se sitúan uniendo las cuadernas a lo largo de eje longitudinal del fuselaje. La presencia de estos miembros estructurales permite el adelgazamiento de la chapa de revestimiento, aligerando de este modo el peso del conjunto. Los largueros son los miembros longitudinales más importantes del fuselaje semimonocasco. Los larguerillos cumplen una función secundaria de refuerzo, pero son los que dan forma al fuselaje y constituyen los puntos principales de unión de la chapa de revestimiento metálico.

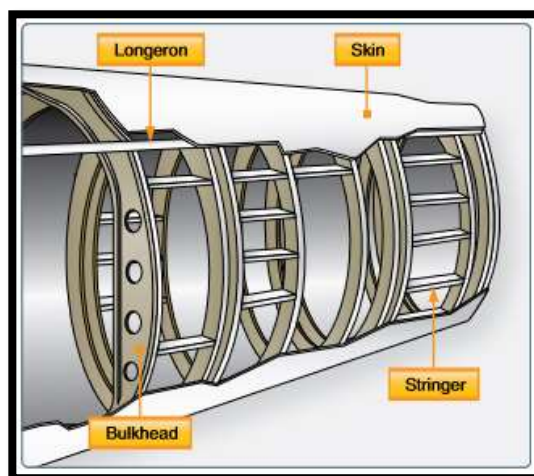


Figura 5. Fuselaje Semimonocasco

Fuente: (Airframe, 2012)

Todo el entramado de cuadernas, largueros, larguerillos y revestimiento se unen para formar una estructura completa y rígida. Como elementos de unión mecánicos se emplean pernos, tornillos y remaches, además de adhesivos en las estructuras encoladas. (Oñate, 1997)

2.5 Materiales Aeronáuticos

2.5.1 La madera

Los primeros materiales en emplearse fueron la madera y la tela, proporcionan 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. Fue utilizada hasta la segunda guerra mundial. Antes principalmente en estructuras recubiertas de tela y en recubrimientos. En la Segunda Guerra Mundial se empleó en forma de laminados, en algunas estructuras y recubrimientos, siendo el ejemplo más conocido el avión británico “mosquito”

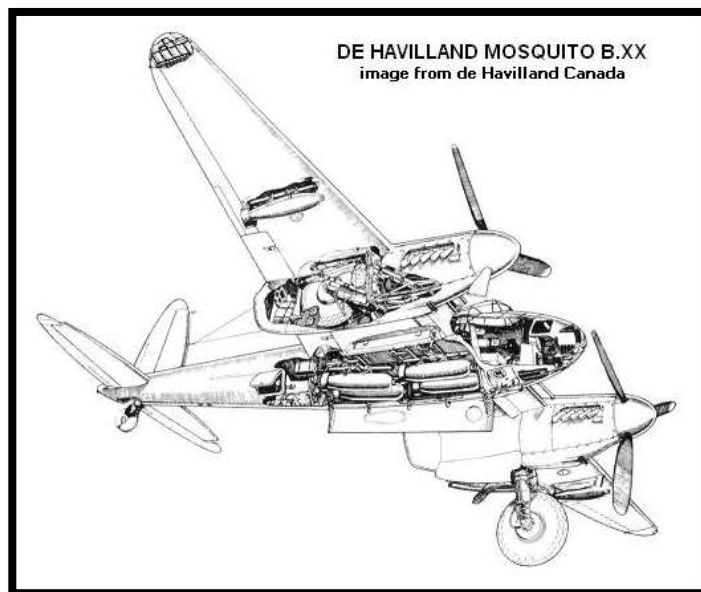


Figura 6. Avión Mosquito

Fuente: (Jara, 2013)

2.5.2 El Acero

El acero tiene buenas cualidades respecto a resistencia, pero su densidad es excesiva y tiene graves problemas de corrosión. No obstante sustituyó a la madera en la construcción: Ya en la primera Guerra Mundial Junkers empleó chapas de aluminio corrugado para ahorrarse el peso de los rigidizadores y crear el primer avión enteramente metálico (y monoplano) relegando el uso de la madera, y Fokker empleó la estructura del tubo de acero recubierta de tela. Aún es esencial para la fabricación de algunos componentes, como pueden ser el tren de aterrizaje, herrajes, bancadas de motor. Su coste es inferior al de otro tipo de aleaciones. Es tres veces más pesada que el aluminio, pero también tres veces más resistente.

2.5.3 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, no es tan garantizado, 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).

A partir de la Primera Guerra Mundial, el desarrollo de sus aleaciones, y la necesidad de un metal menos pesado que el acero, lleva a su implantación masiva en la aviación, y hasta nuestros días ha sido el material más usado en aeronáutica por.

- Adecuada resistencia
- Baja densidad
- Conocimiento de sus técnicas de fabricación (fácilmente forjable, fácil de trabajar y reparar, se conoce muy bien su funcionamiento.)

Sin embargo

- Envejecimiento: con el tiempo sus propiedades mecánicas se alteran

- Pequeñas muescas, cortes o arañazos pueden causar graves perjuicios a una pieza
- Uso limitado por temperatura
- Como muchos otros descubrimientos, en 1909 se produjo uno, de forma accidental: El Duraluminio

Pueden distinguirse actualmente tres grupos de Aluminios, los más conocidos en aeronáutica son la serie dos mil y la siete mil.

2.5.4 Titanio

Su densidad está entre la del aluminio y la del acero

Ventajas:

- Se comporta bien ante la corrosión
- Soporta bien las altas temperaturas (400 – 500°C)

Desventajas:

- Sus propiedades se degradan en ambientes salinos
- Su coste es 7 veces superior al del aluminio



Figura 7. Aeronave SR71
Fuente: (Jara, 2013)

Usos

- Estructuras de aviones militares y civiles (en los aviones civiles su cantidad es mucho menor)
- Recubrimientos y protecciones térmicas
- Recubrimiento en la zona de los motores
- Toberas. (Sand Glass Patrol, 2013)

2.5.5 Materiales Compuestos

Los materiales compuestos son cada vez más importantes en la construcción de estructuras aeroespaciales. Las piezas de aviones hechas de materiales compuestos, como carenados, spoilers y controles de vuelo, se desarrollaron durante la década de 1960 para ahorrar peso sobre las piezas de aluminio. Los aviones grandes de nueva generación están diseñados con todas las estructuras compuestas de fuselaje y alas, y la reparación de estos materiales compuestos requiere un conocimiento profundo de las estructuras compuestas, los materiales y las herramientas. Las principales ventajas de los materiales compuestos son su alta resistencia, su peso relativamente bajo y su resistencia a la corrosión.

2.5.6 Fibra de Vidrio

La fibra de vidrio se usa a menudo para estructuras secundarias en aeronaves, como carenados, radomos y puntas de alas. La fibra de vidrio también se utiliza para palas de rotor de helicóptero. Hay varios tipos de fibra de vidrio que se utilizan en la industria de la aviación. El vidrio eléctrico, o vidrio E, se identifica como tal para aplicaciones eléctricas. Tiene alta resistencia al flujo de corriente. E-glass está hecho de vidrio de borosilicato. El vidrio S y el vidrio S2 identifican la fibra de vidrio estructural que tiene una mayor resistencia que el vidrio E. El vidrio S se produce a partir de magnesia-alúmina-silicato. Las ventajas de la fibra de vidrio

son un costo menor que otros materiales compuestos, resistencia a la corrosión química o galvánica y propiedades eléctricas (la fibra de vidrio no conduce la electricidad). La fibra de vidrio tiene un color blanco y está disponible como tejido de fibra seca o material pre-impregnado.

2.5.7 Kevlar

Kevlar es el nombre de DuPont para las fibras de aramida. La palabra aramida es una abreviación del término "aromatic polyamide"; y designa una categoría de fibra sintética, robusta y resistente al calor. Dos tipos de dichas fibras se utilizan en la industria de la aviación. Kevlar 49 tiene una alta rigidez y Kevlar 29 tiene una baja rigidez. Una ventaja de estas fibras es su alta resistencia al daño por impacto, por lo que a menudo se usan en áreas propensas al daño por impacto. La principal desventaja de las fibras es su debilidad general en la compresión y la higroscopia. Los informes de servicio han indicado que algunas piezas hechas de esta fibra absorben hasta un 8 por ciento de su peso en agua. Por lo tanto, las piezas hechas de fibras de aramida deben protegerse del medio ambiente. Otra desventaja es que Kevlar es difícil de perforar y cortar, se necesitan tijeras especiales para cortar el material, se usa a menudo para aplicaciones militares de balística y armaduras. Tiene un color amarillo natural y está disponible como tejido seco y material pre-impregnado. Los paquetes de fibras de aramida no se clasifican por el número de fibras como el carbono o la fibra de vidrio, sino por el peso.

2.5.8 Carbono / Grafito

Una de las primeras distinciones que se deben hacer entre las fibras es la diferencia entre las fibras de carbono y las de grafito. Las fibras de carbono y grafito se basan en redes de capa de grafeno (hexagonal) presentes en el carbono. Si las capas de grafeno, o planos, se apilan con un orden tridimensional, el material se define como grafito.

Las fibras de carbono son muy rígidas y fuertes, de 3 a 10 veces más rígidas que las fibras de vidrio. La fibra de carbono se usa para aplicaciones de aviones estructurales, como vigas de piso, estabilizadores, controles de vuelo y fuselaje primario y estructura de ala. Las ventajas incluyen su alta resistencia y resistencia a la corrosión. Las desventajas incluyen una conductividad más baja que el aluminio; por lo tanto, es necesaria una malla o recubrimiento de protección contra rayos para las piezas de aviones que son propensas a los rayos. Otra desventaja de la fibra de carbono es su alto costo. La fibra de carbono es de color gris o negro y está disponible como tela seca y material pre-impregnado. Las fibras de carbono tienen un alto potencial de causar corrosión galvánica cuando se usan con sujetadores y estructuras metálicas.



Figura 8. Fibra de vidrio, kevlar, fibra de carbono
Fuente: (Airframe, 2012)

2.5.9 Fibra de boro

Las fibras de boro son muy rígidas y tienen una alta resistencia a la tracción y la compresión. Las fibras tienen un diámetro relativamente grande y no se flexionan bien; por lo tanto, están disponibles solo como un producto de cinta prepreg. Una matriz epoxi se utiliza a menudo con la fibra de boro. Las fibras de boro se utilizan para reparar revestimientos de aluminio agrietados, ya que la expansión térmica del boro es cercana al aluminio y no existe potencial de corrosión

galvánica. La fibra de boro es difícil de usar si la superficie del material original tiene una forma contorneada. Las fibras de boro son muy caras y pueden ser peligrosas para el personal. Las fibras de boro se utilizan principalmente en aplicaciones de aviación militar.

2.5.10 Fibras Cerámicas

Las fibras cerámicas se utilizan para aplicaciones de alta temperatura, como palas de turbina en un motor de turbina de gas. Las fibras cerámicas se pueden utilizar a temperaturas de hasta 2,200 ° F.

2.5.11 Fibras de protección contra rayos

Un avión de aluminio es bastante conductor y puede disipar las altas corrientes resultantes de un rayo. Las fibras de carbono son 1.000 veces más resistentes que el aluminio al flujo de corriente, y la resina epoxi es 1.000.000 veces más resistente (es decir, perpendicular a la piel). La superficie de un componente compuesto externo a menudo consiste en una capa o capa de material conductor para la protección contra rayos porque los materiales compuestos son menos conductores que el aluminio. Se utilizan muchos tipos diferentes de materiales conductores, desde telas de grafito recubiertas con níquel hasta mallas metálicas, fibra de vidrio aluminizada y pinturas conductoras.

2.5.12 Estructuras Sándwich o Honeycomb

Las estructuras sándwich o honeycomb suelen ser hexagonales. Las celdas se fabrican mediante la unión de hojas apiladas en ubicaciones especiales. Las hojas apiladas se expanden para formar hexágonos. El núcleo de nido de abeja está disponible con diferentes tamaños de celdas. Los tamaños pequeños proporcionan un mejor soporte para las hojas de cara de sándwich Honeycomb también está disponible en diferentes densidades. El núcleo de mayor densidad es más fuerte y más rígido que el núcleo de menor densidad. (Airframe, 2012)

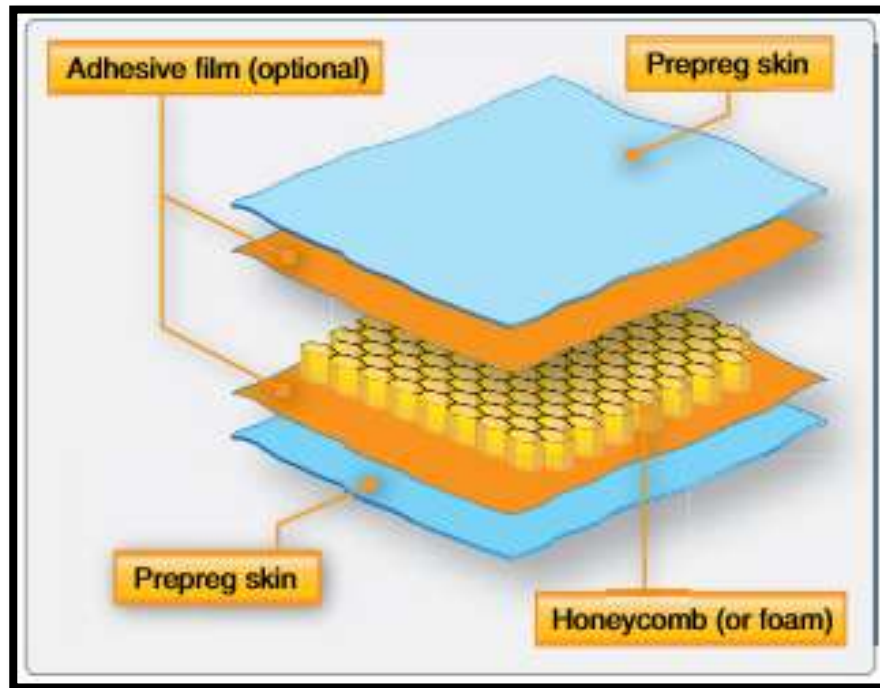


Figura 9. Construcción Sándwich Honeycomb

Fuente: (Airframe, 2012)

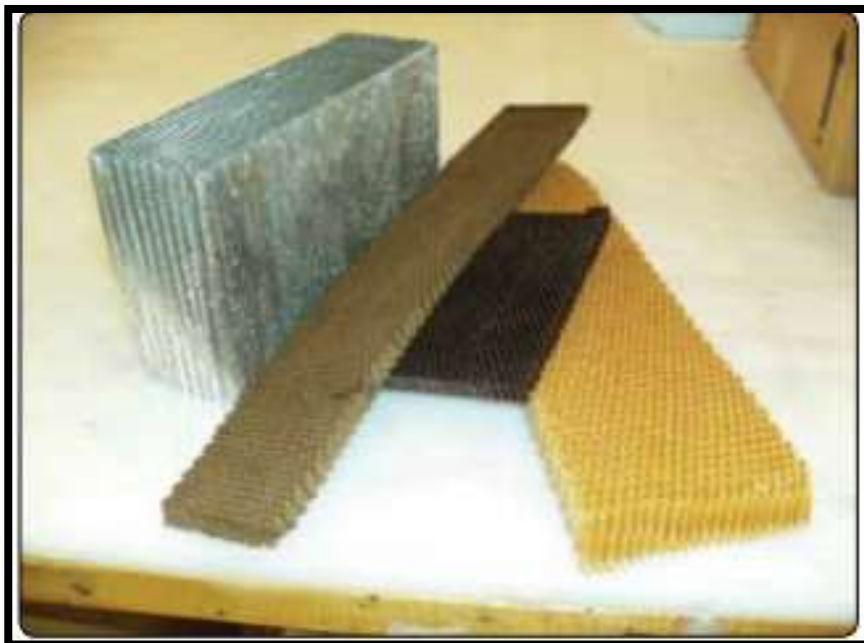


Figura 10. Material Honeycomb

Fuente: (Airframe, 2012)

2.6 Reparaciones de Materiales compuestos

Una reparación tiene el objetivo de recuperar una estructura dañada hasta un nivel aceptable en términos de dureza, durabilidad, rigidez y rendimiento de la pieza. Idealmente una buena reparación debería devolver a la pieza la apariencia y propiedades propias de la misma en su estado original. Antes de la realización de una reparación, se requiere una evaluación de daños, la selección de un criterio de reparación, la elección de materiales adecuados y los procesos que se realizarán, especificando el área y tamaño de la reparación. La mayoría de las reparaciones se llevan a cabo generalmente mediante la utilización de parches.

En algunos casos, cuando se tiene una pieza en servicio con un daño, se puede efectuar una reparación temporal, con el fin de que posteriormente se pueda llevar la pieza al taller para que se realice una correcta reparación.

Sea cual fuese el tipo de reparación que se haya realizado, posteriormente se deberá realizar una inspección, generalmente mediante ensayos no destructivos, con el fin de poder determinar la calidad de la reparación realizada, prestando principalmente atención a la zona de unión de la parte reparada y la original. (Villalba, 2016)

2.7 Tipos de Mantenimiento

2.7.1 Mantenimiento en Línea

- No Programado: se procede tan pronto se ha constatado alguna avería.
- Programado: se ejecuta siguiendo un programa de revisión y recambio de partes normado y concreto. Tiene como finalidad mantener el certificado de aeronavegabilidad de los aviones y restaurar el nivel especificado de fiabilidad. Se divide en capítulos y subcapítulos, según la especificación ATA 100, norma que estipula y describe las tareas a realizar y los intervalos (medidos por horas de vuelo realizadas) en que deben efectuarse.

Las revisiones realizan de acuerdo con la documentación original proporcionada por los fabricantes (célula, motor y componentes), completada con la información proporcionada por otras compañías aéreas usuarias de los mismos aviones (Vuela sin miedo, 2015)

2.7.2 Mantenimiento Correctivo

Es el conjunto de tareas destinadas a corregir los defectos que se van presentando en los distintos equipos y que son comunicados al departamento de mantenimiento por los usuarios de los mismos.

2.7.3 Mantenimiento Preventivo

Es el mantenimiento que tiene por misión mantener un nivel de servicio determinado en los equipos, programando las intervenciones de sus puntos vulnerables en el momento más oportuno. Suele tener un carácter sistemático, es decir, se interviene aunque el equipo no haya dado ningún síntoma de tener un problema.

2.7.4 Mantenimiento Predictivo

Es el que persigue conocer e informar permanentemente del estado y operatividad de las instalaciones mediante el conocimiento de los valores de determinadas variables, representativas de tal estado y operatividad. Para aplicar este mantenimiento, es necesario identificar variables físicas (temperatura, vibración, consumo de energía, etc.) cuya variación sea indicativa de problemas que puedan estar apareciendo en el equipo. Es el tipo de mantenimiento más tecnológico, pues requiere de medios técnicos avanzados, y en ocasiones, de fuertes conocimientos matemáticos, físicos y/o técnicos.

2.7.5 Mantenimiento Cero Horas (Overhaul)

Es el conjunto de tareas cuyo objetivo es revisar los equipos a intervalos programados bien antes de que aparezca ningún fallo, bien cuando la fiabilidad del equipo ha disminuido apreciablemente de manera que resulta arriesgado hacer previsiones sobre su capacidad productiva. Dicha revisión consiste en dejar el equipo a Cero horas de funcionamiento, es decir, como si el equipo fuera nuevo. En estas revisiones se sustituyen o se reparan todos los elementos sometidos a desgaste. Se pretende asegurar, con gran probabilidad un tiempo de buen funcionamiento fijado de antemano.

2.7.6 Mantenimiento En Uso

Es el mantenimiento básico de un equipo realizado por los usuarios del mismo. Consiste en una serie de tareas elementales (tomas de datos, inspecciones visuales, limpieza, lubricación, reapriete de tornillos) para las que no es necesario una gran formación, sino tal solo un entrenamiento breve. Este tipo de mantenimiento es la base del TPM (Total Productive Maintenance, Mantenimiento Productivo Total). (Renovetec, 2013)

2.8 Tipos de inspecciones

2.8.1 Inspección visual

Una inspección visual es el método de inspección primario para las inspecciones en servicio. La mayoría de los tipos de daño abrasan, manchan, abollan, penetran, raspan o astillan la superficie compuesta, haciendo que el daño sea visible. Una vez que se detecta el daño, se debe inspeccionar más de cerca el área afectada utilizando linternas, lentes de aumento, espejos y boroscopos. Estas herramientas se utilizan para ampliar defectos que de otra manera no se verían

fácilmente y para permitir la inspección visual de áreas que no son fácilmente accesibles. La inspección visual no puede encontrar fallas internas en el material compuesto, tales como deslaminaciones, desuniones y el agrietamiento de la matriz. Se necesitan técnicas NDI más sofisticadas para detectar este tipo de defectos.



Figura 11. Inspección Visual
Fuente: (Airframe, 2012)

2.8.2 Inspección ultrasónica

La inspección ultrasónica ha demostrado ser una herramienta muy útil para la detección de deslaminaciones internas, huecos o inconsistencias en componentes compuestos que no se pueden discernir con la metodología visual o de tap. Hay muchas técnicas ultrasónicas; sin embargo, cada técnica utiliza energía de onda de sonido con una frecuencia por encima del rango audible. Una onda de sonido de alta frecuencia (generalmente varios MHz) se introduce en la parte y puede dirigirse para que viaje de manera normal a la superficie de la parte, a lo largo de la superficie de la parte, o en un ángulo predefinido a la parte superficie. Es posible que deba probar diferentes direcciones para localizar el flujo. El sonido introducido se monitoriza a medida que viaja a través de la parte de la ruta asignada para cualquier cambio significativo. Las ondas de sonido ultrasónicas tienen propiedades similares a las ondas de luz. Cuando una onda ultrasónica golpea un objeto que interrumpe, la onda o la energía se absorbe o se refleja de nuevo a la

superficie. La energía sónica interrumpida o disminuida es captada por un transductor receptor y convertido en una pantalla en un osciloscopio o un registrador gráfico. La pantalla permite al operador evaluar

Las indicaciones discrepantes comparativamente con aquellas áreas que se sabe que son buenas. Para facilitar la comparación, se establecen y utilizan estándares de referencia para calibrar el equipo de ultrasonidos.

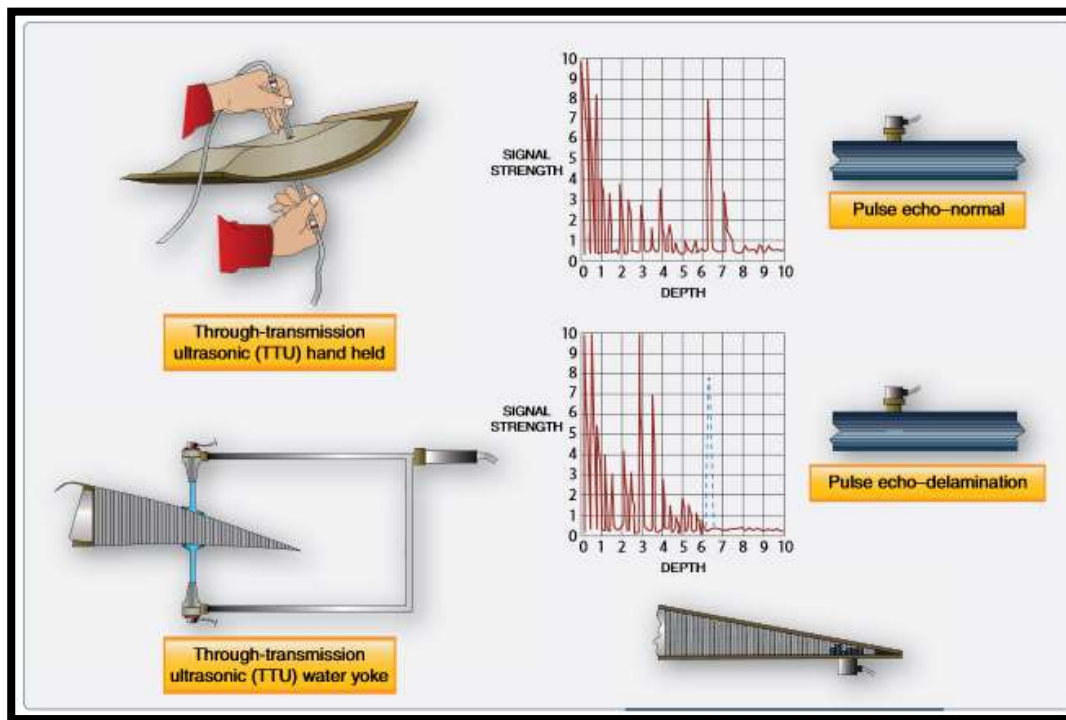


Figura 12. Inspección Ultrasónica

Fuente: (Airframe, 2012)

2.8.3 Rayos X

La radiografía, a menudo conocida como rayos X, es un método NDI muy útil porque esencialmente permite una vista hacia el interior de la pieza. Este método de inspección se realiza pasando rayos X a través de la pieza o el conjunto que se está probando mientras se registra la absorción de los rayos en una película sensible a los rayos X. La película expuesta, cuando se desarrolla, permite al inspector analizar las variaciones en la opacidad de la exposición grabada

en la película, creando una visualización de la relación de los detalles internos del componente. Dado que el método registra cambios en la densidad total a través de su grosor, no es un método preferido para detectar defectos como las de-laminaciones que se encuentran en un plano que es normal a la dirección del rayo. Sin embargo, es el método más efectivo para detectar fallas paralelas a la línea central del haz de rayos X. Las anomalías internas, como las de-laminaciones en las esquinas, el núcleo aplastado, el núcleo soplado, el agua en las células del núcleo, los vacíos en las juntas adhesivas de espuma y la posición relativa de los detalles internos, se pueden ver fácilmente a través de la radiografía. La mayoría de los compuestos son casi transparentes a los rayos X, por lo que se deben usar rayos de baja energía. Debido a problemas de seguridad, no es práctico utilizarlo cerca de aeronaves. Los operadores siempre deben estar protegidos con suficientes escudos de plomo, ya que existe la posibilidad de exposición ya sea desde el tubo de rayos X o desde la radiación dispersa. Mantener una distancia de seguridad mínima de la fuente de rayos X es siempre esencial. (Airframe, 2012)

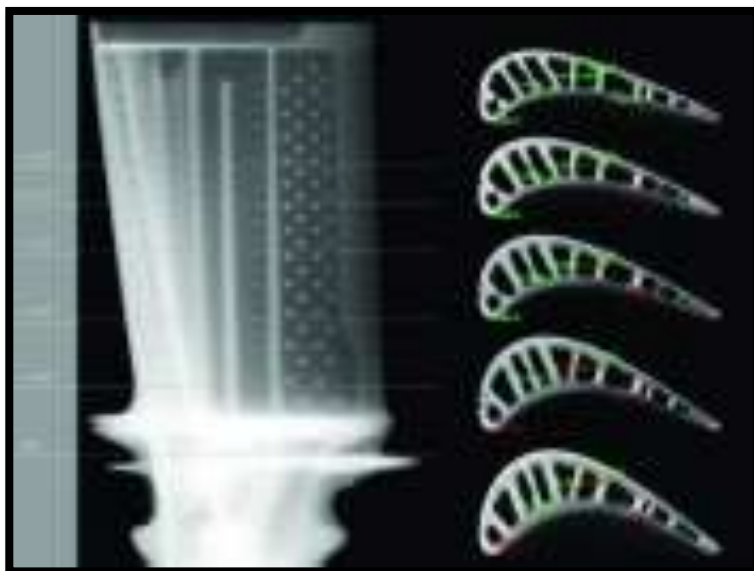


Figura 13. Rayos X
Fuente: (Airframe, 2012)

2.8.4 Partículas Magnéticas

El ensayo por partículas magnéticas se utiliza para la detección de discontinuidades superficiales y sub superficiales en materiales ferromagnéticos. Es un método rápido y relativamente fácil de aplicar. La detección de discontinuidades se realiza por medio de campos magnéticos aplicados al material y el uso de pequeñas partículas de materiales magnéticos, que se acumulan en las regiones de superficie del material donde ocurre una fuga de flujo magnético ocasionada por la presencia de una discontinuidad.

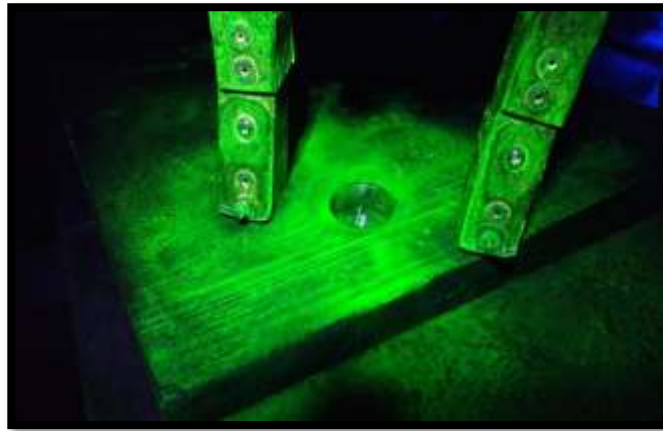


Figura 14. Inspección Partículas Magnéticas
Fuente: (Ndt, 2001)

2.8.5 Eddy Current

La técnica de las corrientes Eddy se utiliza para inspeccionar un área relativamente pequeña en materiales delgados como tubos, material laminar determinando el grosor del material. Esto hace que las corrientes Eddy sea una herramienta útil para detectar daños por corrosión y otros daños que causan un adelgazamiento del material. La técnica se utiliza para realizar mediciones de adelgazamiento por corrosión en revestimientos de aeronaves y en las paredes de tubos utilizados en conjuntos tales como intercambiadores de calor, el ensayo de corrientes Eddy también se usa para medir el espesor de pinturas y otros recubrimientos.



Figura 15. Eddy Current Inspection
Fuente: (Ndt, 2001)

2.8.6 Líquidos penetrantes

El ensayo por líquidos penetrantes se utiliza para revelar discontinuidades superficiales presentes en materiales, consiste en la aplicación de un líquido denominado penetrante, con características especiales, sobre la superficie de la pieza o componente de interés, de forma que, tras un determinado tiempo, este líquido penetre en las discontinuidades presentes en el material y que estén abiertas a la superficie. Después de un cierto tiempo, el exceso de penetrante se quita y se aplica sobre la superficie una sustancia llamada revelador. Este material actúa para retirar el líquido que ha penetrado en la discontinuidad, formando una imagen de la misma en la superficie de la pieza, que será evaluada de acuerdo con la norma utilizada para la fabricación del componente. (Ndt, 2001)



Figura 16. Líquidos Penetrantes
Fuente: (Ndt, 2001)

2.9 Equipos

2.9.1 Heat bonder

Es un equipo portátil que controla automáticamente el calentamiento en función de la temperatura del área de reparación. También tienen una bomba de vacío que suministra y controla el vacío en la bolsa de vacío. El generador de calor controla el ciclo de curado con termopares que se colocan cerca de la reparación. Algunas reparaciones requieren hasta 10 termopares. Los calentadores de calor modernos pueden ejecutar muchos tipos diferentes de programas de curado y los datos del ciclo de curado se pueden imprimir o cargar en una computadora.



Figura 17. Heat Bonder

Fuente: (Airframe, 2012)

2.9.2 Horno

Los materiales compuestos se pueden curar en hornos utilizando diversos métodos de aplicación de presión. Por lo general, la bolsa de vacío se utiliza para eliminar los volátiles y el aire atrapado y utiliza la presión atmosférica para la consolidación. Otro método de aplicación de presión para curar en horno es el uso de envoltura retráctil o cinta retráctil. El horno utiliza aire caliente que circula a alta velocidad para curar el sistema de material. Las temperaturas típicas de

curado en el horno son 250 ° F y 350 ° F. Los hornos tienen un sensor de temperatura para enviar datos de temperatura al controlador del horno. La temperatura del horno puede diferir de la temperatura real de la pieza dependiendo de la ubicación del sensor del horno y de la ubicación de la pieza en el horno. La masa térmica de la pieza en el horno es generalmente mayor que la del horno circundante y, durante el aumento de temperatura, la temperatura de la pieza puede retrasar la temperatura del horno en una cantidad considerable.



Figura 18. Horno de curado
Fuente: (Airframe, 2012)

2.9.3 Equipos de vacío

Se utiliza una bomba de vacío para evacuar el aire y los volátiles de la bolsa de vacío, de modo que la presión atmosférica consolide las capas. Una bomba de vacío dedicada se utiliza en un taller de reparación. Para reparaciones en la aeronave, se podría usar una bomba de vacío móvil. La mayoría de los calentadores de calor tienen una bomba de vacío incorporada. Las mangueras de aire especiales se utilizan como líneas de vacío, ya que las mangueras de aire normales podrían colapsarse cuando se aplica un vacío. Las líneas de vacío que se utilizan en el horno o autoclave deben poder soportar las altas temperaturas en el dispositivo de calefacción. En ocasiones, se utiliza un regulador de presión de vacío para disminuir la presión de vacío durante el proceso de embolsado.

2.9.4 Mesa de compactación de vacío

Una mesa de compactación al vacío es una herramienta conveniente para rellenar capas compuestas con múltiples capas. Esencialmente una bolsa de vacío reutilizable, una mesa de compactación consiste en una superficie de mesa de metal con una cubierta con bisagras. La cubierta incluye un marco sólido, una membrana flexible y un sello de vacío. Las capas de reparación se colocan sobre la superficie de la mesa y se sellan debajo de la cubierta con vacío para eliminar el aire atrapado. Algunas mesas de compactación se calientan pero la mayoría no.

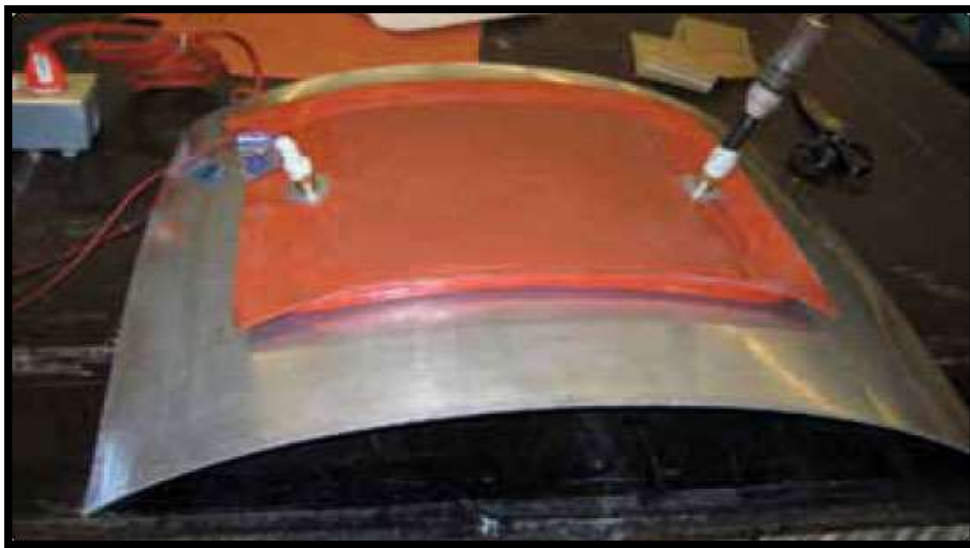


Figura 19. Bolsa de vacío auto sellante con elemento calefactor
Fuente: (Airframe, 2012)

2.9.5 Manta de calor

Una manta térmica es un calentador flexible. Está hecho de dos capas de caucho de silicona con un calentador de resistencia de metal entre las dos capas de silicona. Las mantas térmicas son un método común de aplicar calor para reparaciones en la aeronave. Las mantas térmicas pueden ser controladas manualmente; sin embargo, generalmente se usan junto con un adhesivo de calor. El calor se transfiere desde la manta a través de la conducción. En consecuencia, la manta térmica debe ajustarse y estar en contacto al 100% con la pieza, lo que generalmente se logra utilizando la presión de la bolsa de vacío.

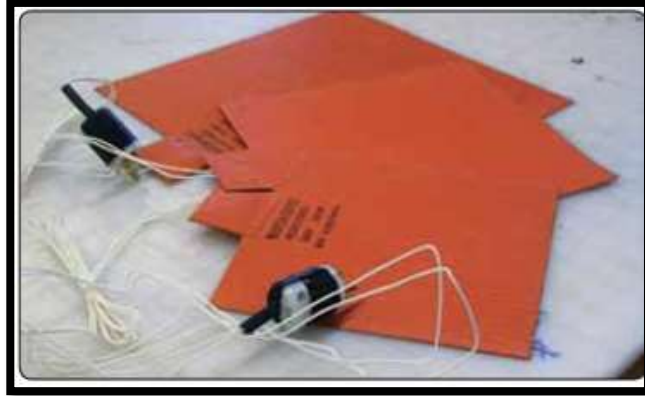


Figura 20. Manta térmica de calor

Fuente: (Airframe, 2012)

2.9.6 Lámpara de calor

Las lámparas de calor infrarrojo también se pueden usar para el curado a alta temperatura de materiales compuestos si no se utiliza una bolsa de vacío. Sin embargo, generalmente no son efectivos para producir temperaturas de curado superiores a 150 ° F, o para áreas más grandes que dos pies cuadrados. También es difícil controlar el calor aplicado con una lámpara, y las lámparas tienden a generar altas temperaturas en la superficie rápidamente. Si se controlan con termostatos, las lámparas de calor pueden ser útiles para aplicar calor de curado a superficies grandes o irregulares. Los calentadores de calor pueden usarse para controlar las lámparas de calor.

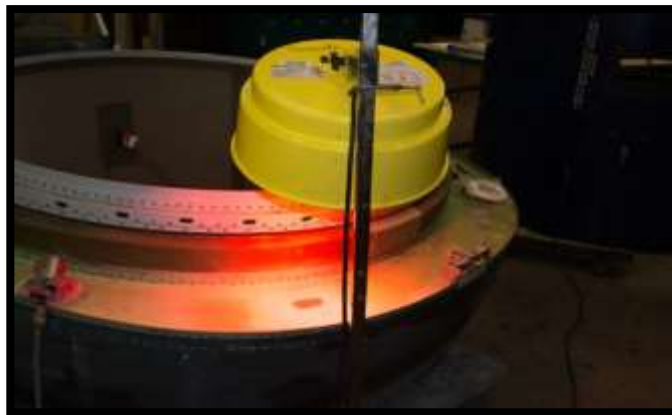


Figura 21. Lámpara de calor

Fuente: (Airframe, 2012)

2.9.7 Sistema de aire caliente

Los sistemas de aire caliente se pueden usar para curar reparaciones de compuestos, y se limitan principalmente a reparaciones pequeñas y para secar el área de reparación. Un generador de calor suministra aire caliente que se dirige a un recinto aislado ubicado alrededor del área de reparación después de que se haya desplegado la bolsa de vacío. El aire caliente rodea la reparación para un aumento uniforme de la temperatura.

2.9.8 Prensa de calor

Durante el proceso de formación de la prensa, el pre-impregnado termoplástico apilado plano se calienta a una temperatura por encima de la masa fundida (340–430 ° C, o 645–805 ° F) en un horno, rápidamente (1-10 segundos) a presión en una matriz de formación, prensada para darle forma, y consolidado y enfriado bajo presión (700–7,000 kPa, o 100–1,000 psi). En la producción, las matrices de moldeo a presión suelen ser conjuntos macho-hembra de acero o aluminio. Sin embargo, se puede utilizar caucho, madera, compuestos fenólicos, etc. (Airframe, 2012).

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción

El presente trabajo de titulación está dirigido tanto para docentes como para estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE por que se convertirá en una herramienta de apoyo tanto interactivo como practico para comprender de mejor manera la utilización y el manejo del equipo especial Hot Bonder, equipo utilizado para realizar reparaciones estructurales con diversos materiales compuestos, además contribuye en el desarrollo de la carrera de mecánica aeronáutica.

3.2 Preliminares

Las técnicas de reparación para estructuras aeroespaciales y otras estructuras compuestas avanzadas mejoran su vida útil y ahorran tiempo y dinero. Entre las diversas técnicas de reparación, la unión en caliente es ampliamente aclamada por su capacidad de restaurar la resistencia cercana a los valores originales. Se utiliza para la reparación de estructuras metálicas o compuestas. La unión en caliente realizada con una manta calefactora flexible y una bolsa de vacío es el método más adecuado. (Laboratories, 2018)

El Hot Bonder es el equipo todo en uno más completo del mundo para controlar las fuentes de calor localizadas para una amplia variedad de aplicaciones de fabricación y reparación de materiales compuestos, tales como resinas de secado y curado, pre-impregnados, adhesivos, fibras y más. Este equipo controla el calor y el vacío para las reparaciones. Los sistemas Composite Hot Bonder son portátiles y autónomos; permitiendo movilidad para reparaciones en el campo, ideal para reparación de todo tipo; reparación de aviación, reparación de aerogeneradores, cuchillas, automotriz y reparación marina. (Corporation, 2018).

3.3 Factor Técnico

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE es el primer beneficiario de este proyecto de titulación, ya que está innovándose y equipándose con equipos de última tecnología como lo es el Hot Bonder equipo utilizado para realizar reparaciones estructurales con variedad de materiales compuestos, además se contribuye de alguna manera a los estudiantes y docentes para que puedan familiarizarse con este tipo de equipos modernos utilizados en la industria aeronáutica.

3.4 Factor Económico

Para la implementación del equipo especial Hot Bonder utilizado para reparaciones estructurales con materiales compuestos, fue necesario analizar los costos que generaría la adquisición del equipo, puesto que el equipo tuvo que traerlo del extranjero ya que es un equipo sumamente moderno y tecnológico, también se consideraron los gastos extras que conllevarían para el cumplimiento de dicho proyecto de titulación.

3.5 Desarrollo

3.6 Empenaje

El empenaje de una aeronave consta de un estabilizador vertical, un estabilizador horizontal, rudder y elevadores, el conjunto está instalado en el fuselaje posterior de la aeronave, dicha unidad proporciona estabilidad cuando el avión está volando en línea recta, y el perfil del estabilizador horizontal equilibra las fuerzas que actúan sobre el avión.

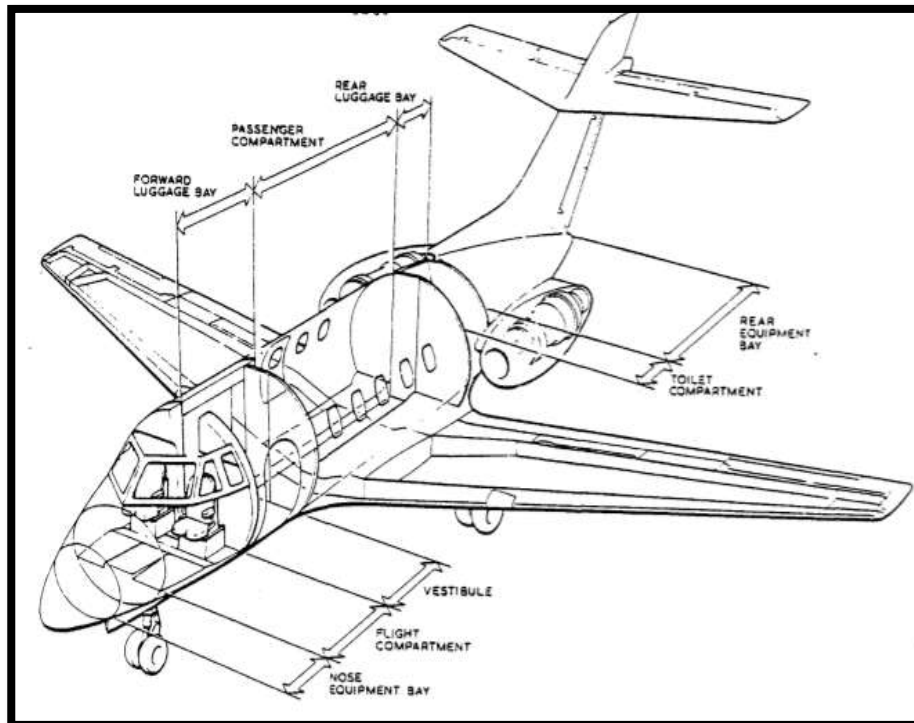


Figura 22. Nomenclatura de áreas y paneles Hawker HS 125 400

Fuente: Hawker Siddeley, AMM, 2006

Entre los procedimientos para realizar la reparación estructural del cono de cola de la aeronave Hawker Siddeley HS 125 400, se tomó como referencia información técnica del manual de mantenimiento de la aeronave y del AC 43.13-1B

Existe una amplia variación en la composición y la aplicación estructural de los laminados, y es esencial que estos factores se tengan en cuenta cuando se realizan actividades de restauración. En un grado similar, también existen muchos tipos de reparaciones de estructuras laminadas que pueden o no ser adecuadas para una condición dada. Por esta razón, es importante que se revisen los datos de reparación del fabricante de la aeronave o del componente al determinar qué tipo específico de reparación es permisible y apropiado para el daño en cuestión.

Los materiales utilizados en la reparación de estructuras laminadas deben preservar la resistencia, el peso, las características aerodinámicas o las propiedades eléctricas de la pieza o

ensamblaje original. La preservación se logra mejor reemplazando el material dañado con material de composición química idéntica o un sustituto aprobado por el fabricante.

3.7 Mantenimiento

Las siguientes reparaciones son aplicables al laminado de fibra de vidrio utilizado para el carenado no estructural, cubiertas, paneles de nido de abeja, etc. Antes de realizar la reparación, elimine cualquier pintura utilizando métodos normales de lijado en seco. Se puede usar el granallado de bolas, pero se debe tener cuidado de no desgastar las superficies en exceso.

PRECAUCIÓN: El lijado de laminados de fibra de vidrio emite un polvo fino que puede causar irritación de la piel y / o las vías respiratorias, a menos que se use protección adecuada para la piel y la respiración. El lijado también crea cargas estáticas que atraen suciedad u otros contaminantes.

3.8 Materiales Utilizados para la reparación del cono de cola

En la siguiente tabla se detallan todos los materiales utilizados para poder llevar a cabo la parte práctica del trabajo de titulación.

TABLA 2

Materiales utilizados para la reparación del cono de cola

MATERIALES UTILIZADOS EN LA REPARACIÓN DEL CONO DE COLA
EPOCAST 50 - A1
PRIMER AXEP- 6- GN1
PAINT AXP6-6-WS
ALODINE 1200
MEK
LIJA #80
1581 FIBER GLASS
HARDENER 946
ALCLAD 2024T3.032”

3.9 Descripción de los materiales utilizados en la reparación del cono de cola

Tabla 3

Descripción de los materiales utilizados en la reparación del cono de cola

EPOCAST 50 –A1	El sistema de laminado Epocast 50-A1 es una resina sin relleno, sin solventes y fácil de manejar para la fabricación o reparación de estructuras compuestas, viene en forma líquida y se caracteriza por su alta resistencia y porque es auto extingible, la relación de mezcla es 100 partes de EPOCAST 50-A1, con 15 partes de Hardener 946.
PRIMER AXEP- 6- GN1	Es un compuesto utilizado para brindar una capa de protección de las partes exteriores de las aeronaves con la finalidad de brindar un tratamiento anticorrosivo, es de color verde y es utilizado antes de impregnar la primera capa de pintura en la estructura de la aeronave.
PAINT AXPG-6-WS:	Es una pintura con un alto índice de poliuretano y está diseñada para su uso en aviones y otros equipos que requieren resistencia química, dureza, retención de color y brillo.
ALODINE 1200	El revestimiento Alodine 1200 es una solución que protege las superficies de aluminio de la corrosión y proporciona una mejor adherencia para la pintura.
MEK	El metil etil cetona es un solvente orgánico e incoloro y de olor parecido a la acetona, cuenta con diferentes aplicaciones, pero destaca su uso como solvente en pinturas, tintes e industrias de refinación.

CONTINÚA



1581 FIBER GLASS

Es una fibra de vidrio en forma de tela que ofrece una excelente combinación de propiedades desde alta resistencia hasta resistencia al fuego. Amplios rangos de tamaños de hilo y patrones de tejido proporcionan una gran cantidad de potencial de diseño que permite al usuario final elegir la mejor combinación para el rendimiento del material, la economía y la flexibilidad del producto.

HARDENER 946

Es un endurecedor de baja densidad, que cura a temperatura ambiente, tiene buena estabilidad dimensional bajo condiciones cambiantes de humedad. Es fácil de usar y es adecuado para el relleno del núcleo y el refuerzo de paneles de nido de abeja.

ALCLAD 2024T3.032

Esta es la más común de las aleaciones de alta resistencia, tiene excelente resistencia a la fatiga, la soldadura generalmente no se recomienda. Los usos típicos de la lámina de aluminio alclad 2024-T3 son los revestimientos de los aviones, las cubiertas y las estructuras de los aviones.



Figura 23. EPOCAST 50 - A1, HARDENER 946



Figura 24. Fibra de vidrio

Tabla 4

Relación de peso y volumen

RELACIÓN PESO / VOLUMEN	
PESO	VOLUMEN
Cálculo 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= Pesa de la resina	Peso de la resina = 60g
Ejemplo:	Densidad de la fibra = 2.65 g/cc
90g tela + 6	Densidad de la resina = 1.24g/cc
=150g Peso Total	Volumen de la fibra = 33,96 cc
=150g -90 =60g Peso de la resina	

Fuente: (Aviation Supplies & Academics, Inc., 2010)

3.10 Procedimiento

Siguiendo las instrucciones del fabricante y del manual de reparaciones estructurales (SRM) Capitulo 53-50-1 página 6, figura 4 y Capitulo 51-40 -09 figura 1, al realizar reparaciones pequeñas con materiales compuestos no se recomienda colocar parches de fibra de vidrio, sino picar de manera muy fina la fibra de vidrio para posteriormente mezclarla con la resina y formar un material compuesto.



Figura 25. Mezcla de fibra de vidrio

Primero se realizó la mezcla de suficiente resina con el acelerante, La proporción de la mezcla de la resina con el acelerante Hardener 946 es de acuerdo a la data sheet, en este caso la proporción de la mezcla es 100 a 15; 100 partes de base de resina con 15 partes de acelerante.



Figura 26. Preparación de la resina



Figura 27. Fibra de vidrio picada

Cuando la superficie de una estructura laminada de fibra de vidrio está rayada, picada o erosionada; primero lave con detergente y agua para eliminar toda la suciedad, cera o película de óxido. Luego frote la superficie con un limpiador aceptable.



Figura 28. Limpieza del cono de cola

Después de que la superficie esté completamente limpia, lije con papel de lija de grano 80 y nuevamente use un limpiador aceptable para eliminar cualquier residuo de lijado y humedad. Esto es esencial, ya que cualquier humedad que quede en la superficie inhibirá el curado de la resina. Seque bien el laminado de fibra de vidrio antes de reparar el adhesivo.



Figura 29. Proceso de lijado

Se mezcló suficiente resina EPOCAST 50 - A1 y se cubrió completamente la aérea dañada, luego se realizó el proceso de secado, se volvió a lijar la estructura del cono con la lija # 80 y se pulió para que vuelva a tener su forma aerodinámica.



Figura 30. Reparación del cono con resina



Figura 31. Resina EPOCAST 50 - A1

Se realizó un tratamiento anticorrosivo a la estructura del cono de cola, se aplicó una capa uniforme de Alodine 1200 después se hizo una limpieza con el agente limpiador MEK con guantes, gafas y todos los EPP necesarios, luego se limpió el área con papel abrasivo de grado 400 para obtener una superficie lisa y libre de contaminantes, posteriormente se limpió el área con agua para eliminar todo el polvo y residuos y finalmente se dejó que se seque toda el área por completo para luego darle el fondo con el primer AXEP- 6- GN1.



Figura 32. Alodine 1200



Figura 33. Primer AXEP- 6- GN1



Figura 34. Cono de cola fundeado

Después de que el cono de cola se reparó con resina y se fundeó con Primer AXEP- 6- GN1, se fabricó de las tapas de inspección con lamina de aluminio ALCLAD 2024T3.032” y se instalaron los cristales de los focos



Figura 35. Fabricación de las tapas de inspección



Figura 36. Instalación de los cristales

Finalmente se verifico que los bordes de la parte reparada hayan vuelto a su forma original y que coincidan con el resto de la estructura se pintó toda la estructura del cono de cola y las tapas de inspección de color blanco con pintura de poliuretano PAINT AXP6-6-WS.



Figura 37. Cono de cola pintado



Figura 38. Tapas de inspección pintadas

Una vez que se realizó la reparación del cono de cola se instaló en la aeronave, se utilizaron los tornillos Screw NAS 517-3-2 y NAS 517-2-1 son los tornillos que sujetan el cono y las tapas de inspección de la aeronave.

3.11 Proceso de embalaje y curado de muestras.

La Figura 39 muestra una disposición típica de embalaje para una reparación en la que las capas de parche de pre-impregnado se curan con una capa de adhesivo, y se usa una manta calefactora para suministrar calor.

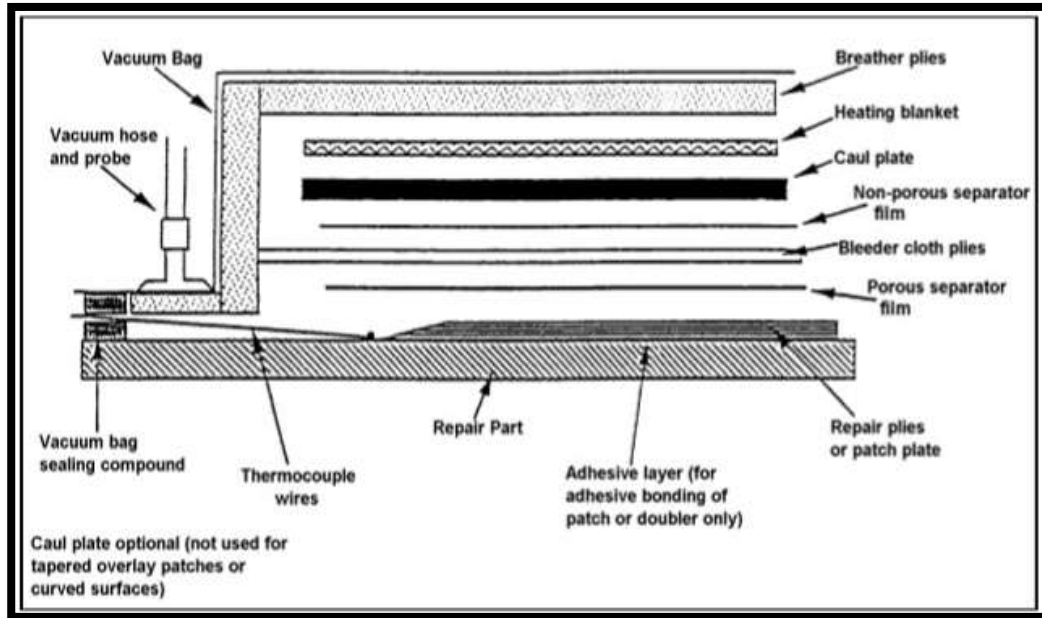


Figura 39. Muestra de colocación de embalaje

Fuente: (AC 43.13-1B, 2006)

Los materiales utilizados para la mayoría de las reparaciones unidas requieren temperaturas y presiones elevadas, durante su curado para desarrollar una resistencia total. Los siguientes párrafos describen las operaciones requeridas para encerrar la reparación en una bolsa de vacío. Cuando la parte a curar se puede colocar en una autoclave, se puede aplicar presión y calor adicionales. Para piezas curadas en el lugar, la presión de vacío y las mantas térmicas portátiles generalmente son suficientes.

Al seleccionar materiales, especialmente la película del agente de separación, se debe conocer la temperatura a la que se va a curar la reparación. Cuando todos los detalles de reparación están en su lugar y listos para ser curados, están encerrados en una bolsa de película plástica o goma delgada. Una fuente de vacío retira el aire de la bolsa para que la presión atmosférica ejerza presión sobre la reparación a medida que se cura

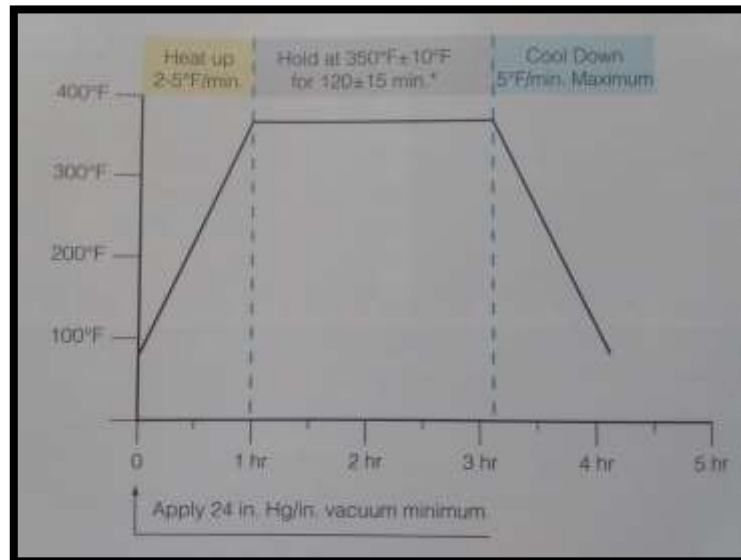


Figura 40. Tiempos y temperaturas de curado

Para proporcionar una ruta para extraer el aire inicialmente dentro de la bolsa, se colocan capas de tela de fibra de vidrio o materiales no contaminantes similares, conocidos como capas de ventilación, dentro de la bolsa. Cuando se cura el pre-impregnado como parte de la reparación, es necesario purgar el exceso de resina. Para hacer esto, se colocan capas de tela de fibra de vidrio o materiales similares conocidos como capas de purga. Estas reparaciones se han realizado con resina neta que no requiere sangrado y, por lo tanto, no requiere capas de purga. Las capas o película separadoras porosas se usan entre el pre-impregnado y el sangrador y las capas o película separadoras no porosas se usan entre las capas de purga y de ventilación para controlar el flujo de resina.

Las piezas pequeñas se pueden empaquetar en sobres (encerrar toda la parte en la bolsa). Las piezas más grandes con reparaciones localizadas se pueden embalar sellando la superficie completamente alrededor de las áreas de reparación con cinta de sellado.

PRECAUCIÓN: Todo el panel debe colocarse en una bolsa de vacío para evitar la delaminación en las pieles cuando se utiliza un horno. Las piezas contorneadas se deben sujetar con herramientas para evitar deformaciones.

Cuando el calor para curar la reparación es proporcionado por una manta térmica, la manta puede estar dentro o fuera de la bolsa de vacío. Sin embargo, la manta debe estar cubierta para minimizar la pérdida de calor, y la manta debe estar separada del contacto directo con la mayoría de los materiales de ensacado por capas de tela de fibra de vidrio. Esto evitará el sobrecalentamiento que podría dañar la bolsa. A veces es útil colocar una lámina delgada de aluminio debajo de la manta calefactora para minimizar el calentamiento. Una fina manta de goma puede ayudar a suavizar la superficie del material que se está curando. Se debe usar una placa de presión cuando se aplican dos o más mantas térmicas a la misma reparación.

Al comprender que varias resinas se comportan de manera diferente durante el curado, la elección de los arreglos de embolsado a menudo variará con el material que se cura.



Figura 41. Manta térmica

Fuente: (Airframe, 2012)

3.12 Procedimiento para el embalaje

(a) Coloque una capa despegable sobre el material del parche para proporcionar un acabado superficial. Coloque una capa de tela separadora porosa sobre el parche, extendiéndose más allá del pre-impregnado y el adhesivo. Alisar para evitar arrugas.

(b) Con el material del parche en su lugar, coloque el extremo del cable del termopar al lado del

pre-impregnado. Pega el cable a la estructura dentro de la bolsa con cinta resistente al calor. La cinta no debe estar en contacto con el pre-impregnado o el adhesivo.

(c) Coloque las capas de purga como se muestra, extendiéndose de 2 a 3 pulgadas más allá del parche. El número de capas de purga necesarias variará con el tipo de resina y el contenido de resina requerido.

(d) Coloque una capa de película de separación no porosa sobre las capas de sangrado, corte 1 pulgada más pequeña que las capas de sangrado. Esta capa está destinada a detener el flujo de resina desde las capas de purga hacia las capas de respiradero, al tiempo que proporciona una ruta de flujo de aire cuando se aplica vacío.

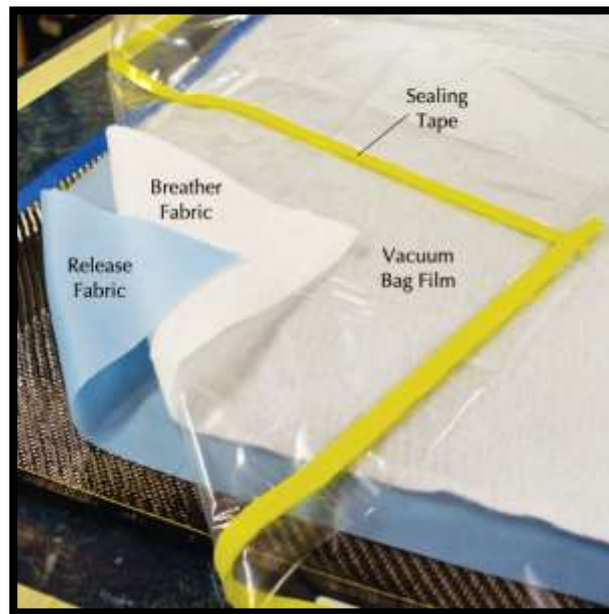


Figura 42. Capas de embolsado

Fuente: (Airframe, 2012)

(e) Si se utiliza una placa de presión, colóquela sobre la capa separadora anterior. La placa se perfora con frecuencia con pequeños agujeros para permitir el flujo de aire a las capas de ventilación. Las capas de purga pueden ser necesarias cuando se usa una placa de presión.

(f) Coloque la manta térmica sobre el conjunto, asegurándose de que se extienda de 3 a 4 pulgadas más allá del material a curar.



Figura 43. Cono de cola embolsado listo para el curado

(g) Uno o más termopares deben estar en contacto con la manta térmica para controlar su temperatura. Se deben colocar termopares adicionales cerca de la reparación de curado para controlar la temperatura de la resina de curado.

(h) Cuando se utiliza una manta térmica como fuente de calor, se deben usar de cuatro a seis capas de respirador de superficie de fibra de vidrio o equivalente sobre la manta térmica. Esto aislará y evitará daños a la película de embalaje de nylon. Asegúrese de que las capas de ventilación estén en contacto con las capas de purga para que exista un paso de aire.

(i) Coloque un cordón de cinta de sellado contra el material original alrededor del borde de las capas de ventilación. Selle los cables del termopar para evitar fugas de vacío.

(j) Cubra con una bolsa de vacío adecuada, alisada para minimizar las arrugas. Presione la bolsa firmemente sobre la cinta de sellado para obtener un sello hermético. Coloque los pliegues en la bolsa de vacío para permitir que el material de la bolsa se estire.



Figura 44. Proceso de embalaje

(k) Instale dos sondas de vacío o rastreadores a través de las aberturas cortadas en la bolsa. Uno se usará para el medidor de vacío y el otro se conectará a la fuente de vacío. La sonda de vacío debe asentarse sobre las capas de ventilación, pero no debe tocar el parche o el adhesivo.

(l) Conecte la fuente de vacío y alise la bolsa con la presión manual a medida que se elimina el aire. Compruebe si hay fugas y vuelva a sellar según sea necesario. Se requiere un vacío mínimo de 22 pulgadas de mercurio.

(m) Coloque material aislante sobre la bolsa de vacío para evitar la pérdida de calor.

(n) Aplique energía a la manta térmica y controle su temperatura como se especifica para el material que se está curando.

(o) Observe los requisitos de tiempo de curado establecidos por el fabricante del producto.



Figura 45. Hot Bonder Kit

3.13 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto es un presupuesto con valores promedio que rodeaba los 1600 USD y no eran valores fijos, pero en el transcurso del desarrollo del proyecto se pudo llegar al costo total real.

3.14 Análisis de costos

Para la implementación del equipo de reparaciones estructurales de materiales compuestos Hot Bonder se realizaron los siguientes gastos

3.15 Asesoría Técnica

El presupuesto de la asesoría técnica está dado por la gestión recibida para la adquisición del equipo especial Hot Bonder, equipo traído del extranjero que sirve para realizar reparaciones estructurales con materiales compuestos.

Tabla 5

Costos de Asesoría Técnica

No	DETALLE	COSTO
1	Asesoría Técnica	100.00 USD
	TOTAL	100.00 USD

3.16 Costos Primarios

En la siguiente tabla se detallan los costos que intervienen para la adquisición del equipo Hot Bonder.

Tabla 6

Descripción Equipo Hot Bonder

DESCRIPCION	CANTIDAD	VALOR APORTADO	TOTAL PERSONAS APORTAN	VALOR TOTAL
Equipo Hot Bonder	1	1600.00 UDS	5	8000.00 USD

3.17 Costos Secundarios

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

Tabla 7

Descripción costos secundarios

ITEM	DESCRIPCION	VALOR UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Cono de cola	300.00 USD	300.00USD
2	Epocast 50 – A1	10.00 USD	10.00 USD
3	Primer Axep – 6 - GNI	10.00 USD	10.00 USD
4	Paint AXPB – 6 - WS	15.00 USD	15.00 USD
5	Alodine	10.00 USD	10.00 USD
6	MEK	10.00 USD	10.00 USD
7	Fibra de vidrio	15.00 USD	15.00 USD
8	Hardener 946	10.00 USD	10.00 USD
9	Alclad 2024t3. 032”	15.00 USD	15.00 USD
10	Lija # 80	5.00 USD	5.00 USD
		TOTAL	400.00 USD

3.18 Costo Total del proyecto de grado

Tabla 8

Costo Total de proyecto

DESCRIPCION	VALOR TOTAL
GASTOS POR ASESORIA TECNICA	100.00 USD
GASTOS PRIMARIOS	1600.00 USD
GASTOS SECUNDARIOS	400.00 USD
TOTAL	\$2100.00 USD

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Para realizar cualquier reparación estructural con materiales compuestos es necesario contar con la información técnica de los materiales, como el tipo de material que se va a utilizar, la orientación de la fibra en la que va a ir colocado y la temperatura de curado que se va a utilizar.
- Una vez ejecutada la reparación estructural del cono de cola se puede concluir que existen varios tipos de reparaciones estructurales y hay que tratarlas a cada una de ellas según el número de capas que hayan sufrido el daño, según eso se evaluara la cantidad de resina a utilizar y el tipo de reparación a seguir.
- Para llevar a cabo una reparación estructural de materiales compuestos que implique un curado es importante secar bien el componte después de realizarle una limpieza caso contrario cualquier residuo de humedad no permitirá el correcto curado de la resina.

4.2 Recomendaciones

- Se recomienda realizar mantenimiento preventivo cada seis meses del equipo Hot Bonder con el fin de verificar si los componentes del equipo se encuentran completos y que estén en buen estado, se debe inspeccionar cañerías, cables, la pantalla, las mantas térmicas etc.
- Se recomienda tener al equipo siempre calibrado y almacenado en un lugar seco libre de humedad en caso de encontrarlo en estado sospecho o dañado se recomienda no utilizar el equipo para evitar posibles daños.
- Es importante que la manipulación de este equipo sea realizado con el personal técnico calificado siguiendo los procedimientos establecidos en los manuales y cumplir todas las normas de seguridad.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Sand Glass Patrol. (2013). Recuperado el 18 de Diciembre de 2019, de Sand Glass Patrol:
<http://sandglasspatrol.com/tecnicos/materiales.pdf>
- Vuela sin miedo. (2015). Recuperado el 19 de Octubre de 2019, de Vuela sin miedo:
<https://vuelasinmiedo.es/aviacion/mantenimiento-de-aviones/>
- 8083-31, F. -H. (2012). Airframe, Volume 1 .
- AC 43.13-1B. (1998). AC 43.13-1B. Oklahoma City: PO Box.
- Airframe. (2012).
- Aviation Supplies & Academics, Inc. (2010). Advanced Composite Fabrication & Repair .
 Newcastle, Washington: ASA.
- Corporation, B. (06 de 08 de 2018). ACR Hot Bonders & Controls. Recuperado el 05 de Enero de
 2020, de ACR Hot Bonders & Controls: <https://www.briskheat.com/acr3-hot-bonder-3314.html>
- FAA. (2012). Airframe.
- Golpe, A. (2013). AMILARG. Recuperado el 28 de Septiembre de 2019, de
http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html?fbclid=IwAR2O6udTBuwAQn219S1Cg06jZ7_uAXS8fhxbYC3gBYPnPa3juJRbm7WQtrg
- Jara, D. P. (Agosto de 2013). Sand Glass Patrol. Recuperado el 29 de Diciembre de 2019, de
 Sand Glass Patrol: <http://sandglasspatrol.com/tecnicos/materiales.pdf>
- Jara, D. P. (s.f.). Sant Glass Patrol. Recuperado el 03 de Enero de 2020, de Sant Glass Patrol:
<http://sandglasspatrol.com/tecnicos/materiales.pdf>
- Laboratories, C. N. (20 de 06 de 2018). CSIR- National Aerospace Laboratories. Recuperado el
 05 de Enero de 2020, de CSIR- National Aerospace Laboratories:

<https://www.nal.res.in/en/technology/multi-zone-hot-bonder>

Ndt. (2001). Ndt. Recuperado el 23 de Diciembre de 2019, de Ndt:

https://ndt.com.ec/servicios.html?gclid=EAIaIQobChMIp_XQoefJ4QIVGuDICH0MawRZEAAYASAAEgJGovD_BwE

Oñate, A. E. (1997). Conocimientos del Avion. Madrid : S.A. EDICIONES PARANINFO.

RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY. (1978). Aircraft Nlaintenance Manual. Wichita, Kansas U.S.A.: P.O Box 85.

Renovetec. (2013). Ingenieria de Mantenimiento. Recuperado el 08 de Noviembre de 2019, de Ingenieria de Mantenimiento: <http://www.renovetec.com/index.php/373-ingenieria-de-mantenimiento>

Service, N. (2001). Ndt Service. Recuperado el 05 de Enero de 2020, de Ndt Service: <https://ndt.com.ec/index.html#inicio>

Villalba, J. D. (2016). Transmisión de cargas en uniones de reparación en paneles de material compuesto. Sevilla .

ANEXOS



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCION MOTORES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue desarrollada por el señor **BOLAÑOS TORO, ALEXIS PAUL.**

En la ciudad de Latacunga a los 03 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