



**UNIVERSIDAD DON BOSCO
VICERRECTORÍA DE ESTUDIOS DE POSTGRADO**

**REPARACION DE EROSION EN LAS PUERTAS DEL TREN DE ATERRIZAJE DE LA
AERONAVE AIRBUS A320**

**PARA OPTAR AL GRADO DE
MAESTRO EN MANUFACTURA INTEGRADA POR COMPUTADORA**

Presentado por CESAR AUGUSTO MELGAR ACOSTA

Marzo 2016

Antiguo Cuscatlán, La Libertad, El Salvador, Centroamérica

INDICE GENERAL

Resumen.....	5
Introducción.....	7
Preguntas De Investigación	9
Marco Teórico.....	11
Objetivos.....	19
Marco Metodológico.....	21
Resultados	23
Conclusiones.....	39
Recomendaciones.....	41
Bibliografía.....	43
Anexo I.....	45
Anexo II.....	53
Anexo III.....	73

RESUMEN

En la aeronáutica, los materiales compuestos se han utilizado en la fabricación de piezas de estructuras primarias, alares y otros; gracias a sus propiedades, características y sus cualidades. Por lo cual, en el presente trabajo de investigación se pretende determinar y analizar la confiabilidad de la reparación de las puertas del tren de aterrizaje en aviones de la familia Airbus A320, que están fabricadas de material compuesto; dicho proceso inicia con la evaluación del daño de acuerdo a criterios y normas estándares del fabricante, si es necesario repararlo, esta se realizara de acuerdo al flujo de la reparación descrito en los manuales de mantenimiento del fabricante u otro documento aprobado; la manera para verificar la integridad y confiabilidad de la parte después de la reparación se logra utilizando ciertos métodos de pruebas no destructivas (NDT), esto se pretende plasmar a través de un enfoque de investigación cualitativo.

INTRODUCCION

El panorama actual de fabricantes de aviones comerciales como AIRBUS y BOEING presenta mejoras continuas en su proceso fabricación en varios sistemas, incluyendo la parte estructural; con respecto a la parte estructural se ve la tendencia al incremento del uso de materiales compuesto en la fabricación de aeronaves y como mantener la continuidad de la aeronavegabilidad de estos a través del programa de mantenimiento.

Pero al margen de la competencia comercial que existe entre los fabricantes, ambos comparten un interés común en sus respectivas estrategias al centrar sus actividades de investigación, diseño y fabricación en garantizar la máxima fiabilidad de sus aviones ya que de ello dependerá la seguridad que proporcionen durante su vida operativa, esto se logra de acuerdo a un programa de mantenimiento, que incluye tareas de inspección y de reparación.

Actualmente, las aplicaciones más comunes de materiales compuestos en las estructuras de aviación son para los pisos, canopis, superficie de las alas, empenaje y superficies de control de vuelo. Sin embargo las superficies de material compuesto son usadas con una subestructura metálica.

En el presente trabajo nos enfocaremos en aviones de la familia AIRBUS A320, específicamente en las puertas del tren de nariz o principal, ya que están fabricadas de material compuesto; durante las inspecciones que realizan a estas partes, se pueden encontrar daños que requieren reparación de acuerdo a un criterio (generalmente dado por el fabricante), dichas reparaciones vienen estipuladas en los manuales de mantenimiento o de acuerdo a un documento de ingeniería.

Las puertas del tren de nariz, pueden presentar fallas y/o daños que andemos buscando de acuerdo al programa de mantenimiento, estos deben de ser evaluados de acuerdo a los criterios del fabricante para determinar su criterio de reparación, de acá defendederá la confiabilidad de la reparación en estos tipos de materiales, por lo que se pretende recopilar datos desde el punto de investigación aplicada usando métodos de pruebas no destructivas.

El pilar sobre lo que se asienta la fiabilidad de la reparación de este componente en el avión es:

- ✓ Un método de reparación ampliamente utilizado es el “Método de impregnación en húmedo” que consiste en impregnar un tejido seco de fibra de carbono o fibra de vidrio con una resina de laminación para posteriormente co-encolarlo sobre una zona saneada y preparada previamente. Este proceso permite realizar reparaciones cosméticas y estructurales de las piezas dañadas. Por lo tanto, esta reparación debe ser evaluada para verificar la integridad de esta, principalmente por métodos simples, como un “tap test”, que es método audible para determinar si la parte presenta delaminaciones, otro método para determinar si el material presenta delaminaciones es el “bonding test”; como métodos más complicados como ultrasonido o rayos X si la parte presenta agua estancada. Estos métodos nos permitirán evaluar si la reparación es confiable y mantiene la integridad de la parte estructural para que dicha aeronave sea segura.

PREGUNTAS DE INVESTIGACIÓN

En la industria aeronáutica, toda inspección, evaluación y reparación de un daño se basa en utilizar datos aprobados por el fabricante o por la autoridad de aviación competente, esto también aplica a las puertas del tren de aterrizaje que son fabricados de material compuesto, por lo tanto, las primeras inquietudes que se nos presentan son: ¿será posible confiar en el flujo del proceso de la reparación?, ¿se mantendrá la integridad estructural de la parte utilizando los métodos y pruebas ya determinadas por el fabricante?. También, se verificara si las pruebas no destructivas abarcan todas las imperfecciones que podrían presentar durante la reparación, como delaminaciones y agua atrapada que pone en riesgo la integridad de la parte.

MARCO TEÓRICO

Para determinar y analizar la confiabilidad de la reparación de las puertas del tren de aterrizaje en aviones de la familia Airbus A320 que son de material compuesto, es necesario seguir el procedimiento del fabricante AIRBUS, dicho procedimiento lo encontramos en el Structural Repair Manual (SRM).

El SRM es un documento no customizado, y este ha sido preparado de acuerdo a Air Transport Association (ATA), bajo la especificación 100; el SRM incluye información descriptiva así como también instrucciones específicas y datos y/o criterios para realizar la valoración del daño estructural y realizar la reparación de estructura primaria y secundaria de la aeronave. Proporciona en la medida posible, los datos significativos para las reparaciones para que se pueda restablecer la estructura a la condición requerida para cumplir la función de diseño. El manual ha sido aprobado de a la autoridad competente EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA), para AIRBUS de acuerdo a Design Organization Approval (DOA) N° EASA.21J.031.

Para muchos de los daños / defectos descubiertos en la estructura de la aeronave, el SRM es el primer documento a utilizarse para determinar el daño, identificar la estructura afectada y determinar la subsecuente acción o reparación a ser realizada (ver figura 1).

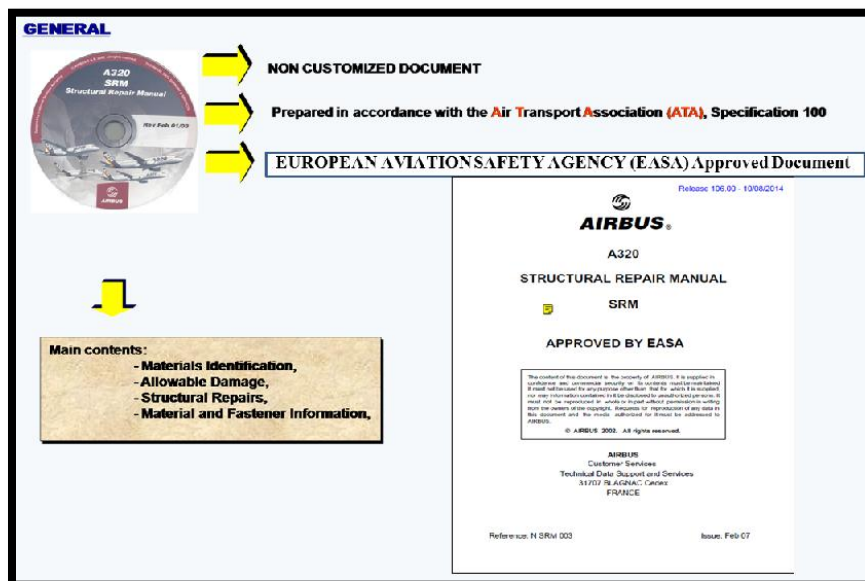


Figura 1. SRM y su contenido.

El SRM esta dividido en siete capítulos principales (desde el ATA 51 al ATA 57), el manual también contiene una introducción (Capitulo 00) y alguna información adicional. (Ver figura 2).

- ✓ 51 Estructuras – General (Structures – General)
- ✓ 52 Puertas (Doors)
- ✓ 53 Fuselaje (Fuselage)
- ✓ 54 Naceles/Pilones (Nacelles/Pylons)
- ✓ 55 Estabilizadores (Stabilizers)
- ✓ 56 Ventanas (Windows)
- ✓ 57 Alas (Wings)

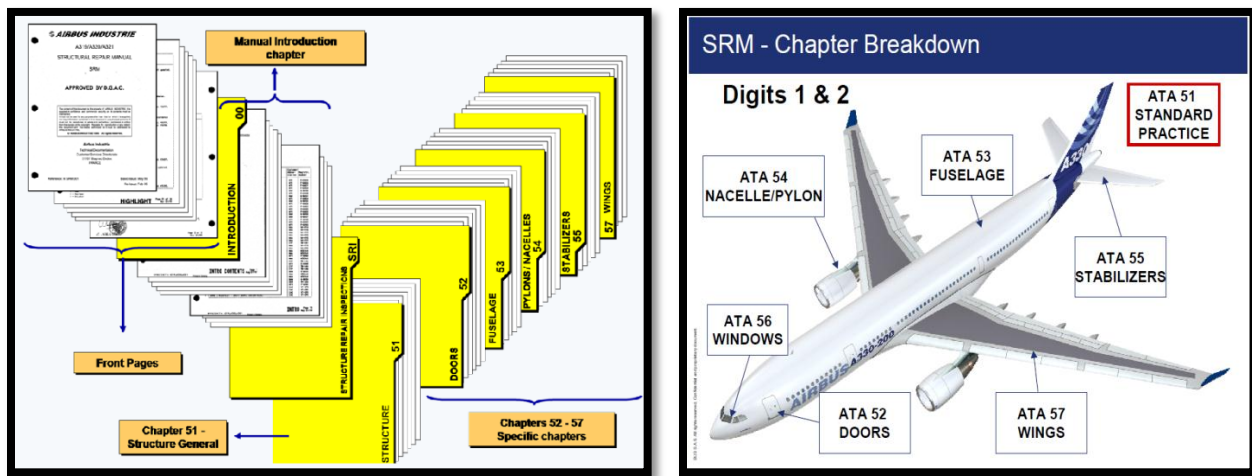


Figura 2. Estructura del SRM

En el contenido de este manual encontraremos: Daños permisible, identificación de los materiales para estructuras sometidas a reparación en campo, reparaciones típicas de aplicación general a los componentes estructurales de la avión que son los más propensos a sufrir daños, materiales de sustitución, información de sujetadores y una breve descripción de algunos procedimientos que se llevan a cabo en conjunto con reparaciones estructurales, tales como tratamiento de protección de las piezas de reparación y sellado de los tanques integrales de combustible.

El manual SRM utiliza un sistema de numeración en cada sistema ATA o capítulo, dentro del SRM, se identifica usando una de tres elementos del sistema de numeración que esta compuesto de capítulo / sección y subsección. El primer elemento designa el capítulo que es asignado, el segundo elemento designa la sección dentro del capítulo. El primer dígito es asignado por la especificación ATA 100. El segundo dígito es asignado por Airbus. El tercer elemento identifica la subsección dentro de la sección y es asignado por Airbus, de acuerdo a la necesidad por la especificación ATA 100.

Una asignación de bloques de página estándar se utiliza para todos los capítulos de SRM. Páginas 1 a 99 para la Estructura de identificación Páginas 101 a 199 para daños admisible Páginas 201 a 999 para las reparaciones. En el capítulo 51 no tiene número de bloque de identificación. En este caso el bloque de descripción de página podría extenderse hasta 199. (Ver figura 3).

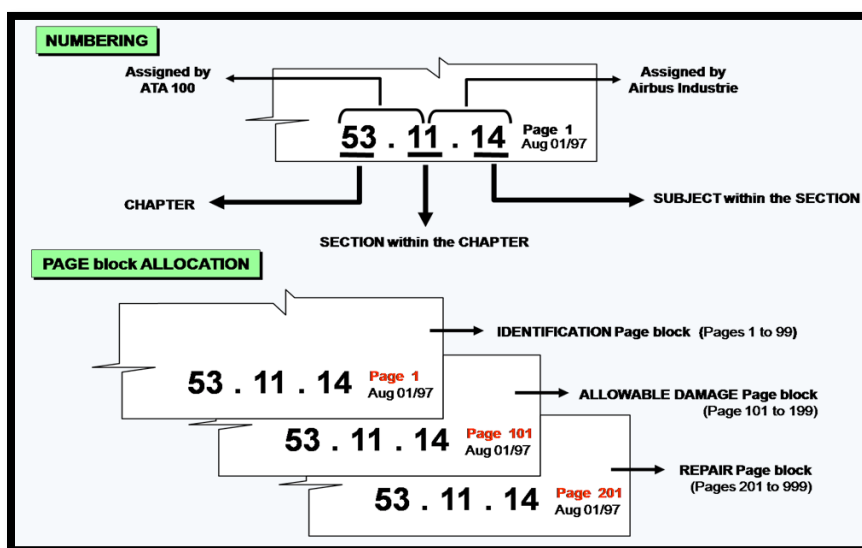


Figura 3. Sistema de Numeración y Asignación de Bloque de página en el SRM

Disposición de los capítulos del Manual (SRM) (Ver figura 4). La información de carácter general o información que es aplicable a más de un capítulo se incluye en el Capítulo 51: Estructuras - General. La reparación de del manual están en los capítulos 52 al 57 y tienen un diseño similar al del capítulo 51, en el que se incluyen los siguientes temas:

- Identificación de Componentes Principales y Partes Estructurales.
- Daños permisibles.
- Reparaciones

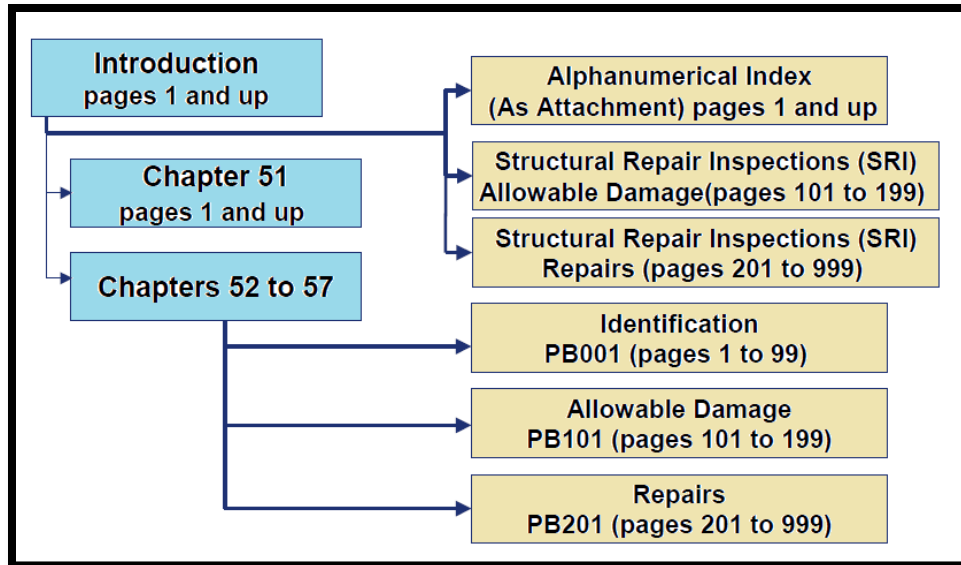


Figura 4. Disposición y bloque de páginas en el SRM

Información de carácter general o información que es aplicable a más de un capítulo se incluye en el capítulo 51. El capítulo 51 describe los materiales generales y reparaciones típicas que son aplicables a todos los capítulos de este manual. (Ver figura 5).

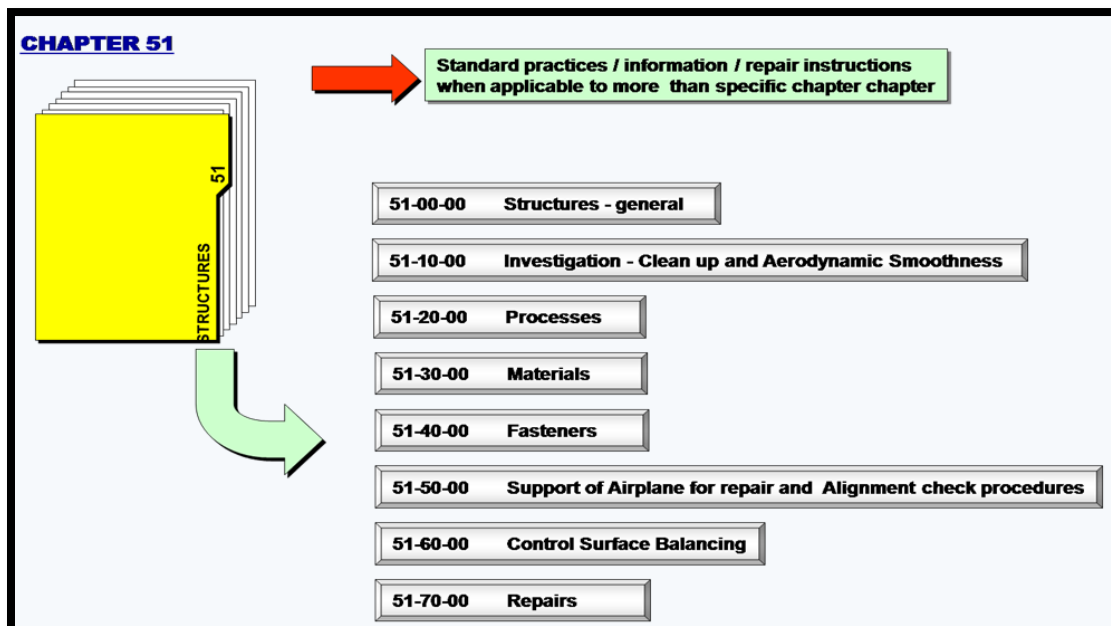


Figura 5. Distribución del capítulo 51 del SRM

En la sección del capítulo 51-30-00 encontramos los materiales usados en la estructura básica de la aeronave, así como también, el material recomendados a ser utilizados por los operadores cuando la reparación estructural se lleve a cabo. Podemos clasificar los materiales en metálicos y no metálicos. La estructura básica de la aeronave está fabricada de aleaciones de aluminio con aleaciones de acero y titanio inoxidable en áreas específicas, estos son materiales metálicos. Los materiales compuestos se utilizan para la estructura primaria y secundaria, representan alrededor del 15% del peso de la estructura de la aeronave. (Ver figura 6).

En los materiales compuestos se tiene:

- Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP), se utiliza principalmente para estructuras primarias
- Aramid Fiber Reinforced Plastic (AFRP)
- Glass Fiber Reinforced Plastic (GFRP), sólo se utilizan para estructuras secundarias.
- Quartz Fiber Reinforced Plastic (QFRP), se utiliza para el radome.
- Aramid + Carbon Fiber Reinforced Plastic, se utiliza en los paneles del Belly Fairing.

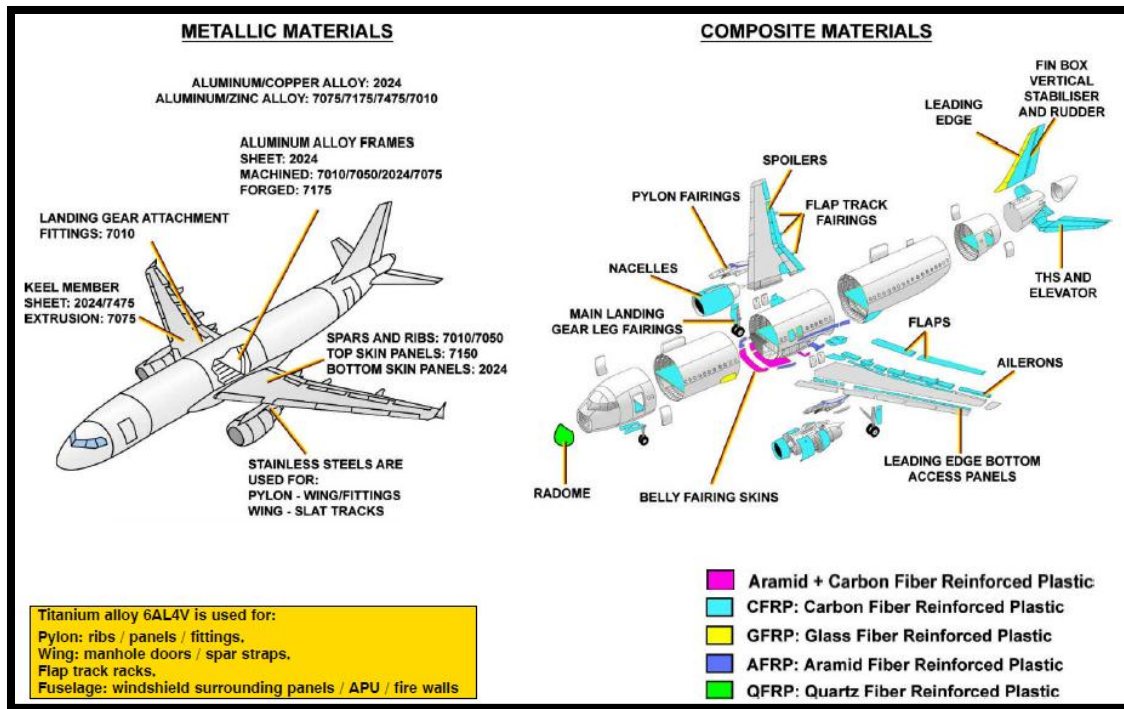


Figura 6. Materiales Metálicos y Compuestos en la Familia de Aviones AIRBUS A320

Los capítulos 52 al 57 tienen el mismo diseño que se ajusta con el sistema de asignación de bloques de página definido (PB 1 a 98- Identificación, PB 101 a 198 - Daños admisible, PB 201 a 998 Reparaciones).

Además, una tabla de contenidos y una lista de boletines de servicio se encuentran al principio de cada capítulo. Dependiendo de los capítulos, la lista de Modificación / Boletines de Servicio se encuentra ya sea en el nivel de capítulo, o el nivel de la sección principal. (Ver figura 7).

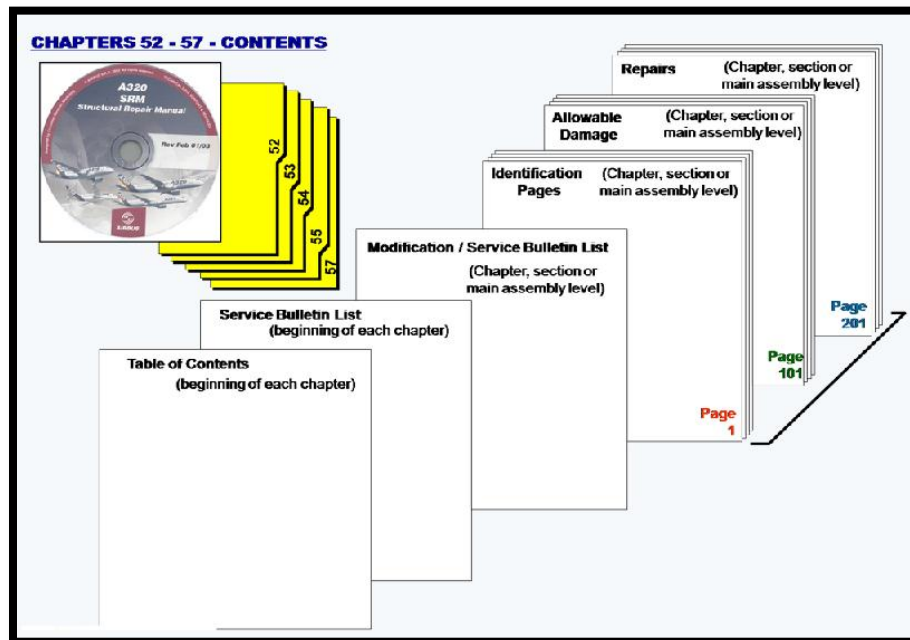


Figura 7. Sistema utilizado en el SRM

Cuando un daño es descubierto, el primer paso es la evaluación o valoración, clasificándolo y teniendo las medidas precisas. El capítulo SRM 51-11 -XX proporciona información útil para llevar a cabo esta evaluación en las mejores condiciones (las definiciones de daños y la clasificación, la clasificación de las estructuras, las definiciones de daños admisibles y el proceso de presentación de informes de daños / defecto).

El siguiente paso es la identificación plena de la zona / estructura afectada. Esto se logra mediante el bloque de la página de identificación (páginas 01 -99) del capítulo / sección específica relacionada (52 - 57).

De acuerdo con los datos de la estructura original y las características de los daños reales que son entonces posibles determinar si el daño está dentro de los límites permisibles definidos o no. Esto se hace mediante la página daños admisible bloque (páginas 101 - 199) del capítulo / sección específica relacionada.

Si el daño está dentro de los límites permitidos, las acciones posteriores son generalmente un re-trabajo ligero y una re-protección de la zona afectada, utilizando los procedimientos estándar del capítulo 51. Si el daño es por encima de los límites, se debe comprobar si la reparación está disponible y / o aplicables dentro del bloque página de reparación (páginas 201-999). (Ver figura 8).

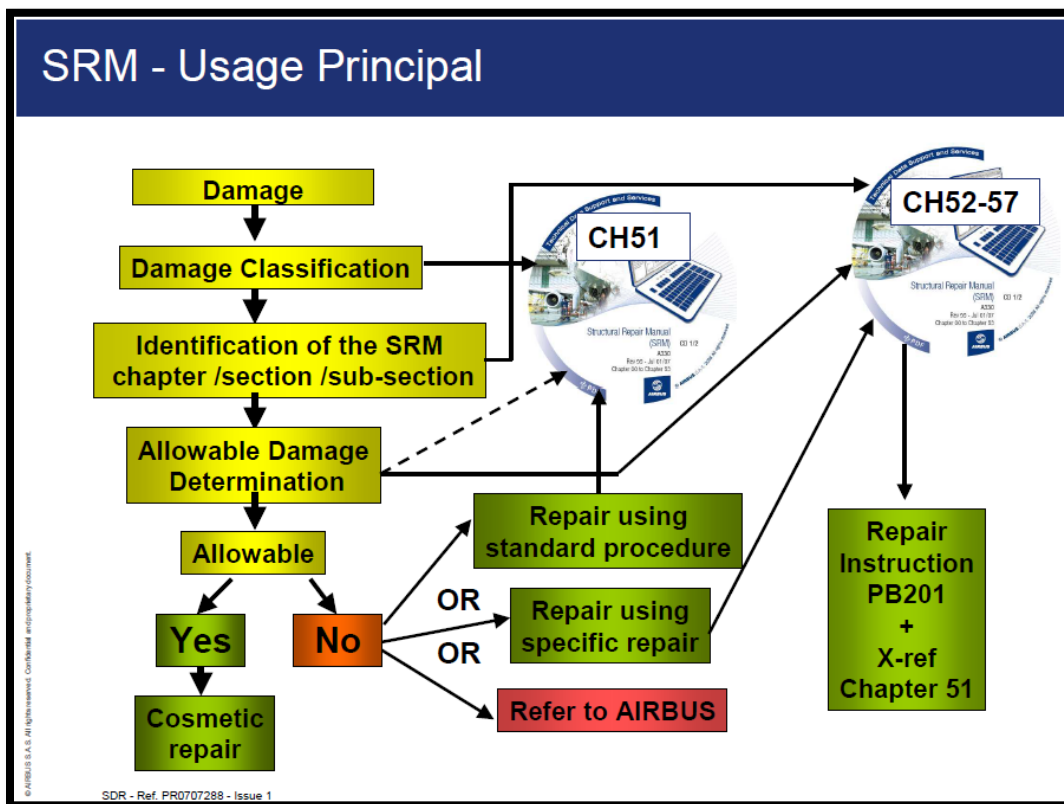


Figura 8. Procedimiento de Uso General del SRM

OBJETIVOS

Objetivo General

Aplicar los conceptos del programa de mantenimiento preventivo prescritos por el fabricante de la Aeronave para mantener la integridad y confiabilidad de la reparación en paneles de materiales compuestos instalados en los trenes de aterrizaje en aviones de la familia Airbus A320.

Objetivos Específicos

- Seguir el flujo del proceso de una reparación estructural propuesto por el fabricante, según el Manual de Reparación Estructural (SRM-Structural Repair Manual), para mantener la aeronavegabilidad de la estructura.
- Aplicar las técnicas/métodos de reparación y de inspecciones descritas en los manuales de mantenimiento ya estipulado por el fabricante o de acuerdo al departamento de Ingeniería.

MARCO METODOLOGICO

El enfoque metodológico en el cual se regirá la investigación será cualitativa, dentro las técnicas a utilizar, se revisara el flujo del proceso de la reparación descrito en el Manual de Reparación Estructural (SRM- Structural Repair Manual) de acuerdo a la confiabilidad del mantenimiento del fabricante AIRBUS Aprobado por las Autoridades de Aviación (FAA y EASA), específicamente la de los paneles del tren de aterrizaje que son fabricados de materiales compuestos.

La integridad de dicha reparación se valida con el programa de mantenimiento con la realización de Inspecciones/Reparaciones que realiza el personal de mantenimiento de acuerdo a lo establecido, o de un monitoreo de estas, según su ciclos de vuelo, horas de vuelo o tiempo calendario que se controla a través del área de Planificación. En algunas reparaciones que no están contempladas en el Manual, el departamento de Ingeniería contacta al fabricante y en conjunto se desarrollan una reparación aplicada a través de Órdenes de Ingeniería (EO – Engineering Order) y en la cual podría incluir algunos métodos de pruebas no destructivas (NDT) y que se encontraran descritos en el NTM (Non-Destructive Testing Manual).

RESULTADOS

El objetivo del programa de Mantenimiento, es mantener la inherente aeronavegabilidad en toda la vida operativa de la aeronave de una manera económica incluyendo la parte estructural.

Durante los chequeos mayores de mantenimiento realizados en aviones AIRBUS de la familia A320 de acuerdo al programa de Mantenimiento, una de las tareas fundamentales son las de inspección, ya que en ellas se pueden encontrar daños en la estructura. En nuestro caso, nuestro enfoque de investigación son las puertas de los trenes de aterrizaje, que son fabricados de materiales compuestos (Ver Figura 9).

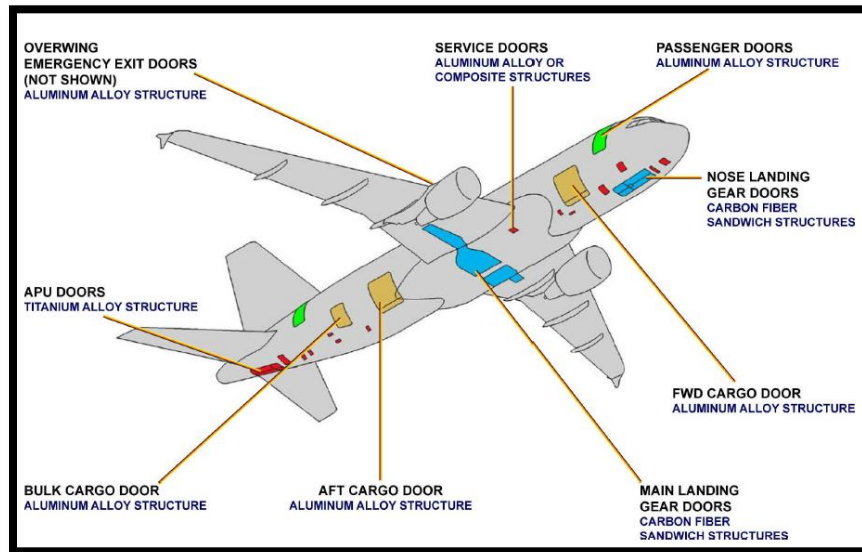


Figura 9. Procedimiento de Uso General del SRM

Las puertas de los trenes de aterrizaje son fabricadas con fibra de carbón reforzada con plástico (Carbon Fiber Reinforced Plastic -CFRP), tipo de construcción sandwich (Ver figura 10).

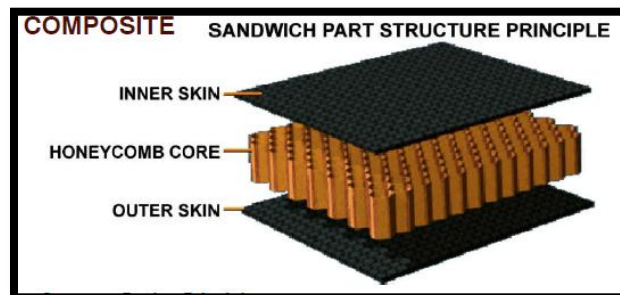


Figura 10. Material compuesto tipo de construcción Sandwich

Durante las tareas de inspección que son realizadas por personal de mantenimiento como pueden ser: Mecánicos, Inspectores de Control de Calidad de Hangar, Inspectores de Pruebas No Destructivas (NDT) y Personal CDI (Inspectores Designado por la Compañía), y si un daño es encontrado en las puertas de los trenes de aterrizaje es necesario que sea identificado y clasificado (Ver figura 11). Esto se realiza a través del SRM ya que en sus secciones esta toda la información requerida para realizar dichas tareas de inspección y reparación de daños.

Dentro los daños encontrados en la puerta de materiales compuestos podemos mencionar algunos:

- Erosión o Abrasión (Erosion or Abrasion)
- Rayón (Scratch)
- Delaminaciones (Delaminations)
- Abolladura (Dent)
- Desunión (deboding)

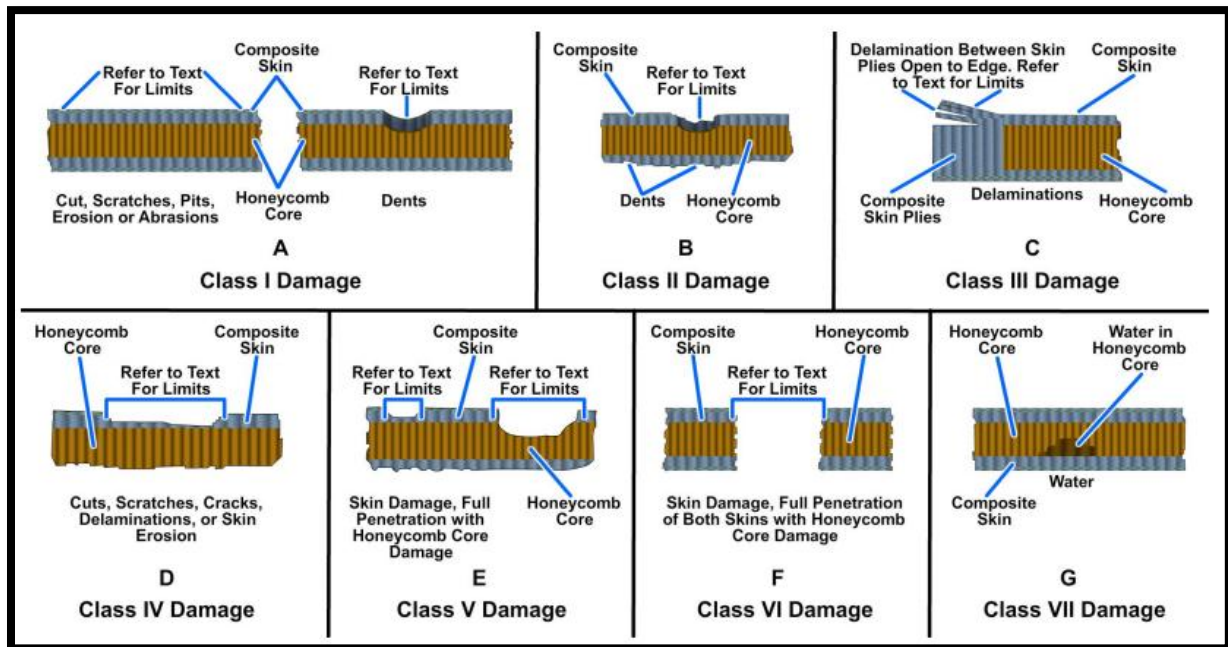


Figura 11. Ejemplo de daños reparables en material compuesto

Las Inspecciones de Reparación Estructurales (por sus siglas en ingles SRI) dan todas las instrucciones de inspección necesarias para los daños permisibles sus límites / reparaciones y ofrecen a las compañías aéreas la información para integrar las inspecciones adicionales a su propio programa de mantenimiento.

Es responsabilidad de los operadores asegurar el registro y de monitorear todas las instrucciones de inspección relevantes detalladas en el SRM. Este monitoreo debe asegurar que cada revisión de este capítulo debe ser implementado en el programa de mantenimiento del operador del afectado la aeronave. Cada instrucción de inspección contiene toda la información necesaria acerca de la efectividad, el área de aplicación, inspección en su frecuencia / intervalos y lugares o métodos de inspección. Cada SRI conlleva una referencia, la referencia puede ser usada para encontrar la fuente de la reparación y / o daños permisible que requiere la inspección.

Cada tema de la sección INSPECCIONES reparación estructural (SRI) contiene Inspección de Reparación Estructural para los límites admisibles de Daños y reparaciones dadas en el SRM.

Cada instrucción de inspección de la sección de Inspecciones de Reparación Estructural (SRI) contiene la siguiente información:

- Referencia cruzada entre la instrucción de inspección y la Información de daño permisible/ reparación en el capítulo relevante del SRM
- Dibujo de ubicación de la inspección detallada, (si es necesario)
- Definición de los métodos de inspección
- Tablas de información detallada en umbrales o frecuencia como ciclos de vuelo, horas de vuelo para limitaciones de inspección.

Cuando un daño se ha encontrado y este no esta cubierto por una reparación aprobada descrita en el SRM, un reporte apropiado del daño se debe de enviar a AIRBUS (Ver figura 12), eso lo realiza el personal del Departamento de Ingeniería, esto acelerará el proceso para obtener una reparación especifica para este caso, a través de una Orden de Ingeniería provista por el Departamento de Ingeniería de la Estación Reparadora o por el Operados de la Aeronave que se pondrá en contacto con AIRBUS que avalara dicha EO (Engineering Order), la forma de contactarse con AIRBUS es a través de correo electrónico, fax o por teléfono, para intercambiar información y para que la reparación mantenga la integridad estructural y confiabilidad, y así cumplir con todos los requisitos de aeronavegabilidad, con esto se logra que el fabricante AIRBUS de la aprobación de la reparación propuesta por el Departamento de Ingeniería.

La Orden de Ingeniería, es un documento legal, debidamente aprobado para la realización de tareas de

mantenimiento e inspecciones que conlleva una descripción de los pasos a seguir en el desarrollo de la reparación.

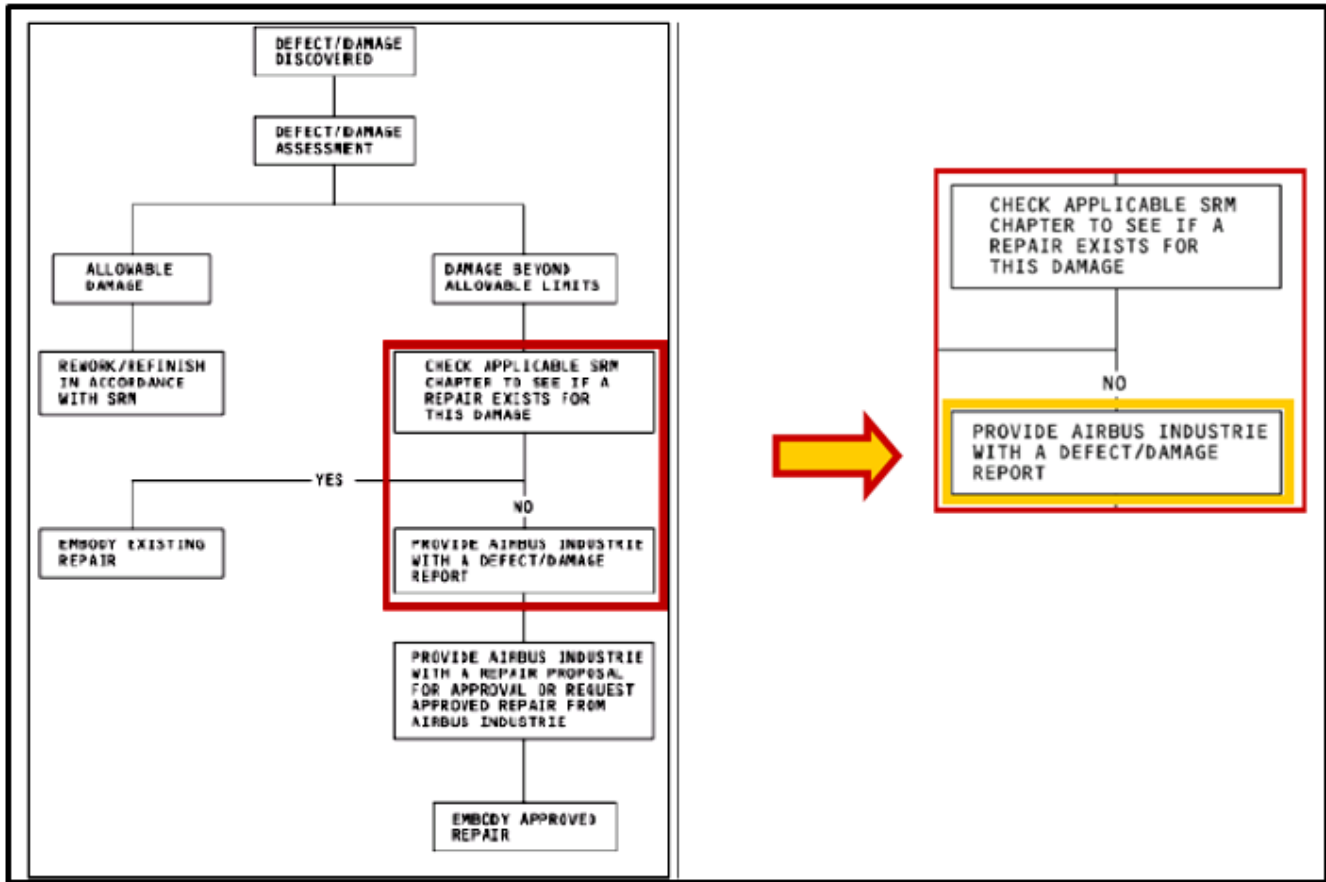


Figura 12. Ejemplo de daños reparables en material compuesto

Un formato del documento enviado a AIRBUS es incluida en el SRM con referencia 51-11-13, él cual se convierte en un reporte aceptado por el fabricante a través de una RAS (Repair Design Approval Sheet / Hoja de Aprobación del Diseño de la Reparación) (Ver figura 13), en este documento se solicita información sobre: datos de la Aeronave, datos de los componentes, datos de la inspección, requerimientos del operador, etc.

Las reparaciones se clasifican de acuerdo al SRM como:

- A Reparación permanente
- B Reparación Permanente con requerimientos de inspecciones especiales
- C Reparaciones temporales



 Repair Design Approval Sheet			
1. RDAS Ref:80002665/003/2014		2. RDAS issue:A	3. Page 1 of 1
4. A/C Type:-----	5. MSN:--	6. ATA:52-82-11	7. FC:9097 FH:23622
8. P/N:D5281016500000	9. S/N:FB 10298		
10. Title:LH FWD NOSE LANDING GEAR DOORS - EROSION			
11. Damage Description: During major check, erosion was found on LH FWD NLG Door.			
12. Repair Description: All NDT inspection (DVI, Tap test and US) performed with nil findings. Repair was performed as per SRM 52-82-00 paragraph 5.S. Repair references : AEM-14-04866/000, 80002665/007			
13. Regulations involved in addition to Certification Basis: FAR Part26 Subpart E			
14. Part 21A.449 Instructions for Continued Airworthiness Inspection areas : see details in Box 12			
Threshold (or Inspection Starting Point) * :		* If not otherwise specified, threshold is from time of repair embodiment	
Interval :			
Method of Inspection :			
ALS Part 2 inspection tasks adversely affected		YES <input type="checkbox"/>	
15. Part 21A.443 Limitations			
Repair Life Limitation** :		* If not otherwise specified, limitation is from time of repair embodiment	
Repair Structural Modification Point (SMP) :			
Other Limitation :			
ALS Part 1 & Part 4 limitations adversely affected		YES <input type="checkbox"/>	
** If no repair category is indicated in Box 17, life limitation may be further extended after detailed analysis			
16. Part 21A.435 Classification		17. Repair Category	
<input type="checkbox"/> MAJOR		A <input checked="" type="checkbox"/> Permanent repair with no additional requirements	
<input checked="" type="checkbox"/> MINOR		B <input type="checkbox"/> Permanent repair with inspection required	
		C <input type="checkbox"/> Temporary or life limited repair	
<small>The technical information described above is approved under the authority of EASA approved Design Organisation Number EASA 21J031 and per EASA rules Part 21 Subpart M. This approved data is based on the information provided by the requester to Airbus. Airbus disclaims any and all responsibilities for incorrect or inaccurate information provided by the requester (including modification and Supplemental Type Certificate status). If this structural repair affects the compliance to a mandatory requirement, it is the operators' responsibility to obtain the necessary approval from its National Aviation Authority.</small>			
18. Designated Airworthiness Engineer Approval			
Name : JANE LI		Signature and stamp :	
Date : 27/08/2014		 APPROVED UNDER EASA DESIGN ORGANISATION APPROVAL No : EASA.21J.031 STAMP n°. 298	

Figura 13.RAS (Repair Design Approval Sheet / Hoja de Aprobación del Diseño de la Reparación)

En la figura 14, podemos observar el procedimiento del uso del manual SRM. (Ver figura 14)

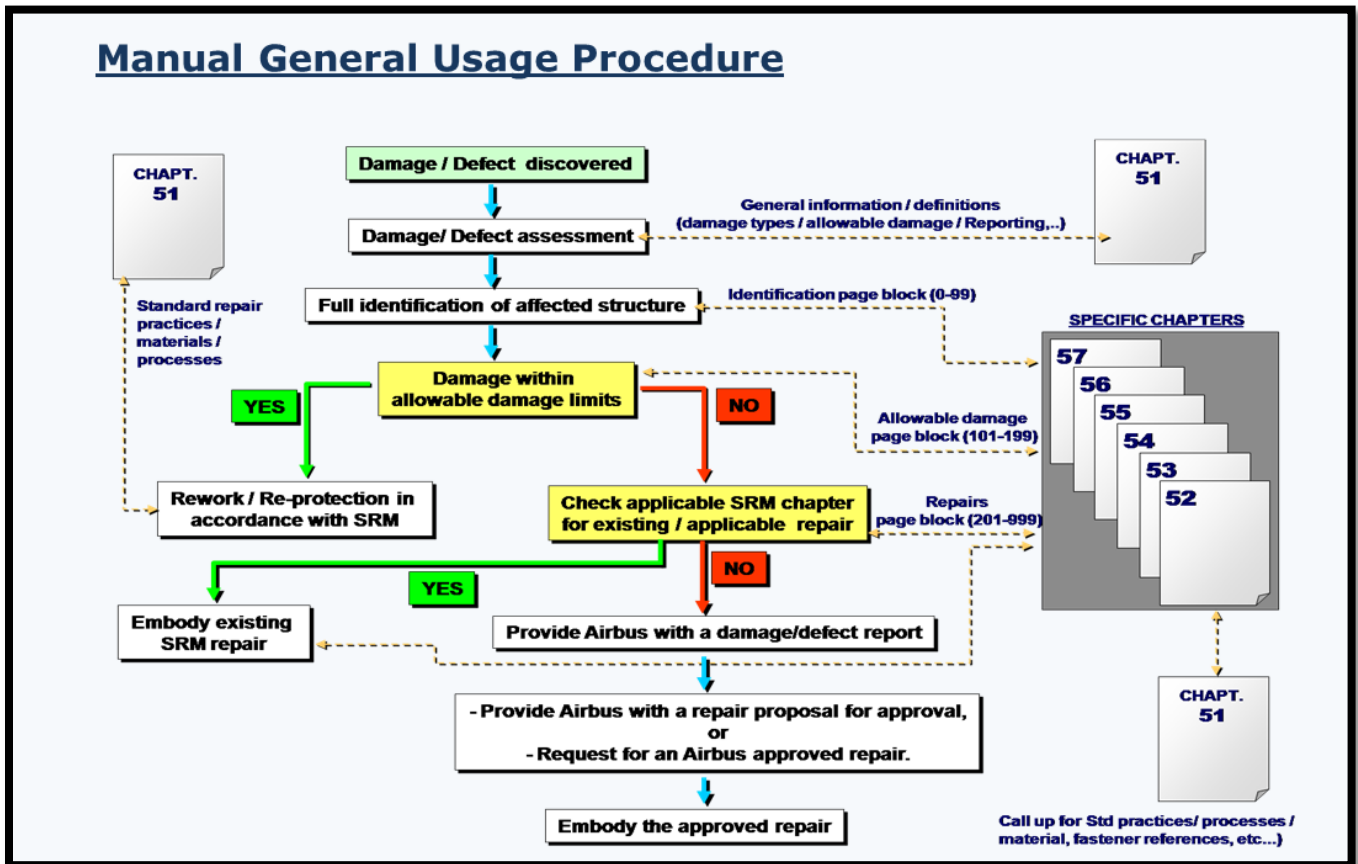


Figura 14. Flujo del proceso de Reparación descrito en el SRM

Muchas de las tareas de mantenimiento o de inspección que están en el SRM se interrelacionan con otros documentos o manuales proporcionados por el Operador y/o el fabricante (Ver figura 15). En nuestro caso, esta referenciado al AMM (Manual de Mantenimiento de la Aeronave) o al NTM (Non-Destructive Testing Manual) donde están todos los métodos de inspección que aplican a las puertas del tren de nariz que están fabricados de material compuesto.

Generalmente la inspección que se realiza en una Inspección Visual Detalla (DVI) de acuerdo a los criterios descritos en el NTM, principalmente el daño mas típico encontrado en las puertas de los trenes de aterrizaje es Erosión o Abrasión y para es necesario verificar que no existan otros daños, por lo que algunos operadores (aerolíneas), requieren otro tipo de inspecciones que deben de realizarse para tener la certeza que no existan otros daños no visibles, dentro de estas podemos mencionar la prueba de toque o "tap test" que nos indica si existen delaminaciones del material e inspecciones de

ultrasonido para estar seguros que no existen daños, todo esto es realizado por personal de Inspectores NDT (Non-Destructive Testing), que esta debidamente entrenados y calificados. Otro criterio a tomar en cuenta, es que no exista ningún tipo de contaminación en el material compuesto, especialmente del liquido “Skydrol” del sistema hidráulico.

En el manual SRM, se define el término de abrasión o erosión como: *un área dañada de cualquier tamaño que provoca el cambio en un área de sección transversal debido a desgaste abrasivo, frotado, raspado u otra erosión superficial. Por lo general es áspera e irregular.*

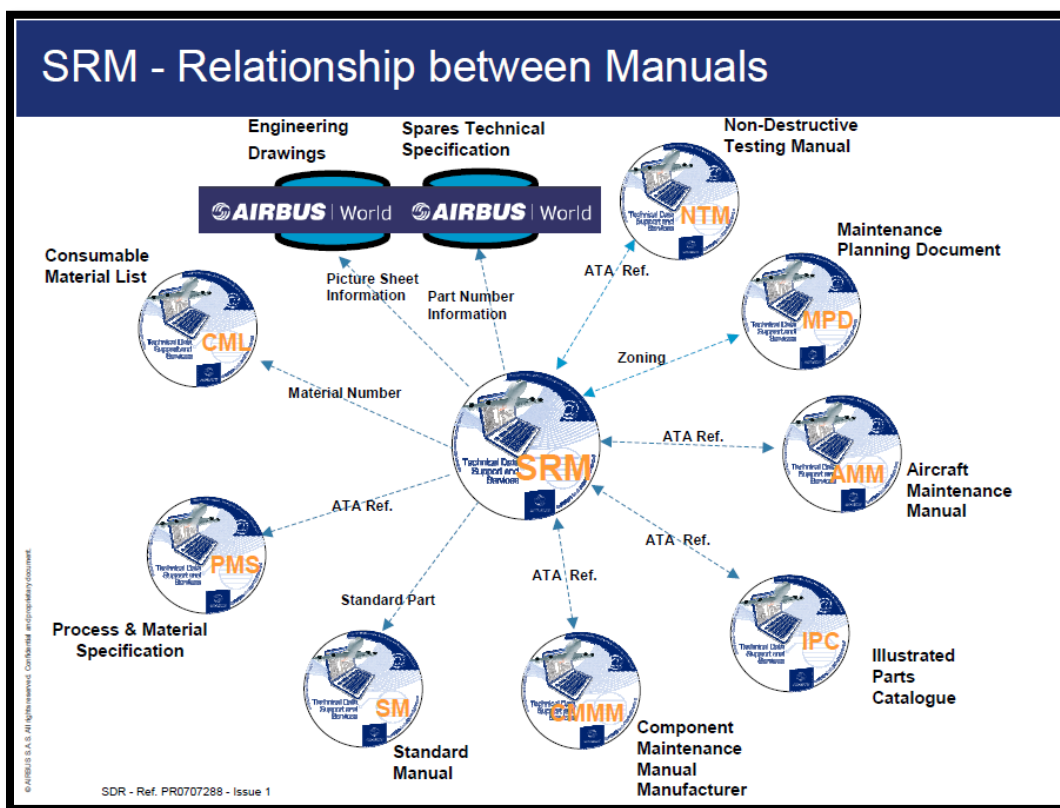


Figura 15. Manuales que se interrelacionan con el SRM

Para un mejor detalle de la descripción del daño, es importante adjuntar al reporte una o varias imágenes (ver figura 17) del área dañada, en nuestro caso de estudio Erosión, las dimensiones que abarca el daño (Longitud, ancho y profundidad), la placa de referencia del componente (donde se muestre la descripción del componente, el numero de parte, numero serial, etc.) y que no existan signos de contaminación por Skydrol (fluido hidráulico).

El Departamento de Ingeniería en conjunto con el personal de mantenimiento, proponen al fabricante una reparación, la cual esta basada en la valoración provista por AIRBUS, adecuada según el proceso seguido en el manual SRM a través de un dibujo (ver figura 16a y 16b), ya que con estas dimensiones el daño no es permisible y se debe realizar una reparación permanente, por lo que el departamento de Ingeniería debe ponerse en contacto con AIRBUS y general un reporte adecuado del daño y reparación a través de la RAS (Repair Design Approval Sheet / Hoja de Aprobación del Diseño de la Reparación). El representante de AIRBUS que esta dando seguimiento a esta propuesta debe de aceptarla, siempre y cuando sea el proceso correcto.

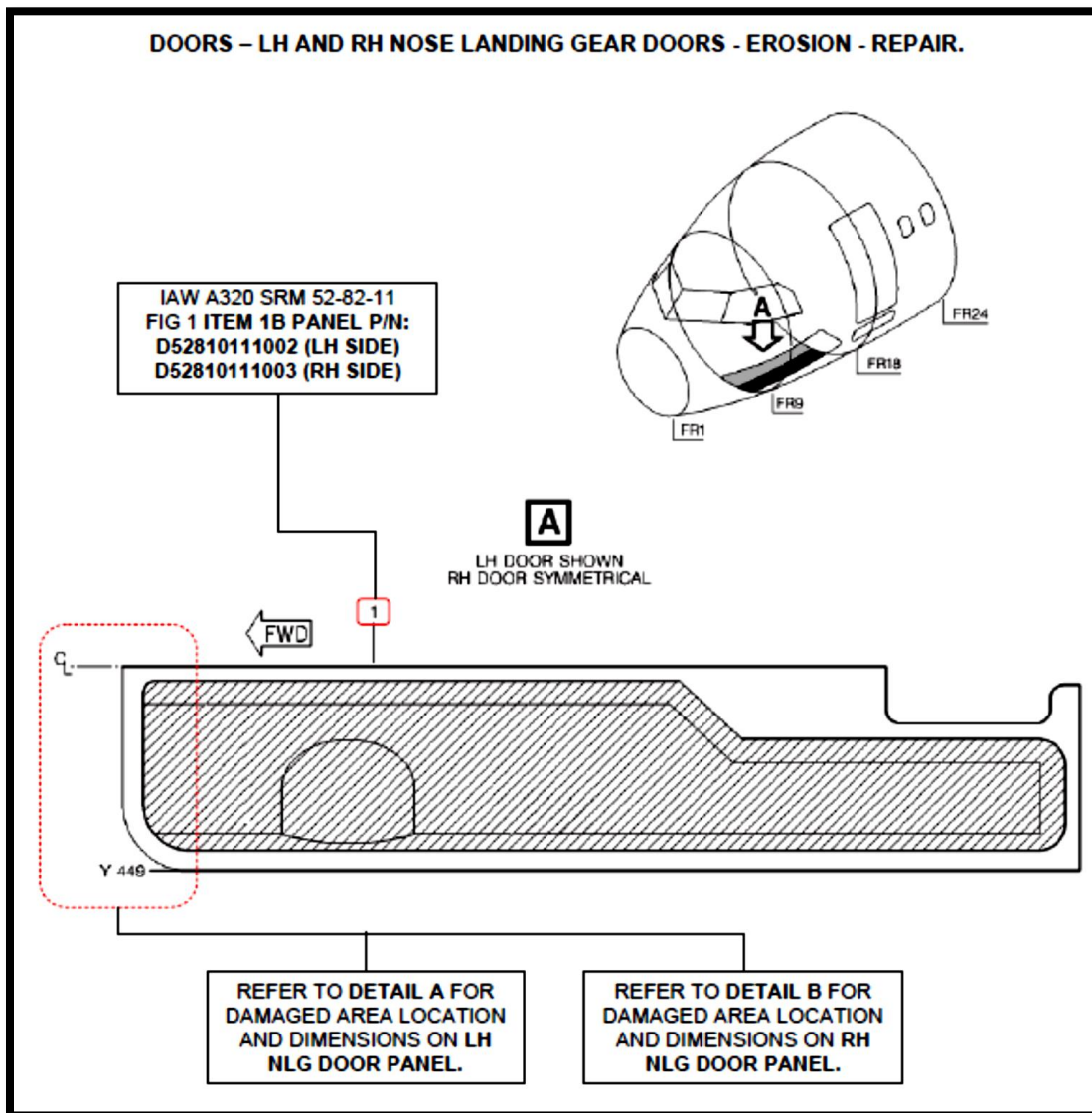


Figura 16a. Ubicación de las puertas del tren de aterrizaje de nariz en la Aeronave y detalle del área dañada por la Erosión.

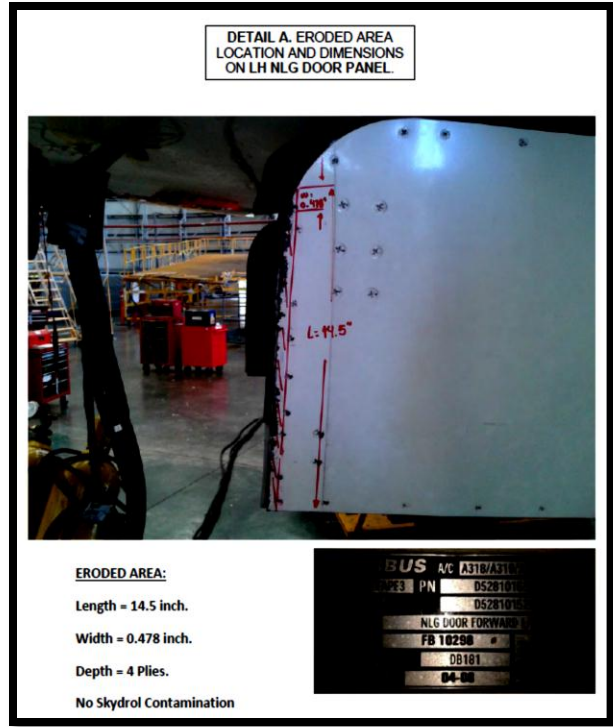
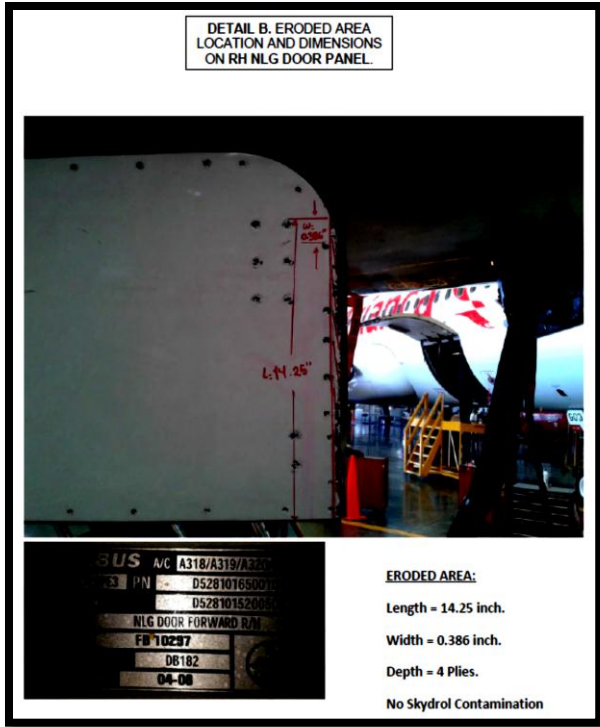


Figura 16b. Imágenes de la Erosión detalla en las puertas del tren de aterrizaje de nariz del lado derecho e izquierdo, con sus respectivas dimensiones y nota de no contaminación por Skydrol.

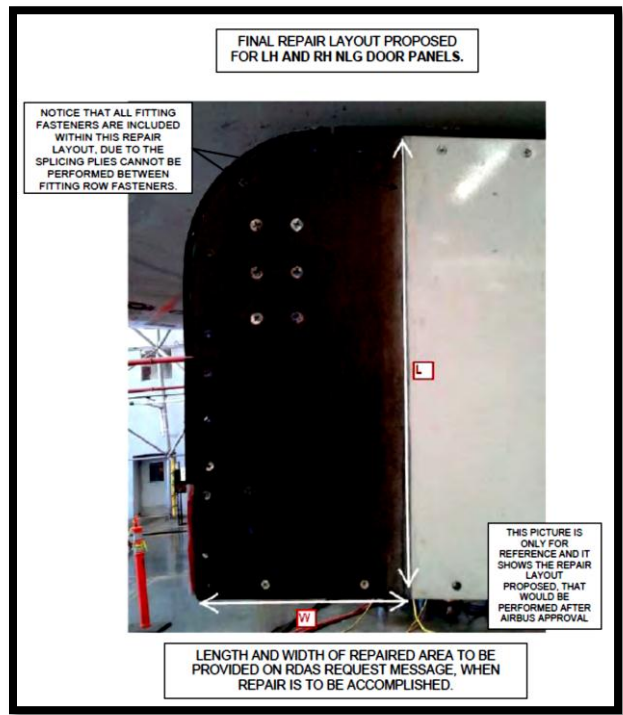


Figura 17. Propuesta de la reparación de las áreas afectadas por Erosión.

Como en nuestro caso son las puertas del tren de aterrizaje de nariz, todo lo referente lo podemos encontrar en el SRM 52-82-11 bloque de la página de identificación (páginas 01 -99), y se observa que el daño de la Erosión se encuentra en la cara exterior de la puerta en ambos lados, derecho e izquierdo, en la parte delantera (forward edges), esa área es una capa de bronce y se delimita el área afectada y sus dimensiones, en reporte se observa que el área erosionada tiene las medidas: Longitud 14.5 pulgadas, ancho de 0.478 pulgadas y la profundidad de la Erosión alcanza 4 capas, en esta referencia nos muestra que la capa de bronce es el ítem 15, pero el problema que se ve para esta reparación es que se ven afectadas 4 capas (ver figura 18)

A320
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

DOOR - FWD NOSE GEAR

1. Doors - FWD Nose Gear - Identification Scheme

ITEM NOMENCLATURE	REFER TO
- Doors - FWD Nose Gear	Figure 1

NOTE: Refer to Chapter 52-80-00, Page Block 001 where you can find the Modification/Service Bulletin List.

52-82-11 Page 1
May 01/06

Printed in Germany

- NOMBRE DEL MANUAL Y TIPO Y MODELO DE AVION
- NOMBRE DEL COMPONENTE
- CONTENIDO Y REFERENCIA DEL SRM
- EL BLOQUE DE PAGINAS 00-99 SE ENCUENTRA LO REFERENTE A LA IDENTIFICACION

A320
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

UBICACIÓN DE LA PUERTAS DEL TREN DE ATERRIZAJE DE NARIZ

SECTION B-B

LH DOOR SHOWN
RH DOOR SYMMETRICAL

ITEM	NOMENCLATURE	SPECIFICATION AND/OR SECTION CODE	THICKNESS IN MIL (IN.) AND/OR PARTNUMBER	I/C	ACTION OR REPAIR	STATUS (MOD/PROP) SB/RC
1	Panel		d52810020004 005		PB 101 PB 201	
1A	Panel		d52810111000 001	01	PB 101 PB 201	A20190P0689A
1B	Panel		d52810111002 003	01	PB 101 PB 201	A25455P04009
1C	Panel		d52810111004 005	01	PB 101 PB 201	A31523P07258
1D	Panel		d52810111006 007		PB 101 PB 201	A151611600711
5	Carbon Fabric	Pq1013935300				
10	Glass Cloth	Pq1005602601				
15	Bronze Cloth	Pq1005911000				

ASSY Dwg.: d52810018, d52810110, d52810142, d52810206

EL AREA AFECTADA POR EROSION ESTA EN LA CARA EXTERNA Y PARTE FRONTAL DE LA CAPA 15. NO SE ENCUENTRA DAÑO EN EL HONEYCOMB

SEGÚN LA TABLA NUESTRO ITEM ES LA NUMERO 15. QUE CORRESPONDE QUE LA CAPA NUMERO 15 ES UNA MALLA DE BRONCE.

Figura 18. Identificación del ítem afectado.

Ahora se verifica si el daño está dentro de los límites permisibles definidos o si requiere algún tipo de reparación en el SRM. Esto se hace mediante el bloque de páginas de daños admisibles (páginas 101 - 199) del capítulo / sección específica relacionada, para nuestro caso la referencia es: SRM 52-82-11 bloque de páginas 101, el cual las puertas del tren de nariz están fabricadas de material compuesto, específicamente de fibra de carbono con plástico reforzado. En el contenido de esta sección se puede la parte 3 que nos da los criterios de Evaluación del daño y la parte 5 que son los datos de la permisibilidad y daño reparable. (Ver figura 19)

A320
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

DOORS - FWD NOSE GEAR

CAUTION: OBEY THE ALLOWABLE DAMAGE EFFECTIVITY PER WEIGHT VARIANT AND AIRCRAFT TYPE GIVEN IN THE RELEVANT PARAGRAPH.

1. General

CAUTION: HIDDEN DAMAGE CAN LEAD TO A FAILURE OF THE REPAIR OR SURROUNDING STRUCTURE.

A. This topic contains allowable damage data for CFRP parts of forward nose gear doors.

Allowable damage is damage for which a structural repair is not necessary. You must remove the damage down to a smooth contour and compare with the allowable damage limits given in the relevant Chapter.

B. The column ACTION OR REPAIR in the relevant identification page block gives references for repairs. These are necessary if the reworked part is out of the allowable damage limits.

NOTE: For definition of allowable damage refer to Chapter 51-11-11.

NOTE: For Damage/Repair Data Recording refer to Chapter 51-11-15.

2. Inspection and Damage Assessment

3. Damage Evaluation

4. Component Zoning

CAUTION: OBEY THE REPAIR EFFECTIVITY PER WEIGHT VARIANT AND AIRCRAFT TYPE GIVEN IN TABLE 101.

5. Allowable and Repairable Damage Data

AIRCRAFT	WEIGHT VARIANT
A320-100	ALL
A320-200	ALL

Effectivity per Weight Variant and/or Aircraft Type
Table 101

52-82-11 Page 101
May 01/06
Printed in Germany

EN ESTE BLOQUE DE PAGINAS SE EVALUA EL DAÑO ENCONTRADO DE MATERIAL COMPUESTO (CFRP) DE LAS PUERTAS DEL TREN DE NARIZ.

ADEMAS NOS PROPORCIONA CRITERIOS DE INSPECCION Y DE VALORACION DEL DAÑO, EVALUACION DEL DAÑO, ZONA O UBICACION DEL COMPONENTE Y TOFA LA INFORMACION ACERCA DE LA PERMISIBILIDAD Y DE REPARACION SEGUN LA EFECTIVIDAD DE LA AERONAVE.

Figura 19. Contenido del bloque de páginas de daños admisibles.

En esta referencia SRM 52-82-11 podemos apreciar que el párrafo 5B y 5C, nos da los límites de operación y los daños permisibles de las puertas del tren de aterrizaje de nariz (ver figura 20), en este caso en específico nos envía a la figura 102, ya que nuestra área afectada es la Zona 1. Si a este daño le aplica alguna reparación temporal o permanente es necesario referirnos al bloque de páginas 201 de SRM 52-82-11.

5. Allowable and Repairable Damage Data

B. The allowable damages and operating limits data for the forward nose gear doors in accordance with zones (Refer to Figure 101, Sheets 1 and 2) are defined in :

(1) Zone 1 (Refer to Figure 102).

(2) Zone 2 (Refer to Figures 103 and 104, Sheets 1 and 2).

C. The corresponding temporary and permanent repairs are defined in the repair instructions, refer to Chapter 52-82-11, Page Block 201.

Figura 20. Limites de operación de los daños.

En la figura 101, se especifica la zonificación de las puertas del tren de aterrizaje de nariz, por lo que podemos apreciar que nuestra zona de estudio, es la ZONA 1. (Ver figura 21)

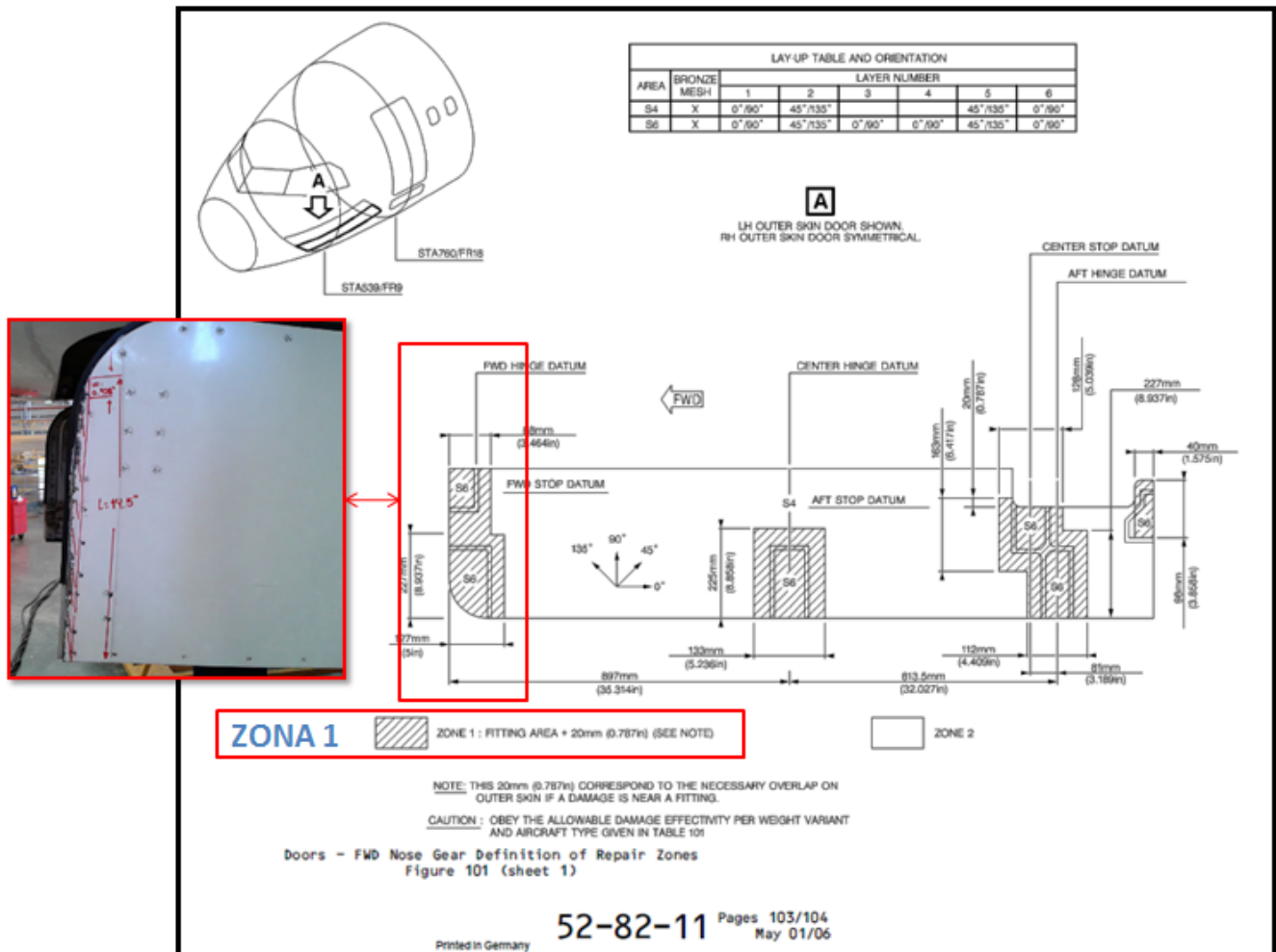


Figura 21. Identificación de la zona afecta

Luego ya identificada nuestra zona, que es la Zona 1, con la figura 102 se procede a realizar el criterio de evaluación o valoración del daño. Como nuestro caso se menciona que es la capa de bronce y además otras 3 capas, en total son 4 capas, según la figura el área es mayor que 100 mm, por lo que procede a ser una reparación autorizada y según lo requerimientos NO aplica una reparación temporal, sino que es una reparación permanente y nos da como referencia el SRM 52-82-00 Figura 203.

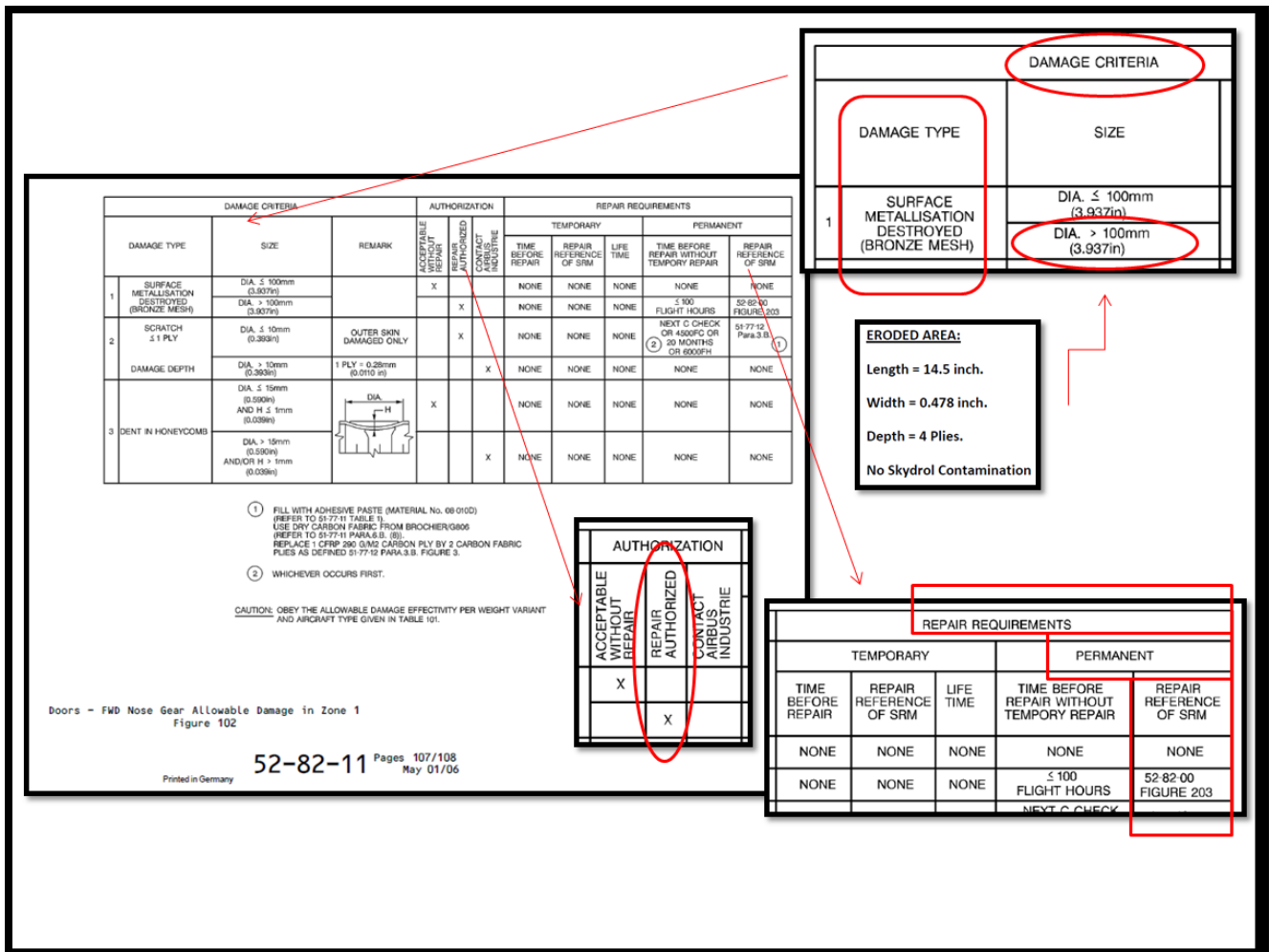


Figura 22. Criterios de los límites de daños y reparaciones permisibles

En la figura 203, se observa que la reparación propuesta en el SRM no aplica, ya que el daño no solamente esta presente en la capa de Bronce, sino que abarca otras 3 capas mas y es de mayor tamaño al criterio del diámetro propuesto en la reparación (Ver figura 23).

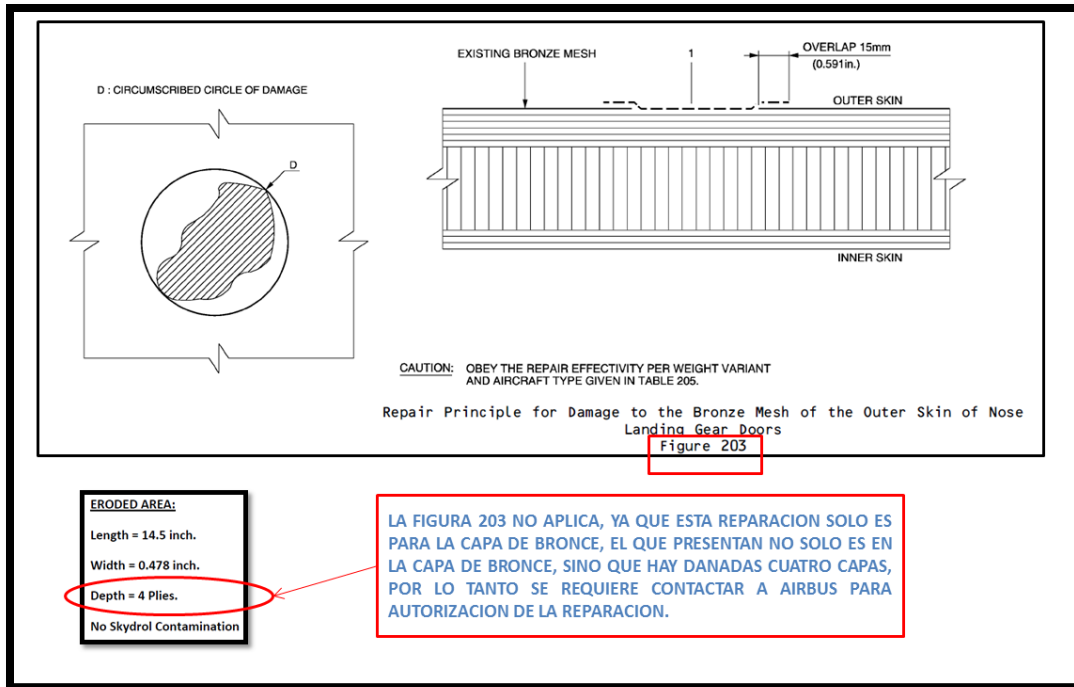


Figura 23. Principio de la reparación de la capa de Bronce de parte externa de las puertas de aterrizaje.

Como no aplica dicha reparación, según el flujo del proceso de reparación es necesario que el departamento de Ingeniería contacte al representante de AIRBUS. El Ingeniero a cargo de dicha reparación, debe enviar una propuesta al representante de AIRBUS y este debe dar el visto bueno. Para este daño en específico el Ingeniero de Mantenimiento propone el Procedimiento de Reparación para un daño en la parte delantera del tren de nariz, según la referencia SRM 52-82-00 bloque de paginas 201 de Reparación y párrafo 5S y Figura 219. (Ver figura 24).

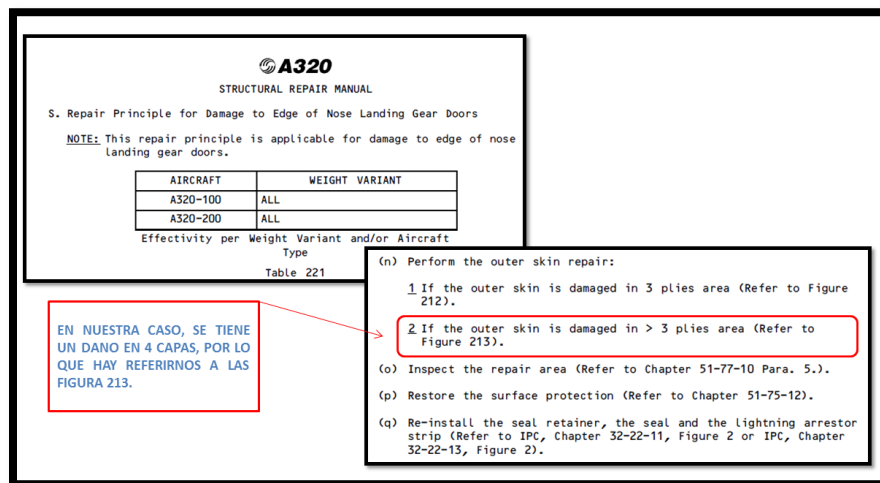


Figura 24. Tema y referencia de la propuesta de reparación hacia AIRBUS.

La referencia SRM 52-82-00 bloque de paginas 201 de Reparación y párrafo 5S se aprecia que nos indica que veamos la figura 213 del SRM para un daño mayor o igual a capas, ya que nuestro daño se ve afectado en 4 capas en la zona exterior de las puertas del tren de aterrizaje (Ver figura 25).

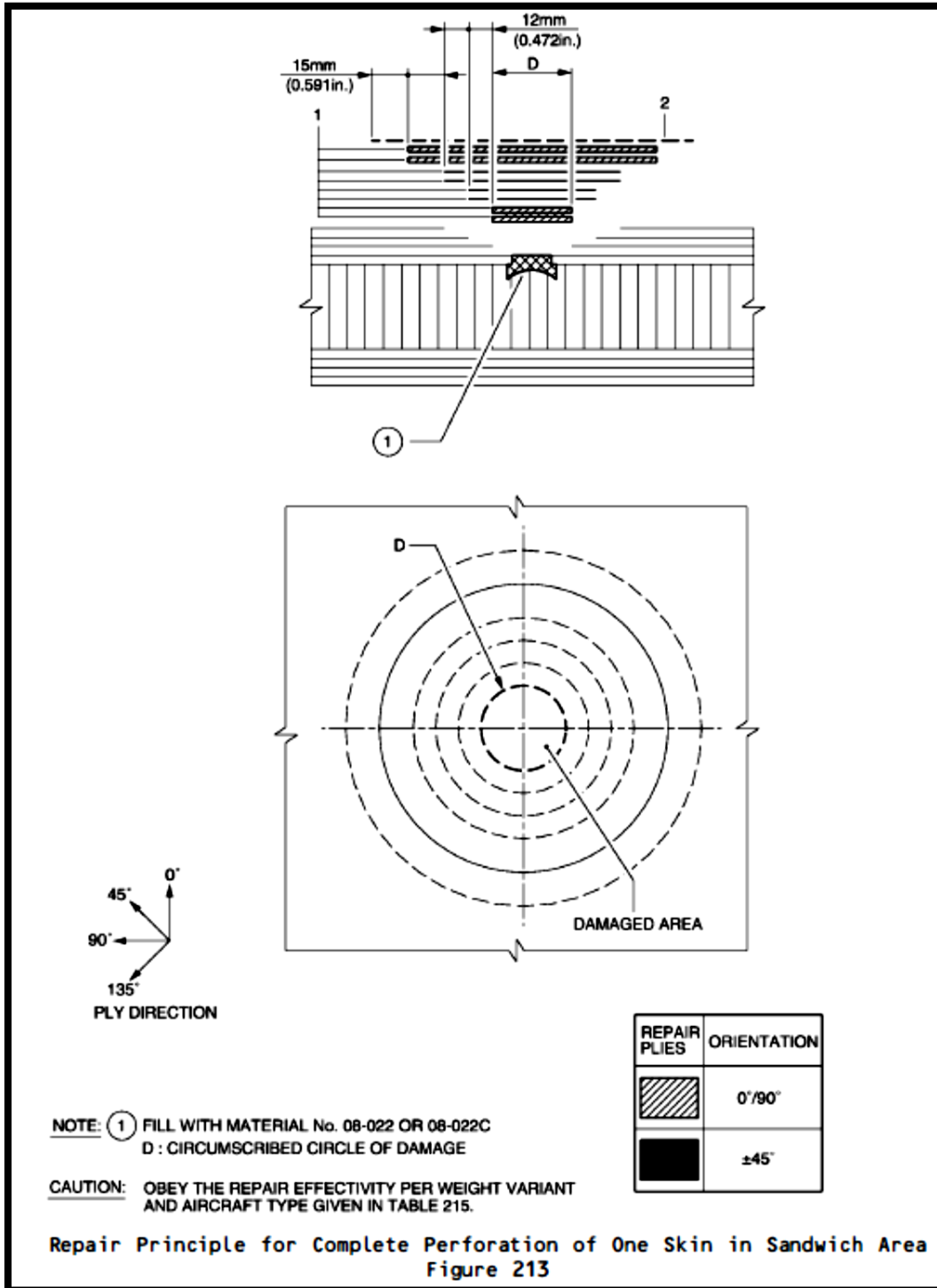


Figura 25. Propuesta de Reparación final para las puertas del tren de aterrizaje.

En la figura 26, se observa el procedimiento de la reparación a utilizar en la cara externa de las puertas de aterrizaje, los materiales a utilizar, las precauciones a seguir y las instrucciones de la reparación.

M. Repair Principle for Complete Perforation of One Skin in Sandwich Area			
NOTE: This repair principle is applicable for perforation in outer skin located in >3 plies area.			
(1) Repair Materials			
ITEM	NOMENCLATURE	QTY	MATERIAL/REMARKS
1	Repair ply made from	AR	Refer to Figure 213
-	Dry carbon fabric	AR	Material No. 20-021 (Refer to
(2) Repair Instructions (Refer to Figure 213)			
NOTE: For flush skin repair (Refer to Chapter 51-77-12 Para. 3.D.(1)).			

Figura 26. Procedimiento de reparación de daño en específico de las puertas del tren de nariz

Esta comunicación se realiza a través de correos electrónicos para dejar comprobante del proceso de aprobación de la reparación, el representante de AIRBUS valorara todas condiciones de la propuesta de reparación y autorizara dicha reparación, al final se genera la RDAS como un sumario de todo el proceso que conlleva la reparación permanente de las puertas del tren de nariz.

Al final de todo el proceso, el departamento de Ingeniería realiza la EO (Engineering Order/Orden de Ingeniería) que engloba todo el proceso de la reparación, la cual ya fue aprobada por el representante de AIRBUS, este flujo de proceso es realizado por personal de mantenimiento y de inspección, de acuerdo a la referencia provista en la EO, como el SRM y el NTM. En el ANEXO 1 se muestra una Orden de Ingeniería (EO, por sus siglas en ingles) del grupo TACA, para la reparación de la puerta izquierda del tren de nariz por el daño de Erosión y el cual es tratada como una reparación permanente.

CONCLUSIONES

- El proceso de identificación, evaluación y reparación de daños, en partes estructurales fabricadas con materiales compuestos, establecido en el manual de mantenimiento (SRM) del fabricante es muy útil garantizar la confiabilidad de la aeronave.
- El Manual de Reparación Estructural o en Ingles Structural Repair Manual (SRM), es un manual de procedimientos para reparaciones, pero la gama de daños que podrían ser en una aeronave es tan grande que es imposible tener todas las propuestas de reparación en dicho manual.
- No todas las reparaciones estructurales están establecidas en el manual de mantenimiento (SRM), por lo que el Departamento de Ingeniería es el delegado para proponer a AIRBUS el procedimiento de la reparación manteniendo la integridad estructural de la puerta de aterrizaje.
- El daño principal encontrado en las puertas de los trenes de aterrizaje es la Erosión, lo cual conlleva a una valoración del daño, para ver si esta dentro o fuera de los límites, si esta dentro de los límites permitidos el fabricante AIRBUS, a través de los criterios establecidos en el SRM, manifiesta que NO es necesario realizar una reparación, pero si dar seguimiento para que no afecte la aeronavegabilidad estructural. Si es daño esta fuera de los límites, es necesario realizar una reparación permanente, de acuerdo a la propuesta realizada por el Departamento de Ingeniería, dicha propuesta debe de ser avalada por el representante de AIRBUS y así mantener la integridad de la estructura.
- Todos los documentos utilizados y realizados en las reparaciones se consideran Datos Aprobados tanto por el fabricante como por las autoridades de aviación civil, lo que demuestra que implícitamente la reparación es confiable y están dentro del programa de mantenimiento.
- El personal que participa en dicho proceso, esta altamente calificado, cualificado y entrenado de acuerdo a los requisitos del fabricante y de las autoridades de aviación civil para poder desarrollar las tareas de mantenimiento y de inspección.

RECOMENDACIONES

El Manual de Reparación Estructural o en Ingles Structural Repair Manual (SRM), es un manual de procedimientos para reparaciones, pero la gama de daños que podrían ser en una aeronave es tan grande que es imposible tener todas las propuestas de reparación en dicho manual. Por lo que el fabricante AIRBUS, en su flujo de proceso de reparación, permite que se le haga una propuesta de la reparación que debe de mantener la integridad y confiabilidad estructural, esto lo realiza a través del departamento de Ingeniería de la Aerolínea o en su defecto se le delega al departamento de Ingeniería de la estación reparadora. Este proceso de contactar a AIRBUS implica costos para la aerolínea, ya que se cobra por las horas que ingeniería contacta a AIRBUS y se llega a la aprobación final de dicha reparación.

En este proceso AIRBUS puede aceptar o no la propuesta. Cuando AIRBUS acepta la propuesta de la reparación sugerida por el departamento de Ingeniería, genera un documento para que el personal de mantenimiento pueda realizarla que es denominada Orden de Ingeniería (en Ingles Engineering Order). Si AIRBUS no acepta la propuesta, ellos podrían sugerir el proceso de la reparación, esto implica más tiempo y más costos para la aerolínea, ya que se cobra por hora. Por lo que el departamento de Ingeniería se ve influenciado, que cuando se propone una reparación a AIRBUS debe de ser la adecuada, para no incrementar los tiempos de horas de ingeniería que representan costos para la aerolínea.

Por lo que AIRBUS y el departamento de Ingeniería están en contacto para determinar la mejor opción para realizar la reparación, AIRBUS confirma la aprobación de la reparación que propuso el departamento de Ingeniería a través de la RDAS (Repair Design Approval Sheet), por lo que se recomienda:

- ✓ Proponer a AIRBUS mejorar el diseño de las puertas de los trenes de aterrizaje, utilizando una placa de externa de acero inoxidable de un espesor de aproximadamente 0.016" – 0.020", solo en la parte frontal de las puertas para evitar el problema de Erosión.
- ✓ Que el departamento de ingeniería, genere un Manual para la familia de Aviones AIRBUS A319/A320/A321, en el cual estén contempladas las reparaciones típicas (en ingles Typical Repair Manual "TRM") que no estén contenidas en el SRM. El objetivo es proporcionar una fuente confiable para la reparación y reducir costos para la Aerolínea. Se pretende como un suplemento (no sustituir) los datos proporcionados Airbus a través de la AMM, SRM, y otros documentos de mantenimiento. Cada una de las reparaciones contenidas en el TRM debería de incluir los siguientes 6 puntos: Lista de materiales, tipos de elementos de sujeción, procedimiento de reparación, notas específicas de la reparación, notas generales y Aprobación

(A través de una RDAS). Esto es reducción de gastos para la aerolínea, ya que al tener una reparación aprobada por AIRBUS en el TRM, se ahorra tiempo en el proceso de la reparación y no se incurren en gastos por el departamento de ingeniería.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Structural Repair Manual (SRM) for AIRBUS A320, Introduction and Chapter 51 Standard Practices and Structures.
- [2] Orden de Ingeniería del Grupo TACA, EO. No.: A320HC52-004/14 R0 ATA 52 – DOORS - LH NOSE LANDING GEAR DOOR – EROSION – PERMANENT REPAIR
- [3] Orden de Ingeniería de VOLARIS, EO. No.: VA-52-0043, XA-VOW – DOORS - NOSE LANDING GEAR DOORS – LH FWD SIDE DOOR - EROSION DAMAGE ON LEADING
- [4] Dale Crane (1994-1999), Aviation Maintenance Technician series: AIRFRAME, Volume 1, Second Edition.
- [5] Kroes/Watkinn/Delp, Aircraft Maintenance & Repair, Sixth Edition, MacGraw-Hill
- [6] Aviation Maintenance Technician Handbook – General, Chapter 5: Aircraft Materials, Processes, and Hardware (PDF), 2008
- [7] Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe, Volume , Chapter 4 Aircraft Metal Structural Repair, 2012

ANEXO I

Articulo - Reparación de Erosión en las del Puertas del Tren de Aterrizaje de Nariz de la Aeronave AIRBUS A320 fabricadas utilizando Material Compuesto.

ANEXO II

Orden de Ingeniería del Grupo TACA.

EO. No.: A320HC52-004/14 R0

ATA 52 – DOORS O LH NOSE LANDING GEAR DOOR – EROSION – PERMANENT REPAIR

ANEXO III

Engineering Order Instructions Filled