

INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA
UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN**

PROYECTO DE TITULACIÓN CURRICULAR

CLASIFICACIÓN DE DAÑOS Y APLICACIÓN DEL PROCESO DE INGENIERIA EN LAS REPARACIONES ESTRUCTURALES DEL FUSELAJE DEL B-727 XA-HOV DE LA ESIME TICOMÁN

BÁRCENAS DOMÍNGUEZ JOSÉ ALBERTO

CRUZ GARCÍA LUIS ÁNGEL

MARTÍNEZ RAMÍREZ GONZALO ABEL

MAY ORTIZ ERIKA PATRICIA

RODRÍGUEZ CABO MERCADO ROBERTO

ASESORES:

ING. FLORENCIO TOMAS ESTRADA ROSALES

M.B.A. MARCOS FRAGOSO MOSQUEDA

Índice.

<i>Resumen</i>	6
<i>Introducción</i>	8
<i>Capítulo I Planteamiento de la afectación de daños a la piel y la estructura del fuselaje</i>	
1.1 Surgimiento del problema estructural.	13
1.2 Objetivo general	15
1.3 Objetivos específicos	16
1.4 Justificación	16
1.5 Alcance	16
<i>Capítulo II Marco teórico y referencial</i>	
2.0 Ingeniería de materiales	17
2.0.1 Ensayo de tensión	
2.0.2 Ensayo de corte directo (Remaches)	
2.0.3 Dureza	
2.1 Estructura de la aeronave	28
2.2 Concepto del diseño de las reparaciones	30
2.2.1 Diseño de cortes	
2.2.2 Refuerzos	
2.2.3 Sujetadores	
2.2.3.1 Tipo de sujetadores.	
2.3 Tipos y clasificación de reparaciones.	35
2.3.1 Tipos	
2.3.1.1 Reparaciones externas	
2.3.1.2 Reparaciones tipo sándwich	

2.3.2	Clasificación	
2.3.2.1	Reparaciones permanentes	
2.3.2.2	Reparaciones internas	
2.3.2.3	Reparaciones temporales	
2.4	Descripción del fuselaje.	38
2.5	Tipos de inspección para detectar daños.	41
2.5.1	Pruebas de inspección.	
 <i>Capítulo III Metodología</i>		
3.1	Descripción de pasos a seguir para lograr los objetivos específicos	46
3.2	Definir los Instrumentos a utilizar para la recopilación de información para el desarrollo del proyecto o propuesta	48
 <i>Capítulo IV Desarrollo</i>		
4.1	Localización de las estaciones en la aeronave.	50
4.2	Inspección de la aeronave	53
4.3	Clasificación de daños	54
4.4	Reparación de daños	77
4.4.1	Reparación de rasguños y melladuras	
4.5	Material y herramienta	82
4.6	Orden de ingeniería	85
4.7	Formato DGAC 46	113
4.8	Reparación didáctica	115
 <i>Capítulo V Análisis de resultados</i>		
5.1	Análisis de los materiales de las partes removidas e instaladas	119
5.1.1	Herramienta	
5.1.2	Material	

5.2 Alternativas de solución	134
<i>Conclusiones</i>	138
<i>Recomendaciones</i>	139
<i>Referencias</i>	140
<i>Glosario técnico</i>	141
<i>Acrónimos</i>	143
<i>Anexos</i>	<i>CONSULTAR CD.</i>
<i>FAR 43</i>	
<i>FAR 65</i>	
<i>FAR 91</i>	
<i>FAR 145</i>	
NOM-021/3-SCT3-2001	
Práctica #1. Medición de daños	
Práctica #2. Inspección de daños	
Práctica #3. Realización de una Orden de Ingeniería	

CLASIFICACIÓN DE DAÑOS Y APLICACIÓN DEL PROCESO DE INGENIERIA EN LAS REPARACIONES ESTRUCTURALES DEL FUSELAJE DEL B-727 XA-HOV DE LA ESIME TICOMÁN

Objetivo general.

Desarrollar procedimientos para las reparaciones estructurales que no se encuentran en el SRM del Boeing 727 de la ESIME Ticoman de forma que se apliquen los conocimientos de ingeniería para este tipo de reparaciones.

Alcance.

Realizar una reparación estructural en función de los recursos materiales e infraestructura disponibles en la ESIME para llevar a cabo la rehabilitación de las pieles dañadas del fuselaje de la aeronave B-727, y aportando las bases para poder llevar a cabo este tipo de reparaciones dentro de las instalaciones de la ESIME Ticoman; tomando en cuenta que la aeronave se utilizará para fines didácticos; aplicando los conocimientos de ingeniería obtenidos durante la carrera.

Resumen

Desde que se inicio la aviación, se ha buscado la forma de mantener activa a la aeronave en todos los aspectos, es decir; que se ha tratado de mantener en un estado el cual permita que la aeronave sea segura en todos sus sistemas y componentes que la constituyen.

Como primer punto se sabe que la aeronave está constituida estructuralmente por una serie de elementos estructurales llamados de diferentes formas debido a su posición y uso por ejemplo los largueros, larguerillos, cuadernas y estructuras principales como ejemplo los mamparos de presurización, por el número de estos elementos para tener un adecuado control y una mejor localización, de estos se clasifican de acuerdo al código ATA 100 por zonas y por estaciones, por ejemplo para el caso de la aeronave Boeing 727-200 esta cuenta con 1138 estaciones en el fuselaje que van desde la punta del radomo hasta el final del cono de cola del fuselaje.

Se refiere a esta aeronave en específico debido a que la compañía aérea "Mexicana de aviación", realizó la donación de la aeronave a las instalaciones de la ESIME (Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica) unidad profesional Ticoman, con fines educativos por la condición de posibles daños estructurales que presentaba y que se incrementaron durante su traslado a la ESIME unidad profesional Ticoman. Por estas condiciones se decidió elaborar un análisis de posibles reparaciones estructurales al fuselaje, con la finalidad de mostrar cual es el procedimiento real y teórico de una reparación en esta área de la aeronave y que es precisamente una de sus células principales.

En la clasificación general de daños estructurales hay tres clases de reparación permanentes "A", parcial "B" y no permanentes o temporales "C" de acuerdo al SRM, es por hecho que sólo, se establecen las estaciones siguientes STN 1183LH el cual presenta un daño MAJOR, y la STN 400RH dónde se encuentra una melladura. Al momento de clasificar los daños se efectuó la medición de los mismos utilizando el sistema de unidades ingles.

Se realizó una orden de ingeniería para ordenar la reparación del daño estructural, la cual tuvo que diseñarse, debido a que el daño en la STN 1183LH no es permisible dentro del SRM. En el desarrollo del procedimiento de elaboración de la orden de ingeniería (O I) se muestra también el llenado de la misma, las O Is son elaboradas por el departamento de ingeniería dentro de una empresa aeronáutica. Cabe resaltar que este daño se puede llegar a programar la reparación definitiva a corto plazo con la ayuda de los alumnos que están en servicio social en la ESIME Ticoman.

Sin embargo todo este procedimiento se tiene reglamentado y por tal motivo se tiene que llenar un formato denominado forma DGAC, la cual se debe elaborar dentro de un taller aeronáutico autorizado.

Como sabemos todos los procedimientos de modificaciones, mantenimiento y reparación en cualquier aeronave esta normada y para este caso se tomaron en cuenta la documentación FAR dentro de los cuales para motivos de desarrollo de este proyecto nos referimos al FAR 43, 65, 91 y 145.

Por otro lado se establecen mejoras para los procedimientos de reparación que se tienen predeterminadas para los diferentes tipos de daños, los cuales se encuentran dentro del SRM siempre y cuando sea catalogado como un daño permisible; sin embargo estos procedimientos pueden tomar demasiado tiempo en su reparación y como consecuencia directa un alto costo en el proceso. Para solucionar esta problemática se realizaron visitas a la empresa “Mexicana de Aviación” donde encontramos que lo más laborioso para realizar una reparación en las aeronaves Boeing es: diseñar la separación entre remaches para llevar a cabo la reparación del daño.

Por tal motivo se establece dentro de este documento un software de nombre “GIMP”, el cual nos permite llevar a cabo una simulación de cómo se colocaran los remaches en el daño además de poder tener el daño sobre un plano y poder tomar las medidas exactas; esta aplicación ahorra tiempo y costos para elaborar la reparación. Esto es un proceso de mejora para realizar una reparación en la cual se debe aplicar un diseño de la misma, es de fácil manejo en cuanto a las herramientas que maneja éste software.

Finalmente se elaboro un análisis con el cual se determina el material y herramienta necesaria para realizar las reparaciones seleccionadas, y con las que se cuenta dentro de la ESIME Ticoman y así poder dimensionar las instalaciones con las que se cuenta.

Se recomienda un material alternativo el cual puede servir solo con fines didácticos dado que en el manual nos indica el material de reemplazo. Al cual se le aplicaron ensayos de tensión y flexión utilizando el sistema de unidades internacional.

Se dan alternativas de solución las cuales son principalmente las problemáticas que se tuvieron para poder lograr los objetivos establecidos.

Introducción

Durante los últimos 20 años, el mantenimiento ha cambiado notablemente. Esto se debe principalmente al importante aumento en el número y tipo de aeronaves, las nuevas tecnologías en los sistemas de las mismas, que deben ser mantenidos en todo el mundo, diseños más complejos, nuevos métodos de mantenimiento, una óptica cambiante en la organización del mantenimiento y sus responsabilidades.

En los años 50's había aumentado la cantidad y la complejidad de todo tipo de aeronaves, la industria estaba empezando a depender de ellas. Al incrementarse esta dependencia, se centro la atención en el tiempo de parada de la maquina. Esto llevo a la idea de que las fallas en los equipos deberían ser prevenidas, llegando al concepto de "*Mantenimiento Preventivo*". En la década de los 60's esto consistió principalmente en reparaciones MAJOREs a intervalos regulares prefijados. Ver tabla 1

Tabla 1. Generaciones del mantenimiento		
1ª Generación	2ª Generación	3ª Generación
Reparar cuando sea necesario.	Reparación MAJOR necesaria. Sistemas para planear y controlar el trabajo.	Condición y monitoreo. Diseño de confiabilidad y mantenabilidad. Análisis de modos y efectos de falla. Multidisciplinas y trabajo de equipo.
1940 – 1950	1960 – 1970	1980 – 1990 - 2000

El costo del mantenimiento comenzó a elevarse rápidamente en relación a otros costos operacionales. Esto llevo a la creación del sistema de "*Planeación y Control del Mantenimiento*". Logrando mantener los costos de mantenimiento bajo control, estableciéndose así el PPC como parte de la práctica del mantenimiento.

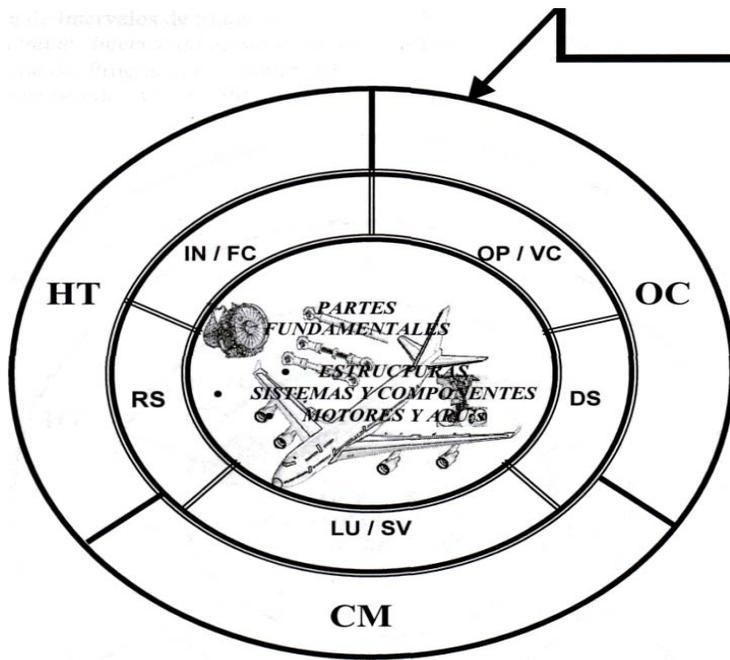
Por último, la suma de capital ligado a activos fijos junto con un elevado incremento en el costo de capital, llevo a la gente a buscar la manera de maximizar la vida útil de estos activos / bienes.

En la filosofía del mantenimiento emitidas por un grupo de expertos que recibió el nombre de (MAINTENANCE STEERING GROUP) que desarrollaron primero el (MSG-1, MSG-2, MSG-3), el departamento de AIR TRANSPORT ASOCIATION (ATA). Donde este último ha publicado un sistema basado en un diagrama de

decisión lógica que se utiliza para establecer los programas de mantenimiento para así asegurar que se mantenga la confiabilidad inherente al diseño original.

LÍMITE DE VIDA	A CONDICIÓN	CONDICIÓN MONITOREO
REQUIERE REPARACIONES MAYORES PERIÓDICAS O REEMPLAZO.	REQUIERE REVISIÓN OC PERIÓDICA O RECOLECCIÓN DE DATOS.	NO REQUIERE SERVICIOS PROGRAMADOS, NI TAREAS PERIÓDICAS PARA VERIFICAR CONDICIÓN.
CM ES UN PROCESO SECUNDARIO	CM ES UN PROCESO SECUNDARIO	CM ES UN PROCESO PRIMARIO

PROGRAMA DE CONFIABILIDAD



De acuerdo a lo antes mencionado y comprendiendo la importancia de un mantenimiento basado en las filosofías de éste, el resultado obtenido es seguridad en todos los sistemas y estructuras que componen el aeronave por lo tanto en este estudio el lector podrá encontrar la descripción minuciosa de los daños encontrados en la aeronave Boeing 727-200, así como el desarrollo de la reparación de estos paso a paso, además de las mejoras que se proponen para poder realizar las reparaciones en un menor tiempo posible. En primera instancia se realizará la inspección, detección y descripción de daños, comúnmente llamado en la aviación como “mapeo”. Aquí se encontrarán los daños clasificados, así

como la referencia de la posible reparación basada en el Structural Repair Manual (SRM) del B727-200. Con el propósito de que en un futuro puedan servir como practicas dentro de las instalaciones de la escuela.

Conservación de la aeronave

Para lograr la conservación se llevan a cabo tareas englobadas en servicios dependiendo de las Horas de Vuelo o Ciclos de Vuelo. A continuación se muestra una tabla con la clasificación de servicios, por tipo de avión:

BOEING 727		AIRBUS A328		BOEING 757		FOKKER 100	
TIPO DE SERVICIO	LIMITE	TIPO DE SERVICIO	LIMITE	TIPO DE SERVICIO	LIMITE	TIPO DE SERVICIO	LIMITE
Transito	Diario	Transito	Diario	Transito	Diario	Transito	Diario
Pernocta	Diario	Diario	Diario	Diario	Diario	Pernocta	Diario
"A"	164 Hrs.	Semanal	7 Días	"A"	500 Hrs / 300 CLS	"A"	250 Hrs.
"B"	320 Hrs.	"A"	500 Hrs.	"C"	6 000 Hrs / 3 000 CLS / 18 Meses	"2A"	300 Hrs.
"2B"	1 640 Hrs.	"2A"	1 000 Hrs.	"2C"	12 000 Hrs / 6 000 CLS / 36 Meses	"3A"	750 Hrs.
Lubricación "2B"	1 640 Hrs.	"4A"	2 000 Hrs.	"3C"	18 000 Hrs / 9 000 CLS / 54 Meses	"4A"	1 000 Hrs.
"C"	4 100 Hrs.	"C"	15 Meses.	"4C"	24 000 Hrs / 12 000 CLS / 72 Meses	"5A"	1 500 Hrs.
Inspección Estructural "D"	24 600 Hrs.	"2C"	30 Meses	"5C"	30 000 Hrs / 15 000 CLS / 90 Meses	"C"	3 000 Hrs.
		"4C"	60 Meses	"6C"	36 000 Hrs / 18 000 CLS / 108 Meses	"2C"	6 000 Hrs.
		"D"	60 Meses	"8C"	48 000 Hrs / 24 000 CLS / 144 Meses	"3C"	9 000 Hrs.
		"E"	120 Meses (9 años)	"10C"	60 000 Hrs / 30 000 CLS / 180 Meses	"4C"	12 000 Hrs.
				"12C"	72 000 Hrs / 36 000 CLS / 216 Meses	"5C"	15 000 Hrs.
						"6C"	18 000 Hrs.
						"7C"	21 000 Hrs.
						"D"	24 000 Hrs.

Descripción de los servicios.

A continuación se describen de manera genérica los servicios de mantenimiento preventivo a ser efectuados a las aeronaves y que agrupan en cada caso, tareas de mantenimiento.

Servicio de Transito:

A ser efectuado por el área de mantenimiento antes de continuar un vuelo y comprende básicamente en una inspección general interior y exterior por daños evidentes, fugas, correcta sujeción, servicio de aguas requerido, atención reportes de bitácora y dejarlo listo para el siguiente vuelo, este servicio se efectúa en un lapso de 20 a 90 minutos dependiendo de la aeronave

Servicio de Pernocta.

Grupo de tareas a ser efectuadas diario en el turno nocturno. Este servicio comprende una inspección por condición general y daños inminentes de la aeronave tanto por el exterior como en el interior, drenado por los colectores de los tanques de combustible y monitoreo de presión de llantas. Se incluye la realización de tareas de los servicios programados de acuerdo a los FC o FH.

Servicio "A".

Grupo de tareas a ser efectuadas en un intervalo de tiempo ya sea en horas de vuelo o días calendario. Es considerado como una inspección primaria. Su propósito es verificar la condición general de la aeronave y sus sistemas.

Servicio "B".

Grupo de tareas a ser efectuadas en un intervalo de tiempo ya sea en horas de vuelo o días calendario. Es considerado un servicio intermedio para examinar la aeronave y determinar su condición general para mantener la aeronavegabilidad de la misma.

El servicio incluye pruebas operacionales y requiere la apertura de algunos registros de acceso así como los puntos contenidos en el servicio "A" y de pernocta o periódico.

Servicio "C".

Grupo de tareas a ser efectuadas en un intervalo de tiempo ya sea en horas de vuelo o días calendario.

Este servicio involucra pruebas operacionales, pruebas funcionales y requiere de la apertura de registros para facilitar la inspección a ciertas áreas de la estructura de la aeronave.

La realización del servicio "C" requiere el cumplimiento de los servicios "B", "A" y "pernocta".

Se aprovecha el tiempo de la aeronave en tierra para dar cumplimiento a directivas y realizar trabajos adicionales que sea necesario efectuar y requiere la puesta en tierra de la aeronave por un periodo determinado de tiempo.

Servicio "D".

Grupo de tareas a ser efectuadas en un intervalo de tiempo ya sea en horas de vuelo o días calendario.

Este servicio contempla pruebas operacionales, pruebas funcionales y requiere la apertura de registros de acceso para facilitar la inspección a ciertas áreas de la estructura de la aeronave.

La realización del servicio “D” requiere el cumplimiento de los servicios “C”, “B”, “A”, “transito” e “inspecciones estructurales”.

Se aprovecha el tiempo de la aeronave en tierra para dar cumplimiento a directivas y realizar trabajos adicionales que sea necesario efectuar y requiere la puesta en tierra de la aeronave por un periodo determinado de tiempo.

Pruebas funcionales

Es una verificación cuantitativa para determinar si una o más funciones de un sistema, subsistema o componente se realizan dentro de límites especificados. Este trabajo puede requerir el uso de un equipo especial.

Pruebas operacionales

Son aquellas que se requieren para asegurar el buen funcionamiento de un sistema de la aeronave, su periodicidad se establece individualmente de acuerdo con el MPD y forma parte del Manual de Mantenimiento de la Aeronave. No requiere tolerancias cuantitativas, son trabajos para detectar fallas.

Una vez encontrados los daños se clasifican para saber si está contemplada su reparación dentro del SRM, si es el caso se elabora una orden de trabajo (WO se abrevia así por su origen en ingles - Work Order), en caso contrario se elabora una orden de ingeniería que el fabricante debe aprobar para su realización.

Se proporciona el formato en blanco de la orden de ingeniería para poder elaborarla durante el desarrollo de una práctica recomendada para lograr los objetivos establecidos.

Para lograr el objetivo principal se lleva a cabo una metodología la cual se complemento con un software llamado “Gantt Project” el cual es una herramienta muy útil con la cual el usuario puede medir el avance y tiempo real en la elaboración de cualquier proyecto teniendo un control absoluto de las actividades.

Capítulo I

Planteamiento de la afectación de daños a la piel y la estructura del fuselaje

1.1 Surgimiento del problema estructural.

Al concretar la donación de la aeronave hacia la ESIME Ticoman, la aeronave fue trasladada de la Base de Mantenimiento de Mexicana de Aviación a las instalaciones de la ESIME Ticoman en trailers de carga pesada que ofreció como apoyo una empresa particular. Desde el 14 de junio de 2004, veinticinco estudiantes de la ESIME Ticoman (integrantes de la Asociación de Alumnos de Ingeniería Aeronáutica) junto con personal docente y autoridades de ESIME Ticoman iniciaron las gestiones para la donación y empezaron los trabajos para seccionar la nave en cuatro partes, ya que el fuselaje consta de 4 secciones las cuales son: sección 41, sección 43, sección 46 y sección 48.

Durante su desensamble, transportación y ensamble en la UPT (Unidad Profesional Ticoman) se provocaron algunos daños, ya que no se tomaron todas las medidas de seguridad y precaución, durante este proceso de los cuales se han seleccionado algunos daños para que se lleve a efecto la reparación estructural correspondiente como se puede ver más adelante. Ver figuras de la 1 a la 4 donde se ilustran los daños seleccionados.

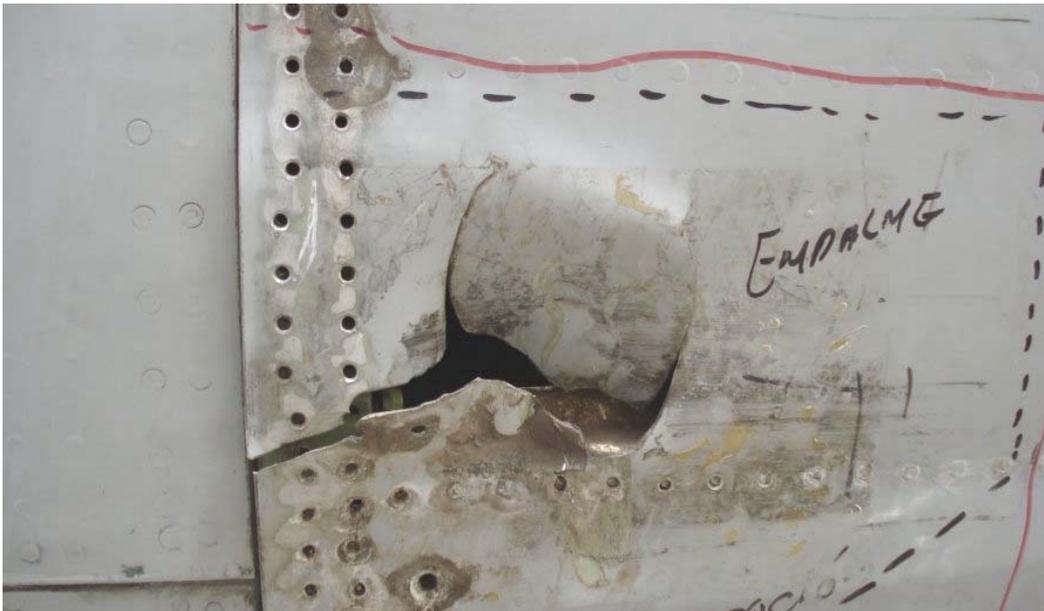


Figura 1. Daño estructural localizado en la estación 1183 del fuselaje.



Figura 2. Reparación realizada, localizada entre las estaciones 1090RH-1070RH del fuselaje.



Figura 3. Indicios de corrosión, localizada en la estación 348.2RH del fuselaje.



Figura 4. Melladuras localizadas en la estación 360RH del fuselaje.

La aeronave donada tenía 30 años de servicio y por lo altos costos de operación y mantenimiento, la empresa decidió sustituirla por otro avión de reciente modelo.

Esta aeronave permitirá conocer el funcionamiento de los sistemas de la aeronave, como son: hidráulico, eléctrico, de propulsión, neumático y de aire acondicionado, por mencionar algunos.

Se podrá estudiar la parte estructural de este modelo de aeronave, las superficies de control, además de las funciones básicas de operación.

Para ello recibieron la asesoría técnica de Mexicana de Aviación, cabe mencionar, que la ESIME Ticoman es la única escuela del país que desde 1936 ofrece la carrera de Ingeniería Aeronáutica, cuyos egresados realizan labores de ingeniería y mantenimiento y diseño de la reparación de los diversos sistemas que conforman un avión.

1.2 Objetivo general

Desarrollar procedimientos para las reparaciones estructurales que no se encuentran en el SRM del Boeing 727 de la ESIME Ticoman de forma que se apliquen los conocimientos de ingeniería para este tipo de reparaciones.

Esto con el fin de poder tener un laboratorio de reparaciones estructurales dentro de las instalaciones de la ESIME, por tal motivo; se ilustraran los pasos a seguir para la realización de las posibles reparaciones y establecer las mejoras para

éstas obteniendo un óptimo conocimiento teórico-práctico dentro nuestra formación.

1.3 Objetivos específicos

- Presentar las alternativas para la realización de reparaciones estructurales en la aeronave B727 XA-HOV.
- Diseño de una reparación estructural MAJOR para capacitación.
- Proporcionar un método didáctico para realizar prácticas, que se incluyen en el anexo de esta tesina..
- Conservación de la aeronave.

1.4 Justificación

Con este proyecto se pretende aplicar los conocimientos adquiridos en Mantenimiento de Aeronaves para poder brindar un servicio a la escuela y un beneficio a otras generaciones. El estado del fuselaje de la aeronave nos da la oportunidad de aplicar nuestros conocimientos adquiridos y proporcionar las bases y mejoras para una posible restauración en cuanto a daños estructurales, y así poder realizar prácticas las futuras generaciones; ya sea conocer los conceptos básicos de reparaciones hasta el conocimiento completo de cómo se llevan a cabo y poder elaborar el llenado de formas pedidas por una autoridad aeronáutica además de las ordenes de ingeniería.

De tal manera que los trabajos de reparación podrán ser efectuados por los alumnos de la ESIME Ticoman dado que se les da la preparación necesaria para poder entender un manual y aplicar los procedimientos.

1.5 Alcance

Realizar un análisis en función de los recursos materiales e infraestructura de la ESIME para llevar a cabo la rehabilitación de las pieles dañadas del fuselaje de la aeronave B727, así como el diseño de la reparación que se encuentra fuera de límites en las especificaciones del manual, tomando en cuenta que la aeronave se utilizará con un fin didáctico y no de transporte; aplicando los conocimientos de ingeniería obtenidos durante la carrera.

Capítulo II

Marco teórico y referencial

Para ciertas estructuras, la resistencia mecánica puede ser el requerimiento principal, mientras que para otras estructuras, las cualidades requeridas pueden ser enteramente diferentes. Por ejemplo, los tanques de combustible deben protegerse contra fugas, mientras que los fuselados deben ser currentilíneos y en todas las superficies que estén actuando sobre el viento deben tener limpieza aerodinámica. Por lo anterior, debe determinarse cuidadosamente la función de cualquier parte dañada de manera que la reparación cumpla con los requerimientos que marca el Manual de Reparaciones Estructurales o lo ordenado por Ingeniería.

Para esto es necesario saber las características de los materiales que se van a utilizar. En caso que se desconozcan las características de los materiales podemos hacer una serie de pruebas o ensayos para poder determinarlas, en las instalaciones de la ESIME Ticoman se cuenta con distintos equipos para realizar diferentes pruebas o ensayos.

2.0 Ingeniería de materiales.

Muchos materiales cuando están en servicio o en operación están sujetos a fuerzas o cargas. En tales condiciones es necesario conocer las características del material para diseñar el instrumento donde va a usarse de tal forma que los esfuerzos a los que vaya a estar sometido no sean excesivos y el material no se fracture. El comportamiento mecánico de un material es el reflejo de la relación entre su respuesta o deformación ante una fuerza o carga aplicada.

La ingeniería de materiales se fundamenta en las relaciones propiedades estructura y diseña o proyecta la estructura de un material para conseguir un conjunto predeterminado de propiedades. Ver figura 5 donde:

a) ilustración esquemática de cómo una fuerza de tensión produce una elongación y una deformación positiva lineal. Las líneas punteadas representan la forma antes de la deformación; las líneas sólidas representan el cuerpo después de la deformación.

b) Ilustración esquemática de cómo una carga de compresión produce contracción y deformación lineal negativa.

c) Representación esquemática de esfuerzo de cizalladura.

d) Representación esquemática de deformación torsional producida por un torque T .

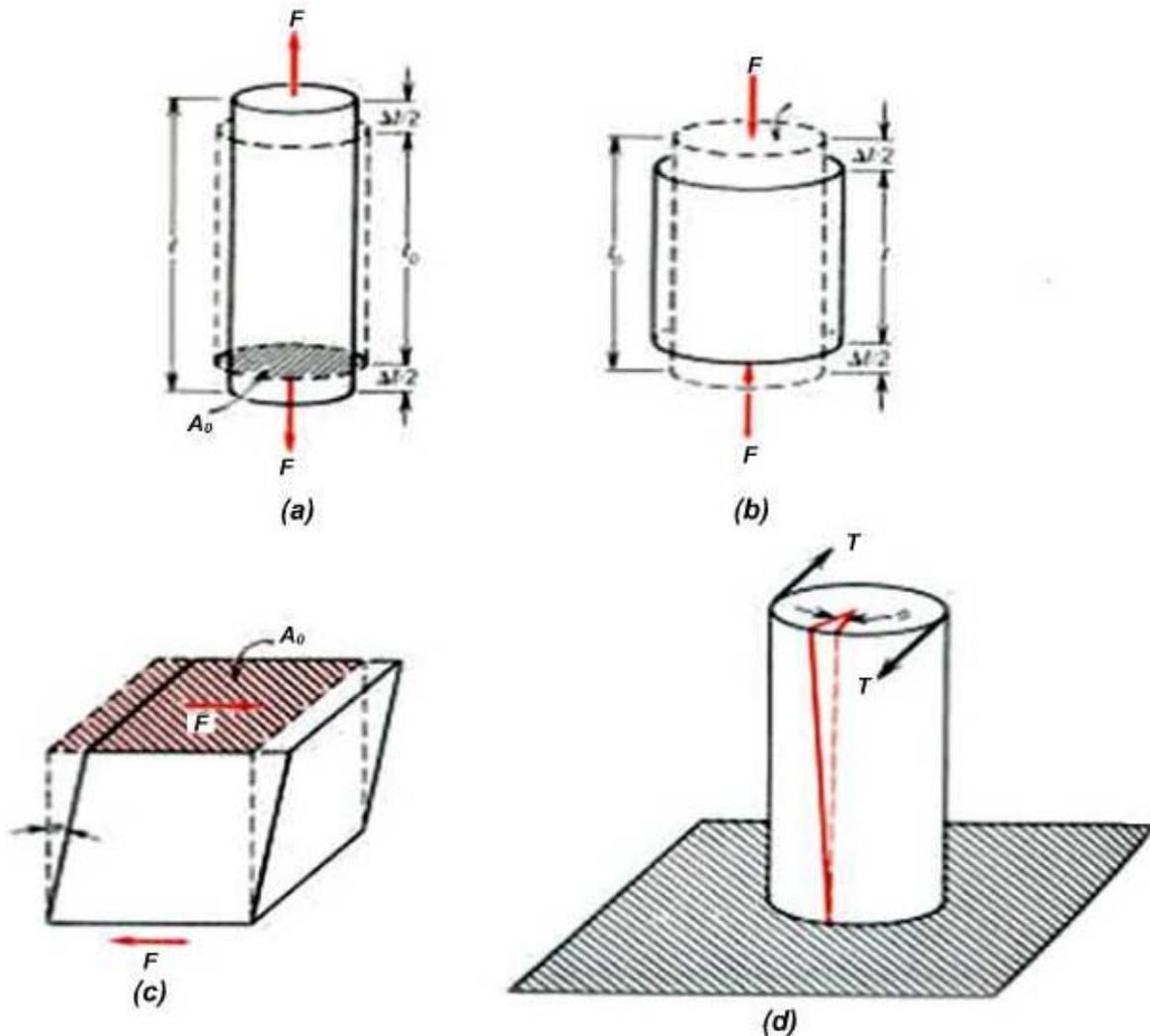


Figura 5. Tipos de fuerzas o cargas aplicadas a los materiales¹.

2.0.1 Ensayo de tensión

El ensayo de tensión se utiliza para evaluar varias propiedades mecánicas de los materiales que son importantes en el diseño, dentro de las cuales se destaca la resistencia, en particular, de metales y aleaciones.

En este ensayo la muestra se deforma usualmente hasta la fractura incrementando gradualmente una tensión que se aplica axialmente a lo largo del eje longitudinal de la muestra. Las muestras normalmente tienen sección transversal circular, aunque también se usan especímenes rectangulares. Ver figura 6.

¹ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

Durante la tensión, la deformación se concentra en la región central más estrecha, la cual tiene una sección transversal uniforme a lo largo de su longitud. La muestra se sostiene por sus extremos en la máquina por medio de soportes o mordazas que a su vez someten la muestra a tensión a una velocidad constante. La máquina al mismo tiempo mide la carga aplicada instantáneamente y la elongación resultante (usando un extensómetro).

Un ensayo de tensión normalmente dura pocos minutos y es un ensayo destructivo, ya que la muestra es deformada permanentemente y usualmente fracturada. Ver figura 6

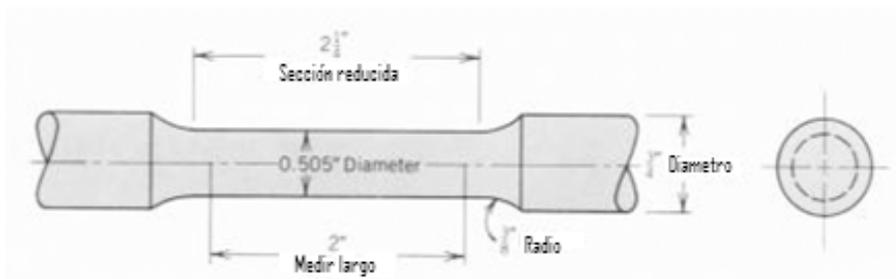
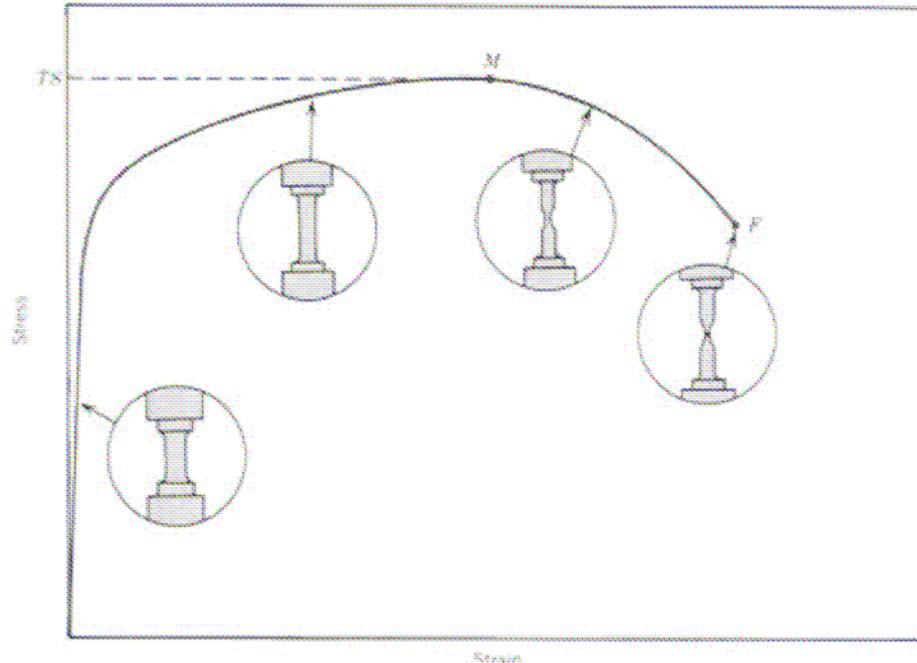


Figura 6. Muestra típica de sección circular para el ensayo de tensión-deformación²

Sobre un papel o pantalla de registro, se consignan los datos de la fuerza (carga) aplicada a la muestra que está siendo ensayada así como la deformación que se puede obtener a partir de la señal de un extensómetro. Los datos de la fuerza pueden convertirse en datos de tensión y así construirse una gráfica tensión – deformación, como la que se observa en la figura 7.

⁷ Ver referencia 6 cap. 51-00 pág. 20 del SRM



Figura

7. Gráfica típica tensión vs deformación³

Las propiedades mecánicas que son de importancia en ingeniería y que pueden deducirse del ensayo tensión – deformación son las siguientes:

1. Módulo de elasticidad
2. Límite elástico a 0.2%
3. Resistencia máxima a la tensión
4. Porcentaje de elongación a la fractura
5. Porcentaje de reducción en el área de fractura

1. Módulo de elasticidad.

En la primera parte del ensayo de tensión, el material se deforma elásticamente, es decir, que sí se elimina la carga sobre la muestra, volverá a su longitud inicial. Para metales, la máxima deformación elástica es usualmente menor a un 0.5%. En general, los metales y aleaciones muestran una relación lineal entre la tensión y la deformación en la región elástica en un diagrama tensión – deformación que se describe mediante la ley de Hooke:

$$\begin{aligned} \sigma &= E\xi \\ E &= \frac{\sigma}{\xi} \end{aligned} \quad \Bigg|$$

Donde: E es el módulo de elasticidad o módulo de Young
 σ Es el esfuerzo o tensión

ξ Es la deformación

El módulo de Young tiene una íntima relación con la fuerza de enlace entre los átomos en un material. Los materiales con un módulo elástico alto son relativamente rígidos y no se deforman fácilmente.

2. Límite elástico.

Es la tensión a la cual un material muestra deformación plástica significativa. Debido a que no hay un punto definido en la curva de tensión – deformación donde acabe la deformación elástica y se presente la deformación plástica se elige el límite elástico cuando tiene lugar un 0.2% de deformación plástica, como se indica en la figura 8. El límite elástico al 0.2% también se denomina esfuerzo de fluencia convencional a 0.2%.

Para determinarlo se procede así:

Inicialmente se dibuja una línea paralela a la parte elástica (lineal) de la gráfica tensión – deformación a una deformación de 0.002 plg.

En el punto donde la línea intercepta con la parte superior de la curva tensión – deformación, se dibuja una línea horizontal hasta el eje de tensión.

El esfuerzo de fluencia convencional a un 0.2% es la tensión a la que la línea horizontal intercepta con el eje de tensión.

Debe aclararse que el 0.2% se elige arbitrariamente y podría haberse elegido otra cantidad pequeña de deformación permanente.

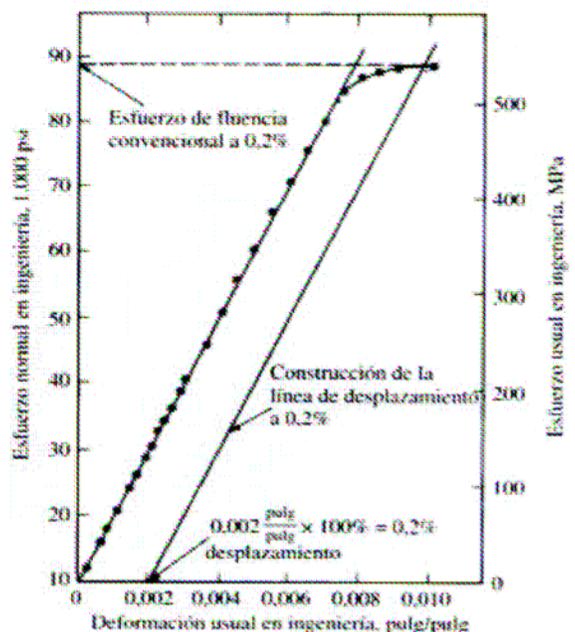


Figura 8. Obtención del límite elástico al 0.2%⁴

3. Resistencia máxima a la tensión.

² Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

³ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

La resistencia máxima a la tensión es la tensión máxima alcanzada en la curva de tensión – deformación. Si la muestra desarrolla un decrecimiento localizado en su sección (un estrangulamiento de su sección antes de la rotura), la tensión decrecerá al aumentar la deformación hasta que ocurra la fractura puesto que la tensión se determina usando la sección inicial de la muestra. Mientras más dúctil sea el metal, MAJOR será el decrecimiento en la tensión en la curva tensión-deformación después de la tensión máxima.

La resistencia máxima a la tensión de un material se determina trazando una línea horizontal desde el punto máximo de la curva tensión – deformación hasta el eje de las tensiones. La tensión a la que la línea intercepta al eje de tensión se denomina *resistencia máxima a la tensión*, o a veces simplemente resistencia a la tensión o tensión de fractura.

4. Porcentaje de elongación (estiramiento).

La cantidad de elongación que presenta una muestra bajo tensión durante un ensayo proporciona un valor de la ductilidad de un material. La ductilidad de los materiales comúnmente se expresa como porcentaje de la elongación, comenzando con una longitud de calibración usualmente de 2 pulg (5,1 cm). En general, a MAJOR ductilidad (más deformable es el metal), MAJOR será el porcentaje de la elongación.

El porcentaje de elongación de una muestra después de la fractura puede medirse uniéndola a la muestra fracturada y midiendo la longitud final con un calibrador. El porcentaje de elongación puede calcularse mediante la ecuación

$$\% \text{ elongación} = \frac{l - l_0}{l_0} \times 100\%$$

Este valor es importante en ingeniería no solo porque es una medida de la ductilidad del material, sino también porque da una idea acerca de la calidad del mismo. En caso de que haya porosidad o inclusiones en el material o si ha ocurrido algún daño por un sobrecalentamiento del mismo, el porcentaje de elongación de la muestra puede decrecer por debajo de lo normal

5. Porcentaje de reducción en área

Este parámetro también da una idea acerca de la ductilidad del material. Esta cantidad se obtiene del ensayo de tensión utilizando una muestra de 0.5 pulgadas (12.7mm) de diámetro. Después de la prueba, se mide el diámetro de la sección al fracturar. Utilizando la medida de los diámetros inicial y final, puede determinarse el porcentaje de reducción en el área a partir de la ecuación

⁴ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

$$\% \text{ reducción del área} = \frac{A_o - A_f}{A_o} \times 100\%$$

2.0.2 Ensayo de corte directo (remaches)

En un sólido prismático tenemos dos secciones infinitamente próximas (m) y (n), aplicando en los centros de gravedad las fuerzas P1 y P2 de sentido contrario, las secciones se deslizarán una respecto a la otra. Si suponemos fija la sección (m), la (n) se deslizará ocupando la molécula (b) la nueva posición (1b)⁵.

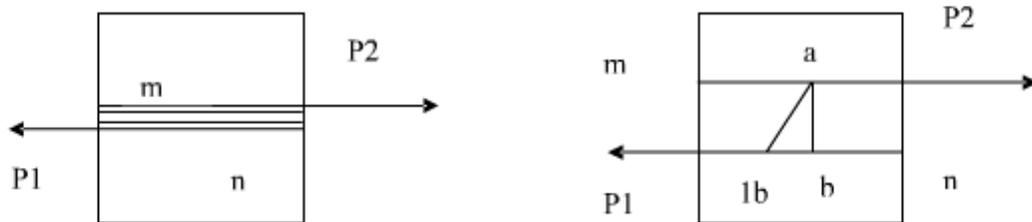


Figura 9.

Llamemos Q al esfuerzo de cortadura y admitamos que se reparte uniformemente en toda el área de la sección A. La tensión tangencial de corte será:

$$\tau = \frac{Q}{A} \text{ (ecuación de equilibrio)}$$

Q= carga suspendida

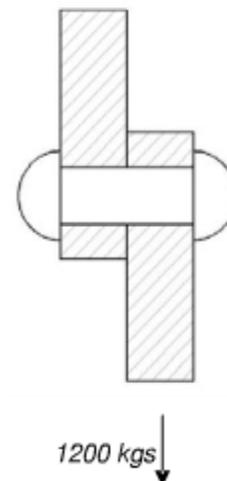
A= Área transversal

Por analogía con la tracción se admite que la relación $\frac{\tau}{\epsilon}$ es una constante llamada módulo de elasticidad tangencial G.

Ejercicio Nº 1) Calcular cuál será la sección que debe tener un remache para soportar sin cortarse una carga suspendida de 1200 kgs., si el τ correspondiente es

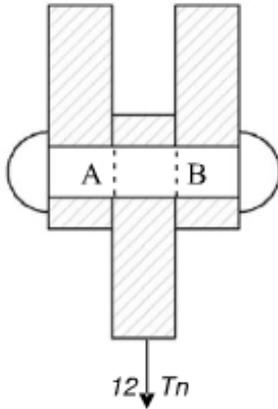
de $5 \frac{\text{kg}}{\text{mm}^2}$.

$$\tau = \frac{Q}{A}; \quad \longrightarrow \quad A = \frac{Q}{\tau} \quad \longrightarrow \quad A = \frac{1200\text{kg}}{5 \text{ kg/mm}^2} = 240 \text{ mm}^2$$



⁵ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

Ejercicio N° 2) La unión de la figura debe resistir una carga de 12Tn., si el τ correspondiente es de $5 \frac{kg}{mm^2}$, cuál deberá ser el diámetro del perno que la sostenga?



De la fórmula $\tau = \frac{Q}{A}$ se deduce la sección que trabaja a la cortadura:

$$A = \frac{Q}{\tau} = \frac{12000kg}{5 kg/mm^2} = 2400 mm^2 .$$

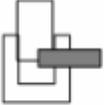
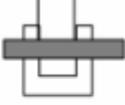
Ahora, como la cortadura se efectuaría en las dos secciones (A y B), la sección total se debe dividir por dos: $\frac{A}{2} = \frac{2400mm^2}{2} = 1200 mm^2 .$

De la fórmula de superficie de un círculo, despejamos el radio:

$$S = \pi \times r^2 ; r = \sqrt{\frac{S}{\pi}} = \sqrt{\frac{1200mm^2}{\pi}} = 20 mm ;$$

Entonces, el diámetro necesario será de: 40 mm

Los ensayos han demostrado que la resistencia a la cortadura del hierro y del acero es igual a 4/5 de la resistencia a la tracción. Se admite que el límite elástico al corte es también igual a 4/5 del límite elástico a la tracción. En consecuencia, el coeficiente de trabajo al corte τ_{ad} debe tomarse igual a 4/5 de σ_{ad} en esos materiales.

SIMPLE:	DOBLE
$\tau_R = \frac{F_{max}}{S_0} \text{ [Kp/mm}^2\text{]}$ 	$\tau_R = \frac{F_{max}}{2 S_0} \text{ [Kp/mm}^2\text{]}$ 

Tipos de cizalladura

Un esfuerzo de corte es un esfuerzo que actúa paralelamente a un plano, a diferencia de los esfuerzos de compresión y tensión que actúan perpendicularmente al plano donde se aplican. Como su nombre lo indica produce el desplazamiento de “capas” de la superficie; las cargas que producen las condiciones de corte de interés principal en el ensaye de materiales son las siguientes:

- Las resultantes de fuerzas paralelas, pero opuestas, actúan a través de los centroides de secciones espaciadas a distancias infinitesimales entre sí.
- En que las fuerzas se aplican paralelamente al eje de corte pero a una distancia finita, es decir en un eje longitudinal, distante del centroide.
- Las fuerzas opuestas aplicadas son paralelas, pero no yacen en un plano que contenga el eje longitudinal del cuerpo; aquí se establece un par que

produce torsión alrededor de un eje longitudinal, esta acción es denominada torsión.

La deformación que acompaña al corte puede considerarse que proviene del esfuerzo de las delgadas tiras o capas paralelas de un cuerpo por deslizarse una sobre otra. La deformación por corte, es una función del cambio de ángulo entre los lados adyacentes de un bloque elemental al distorsionarse bajo esfuerzos cortantes. El cambio total de ángulo se representa más convenientemente por medio de un diagrama. Pero los cambios de ángulos son muy pequeños y se expresan en radianes.

Los esfuerzos cortantes de torsión sobre secciones transversales circulares varían desde cero en el eje de torsión hasta un máximo en las fibras extremas. Si no presenta flexión alguna, existe “esfuerzo de corte puro”.

En cualquier punto de un cuerpo fatigado, los esfuerzos de corte en cualquiera de dos direcciones mutuamente perpendiculares son iguales en magnitud. Si sobre cualquier punto del plano, solamente los esfuerzos de corte actúan, el material en ese punto se dice que está en “corte puro”. Estos cortes son MAJORES que aquellos sobre cualquier otro plano a través del punto. La condición de corte puro la cual representa un bloque dado elemental sobre el cual los esfuerzos están uniformemente distribuidos.

Sobre todos los planos inclinados con respecto a los planos de corte máximo, esfuerzos de tensión o compresión actúan; y sobre planos mutuamente perpendiculares a 45° con los planos de corte máximo, los esfuerzos normales son iguales en magnitud a los máximos esfuerzos de corte. El corte inversamente puro es inducido por esfuerzos normales y opuestos iguales.

La compresión secundaria resultante del corte puro primario en placas delgadas pueda causar flambéo de corte. La representación del estado de esfuerzo inducido por el corte puro por medio del círculo de Mohr.

Si un cuerpo es sometido a un esfuerzo de tensión o de compresión que actúe solamente en una dirección, los esfuerzos cortantes a 45° correspondientes tienen la mitad de la magnitud del esfuerzo directo aplicado. En general, los máximos esfuerzos de corte equivalen a la mitad de la diferencia entre los esfuerzos principales máximo y mínimo y actúan sobre planos inclinados a 45° con estos esfuerzos.

Los ensayos de corte más comunes, son el de corte directo y el de torsión. El de corte directo es llamado corte transversal. Dicho método consiste en colocar un prisma y aplicar la carga, hasta que llega la ruptura, del perno, remache o el objeto que lo sujete, esta prueba es útil para determinar el esfuerzo de corte, pero es absolutamente inútil para la determinación de deformaciones, el módulo de rigidez o la resistencia elástica.

Para el ensayo de corte directo de metales, usualmente se corta una barra en algún dispositivo que apriete una porción de la probeta mientras que la restante es sometida a carga por medio de dados adecuados. En la herramienta cortante de tipo Johnson, se usa una barra de sección rectangular aproximadamente de 1 por 2 plg. o una varilla cilíndrica de aproximadamente 1 plg. de diámetro. Los dados y la herramienta de carga se hacen de acero templado para herramientas afiladas. Para placas metálicas se usa un dispositivo de punzón redondo ocasionalmente. En algunos ensayos de acero se usa una probeta ranurada. Los ensayos de corte directo ordinariamente se hacen en máquinas de ensaye de compresión o tensión.

Si la resistencia de un material a la tensión es menor que su resistencia al corte, entonces la falla bajo una carga de corte, ocurre por la separación (tensional) a lo largo de un plano que esté a 45° con el plano de corte máximo. Bajo carga torsionante, ésta resulta una fractura con superficie helicoidal; la relación entre la resistencia al corte y la resistencia a la tensión parece variar desde quizá 0.8 para los metales dúctiles hasta valores de aproximadamente 1.1 o 1.3 para los quebradizos como el hierro fundido. La resistencia elástica al corte de los aceros dúctiles y semi dúctiles parece estar muy cerca de 0.6 de la resistencia elástica de la tensión.

2.0.3 Dureza

Es la resistencia de un material a ser marcado por otro. Se prefiere el uso de materiales duros cuando éstos deben resistir el roce con otros elementos. Es el caso de las herramientas de construcción (palas, carretillas, pisos, tolvas). El ensayo es realizado con indentadores en forma de esferas, pirámides o conos.

Estos elementos se cargan contra el material y se procede a medir el tamaño de la huella que dejan. Es un ensayo fácil y no destructivo; puede realizarse en cualquier sitio, ya que existen durómetros fácilmente transportables. Una de las ventajas del ensayo de dureza es que los valores entregados pueden usarse para hacer una estimación de la resistencia a la tracción.

A continuación se mencionan las metodologías existentes para evaluar la dureza:

Dureza Rockwell (HRXXX).

El método Rockwell se basa en la resistencia que oponen los materiales a ser penetrados, se determina la dureza en función de la profundidad de la huella. Permite medir durezas en aceros templados.

Los ensayos se pueden realizar con 2 tipos de penetradores:

- Balín de 1/8" y 1/16"
- Conos de diamante piramidal con 120° ángulo en el vértice.

Las cargas vienen dadas por el tipo de dureza Rockwell a realizar (en Kg.). Los tipos de dureza Rockwell y sus respectivas cargas y penetradores son las siguientes: (ver tabla 1)

CONO	Tipo	BOLAS	
Carga		Diámetro	Carga
10+50	HRA	1/16"	10+90
	HRB		
10+140	HRC		
10+90	HRD	1/8"	10+90
	HRE		
	HRF		
	HRG		
	HRH		
	HRK		

Tabla 1⁶

Las cargas se aplican en dos tiempos; primero se aplica la carga previa (10 ó 3 Kp); y posteriormente se mete el resto de la carga. A partir de introducir la carga adicional se mide la dureza.

Ventajas del método Rockwell.

- Método rápido y preciso, no necesita de operarios especializados.
- Huellas más pequeñas que el método Brinell.
- El Inconveniente que tiene es que si el material no asienta perfectamente, las medidas resultan falseadas.
- Prueba de dureza para aceros templados.

Dureza Vickers (HVXXX).

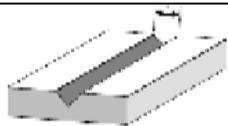
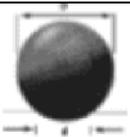
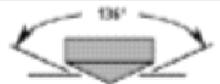
El método Vickers se deriva directamente del método Brinell. Se emplea en muchos laboratorios y en particular para piezas delgadas y templadas, con espesores mínimos hasta de 0,2 mm.

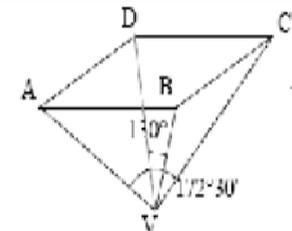
Se utiliza como penetrador una punta piramidal de base cuadrangular y ángulo en el vértice entre caras de 136°. Este ángulo se eligió para que la bola Brinell quedase circunscrita al cono en el borde de la huella. La dureza Vickers viene dada por: $HV = P/S$ [Kg/mm] donde S es la superficie de la impronta y P la carga aplicada.

⁶ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

Ventajas del método Vickers:

1. Las huellas Vickers son comparables entre sí; independientes de las cargas.
2. Pueden medirse una amplia gama de materiales, desde muy blandos hasta muy duros, llegándose hasta 1.150 HV.
3. Se pueden medir piezas muy delgadas con cargas pequeñas, hasta espesores de orden de 0,05mm.
4. Puede medirse dureza superficial. (Para determinar recubrimientos de los materiales)
5. La escala Vickers es más detallada que la Rockwell; 32 unidades Vickers = 1 unidad Rockwell

METODOLOGIA	CARGA	CALCULO	APLICACION	FORMA
Dureza Martens	Constante	$\Delta m = \frac{10^2}{a^4}$	Superficies nitruradas	
Dureza Mohs (establecidas)	P		Dureza para minerales	
Dureza a la Lima (establecidas)	P		Material templado	
Dureza Herciana	P	Establece la menor, carga aplicada		Bola de acero extraduro 1.5 a 4 mm
Dureza Monotron	P	Carga produce penetración de 0.0018"		Semiesfera de diamante de 0.75 mm
Dureza Brinell HBS	P	$HBS = \frac{2P}{\pi D(D - \sqrt{D^2 - d^2})}$	Materiales inferiores a 500 no templados	
Dureza Rockwell	Kg.	Cargas se aplican en 2 tiempos	Materiales templados	
Dureza Vikers	P	$HV - 2.85 < \frac{P}{d^2} \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$	Piezas delgadas	

Dureza Knoop	P	$HK = \frac{P}{0.0702BD^2} \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$	Laminas	
--------------	---	--	---------	---

Diferencia entre tipos de dureza⁷.

2.1 Estructura de la aeronave.

El conocimiento de los conceptos de diseño y de la función de los componentes estructurales asegurará que las reparaciones sean diseñadas y hechas de tal manera que devuelvan a la parte dañada su resistencia original.

La estructura de las aeronaves de ala fija está formada por ensambles que constan de varias partes llamadas miembros o elementos estructurales como: largueros, pieles, cuadernas, rieles, vigas, costillas, mamparos, larguerillos, soportes, etc. los cuales se unen entre si por medio de remaches, tornillos, pernos, sujetadores especiales, soldadura, adhesivos, etc.

Las partes y componentes que no pertenecen a la estructura son aquellos que sirven para propósitos funcionales y no relacionados con la aeronavegabilidad ni con la seguridad de los pasajeros. Los elementos no estructurales incluyen, entre otros: ceniceros, luces de cabina, carritos de comisariato, alacenas, paredes, mesas, ductos de calentamiento y ventilación, guardarropas, sistema de sonido, etc.

Los miembros estructurales primarios son aquellos que al fallar individualmente ponen en peligro la aeronavegabilidad del avión y la seguridad del pasajero. En una aeronave de transporte de pasajeros se consideran también como elementos estructurales primarios, aquellas partes cuya falla provocaría dificultades de mantenimiento y seguridad. Bajo estos conceptos, los elementos estructurales primarios incluyen, además de la estructura básica (ala, empenaje y fuselaje) lo siguiente: trenes de aterrizaje, frenos, sistemas de retracción del tren, sistemas de control de vuelo, sistemas de control en tierra, sistemas de combustible, tanques de combustible, cubiertas de las motores, montantes de los motores, puertas exteriores, asientos, cinturones de seguridad, ventanillas, etc.

⁷ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

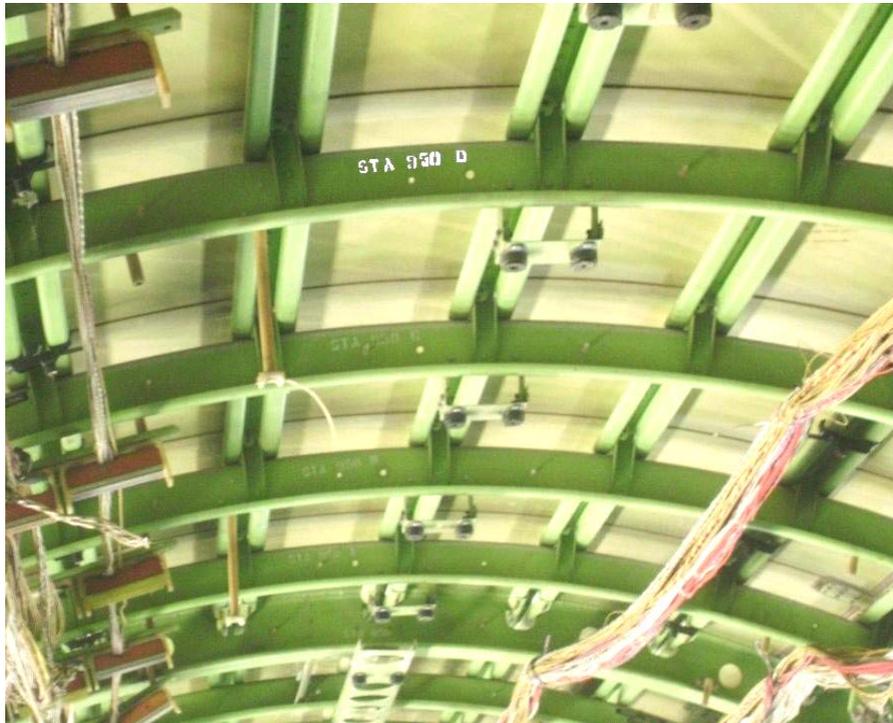


Figura 9. Largueros y cuadernas.

El diseño de la estructura primaria de los aviones modernos de transporte se basa, desde el punto de vista estrictamente estructural, en los siguientes conceptos:

Estructura Primaria: Es la estructura (o elementos estructurales que contribuye significativamente a soportar las cargas de vuelo, de tierra y/o de presurización; ejemplo de estos son los mamparos(cuadernas) y largueros. Los miembros que forman esta estructura se conocen como elementos estructurales significativos. Ver figura 9.

Elemento Estructural Principal: El Elemento estructural principal (*principal structural element*) es aquella estructura cuya falla, si no fuera detectada a tiempo, podría resultar en falla catastrófica del avión e incluso en la pérdida de éste.

Obviamente, los elementos estructurales principales son aquellas partes o componentes de la estructura primaria que soportan las principales cargas de vuelo, de tierra, de presurización y de control, así como los elementos que tienen posible interacción con la estructura adyacente de sistemas críticos de seguridad.

Por lo tanto un elemento estructural principal puede ser aquella área, parte o miembro estructural que el fabricante haya determinado como susceptible de sufrir fatiga, corrosión, corrosión bajo esfuerzo o daño accidental.

Seguridad: La seguridad es la capacidad de soportar las cargas más severas que puedan ser encontradas durante la vida del avión. Este punto asegura que la aeronave tendrá una larga vida en servicio con un alto nivel de confiabilidad.

Seguridad Durante Falla: La seguridad durante falla (*fail safe*) es un concepto de diseño de autoprotección; bajo este concepto, se asegura que la estructura no presentara una falla catastrófica, en caso de presentarse fallas de cualquier tipo en algún elemento estructural principal. Este concepto permite la existencia de roturas o daños en la estructura, sin que se disminuya su capacidad de soportar cargas grandes no frecuentes.

Tolerancia de Daños: La Tolerancia de daños (*damage tolerance*) es otro concepto de diseño que supone que cada elemento posee una grieta o defecto de fabricación oculto demasiado pequeño para detectarlo. Dado que dicha supuesta grieta afecta la capacidad de carga del elemento, es tomada en cuenta durante los cálculos de diseño y con esto se asegura que en caso de que en un miembro de la estructura exista algún daño ya sea por fatiga, corrosión, etc. dentro de la vida operacional del avión, la resistencia-residual del elemento podrá soportar las cargas normales de vuelo sin falla o deformación excesiva

Tomando en cuenta los conceptos anteriores la tolerancia de daños se define como la capacidad de la estructura para soportar cargas en presencia de daños (tales como roturas y corrosión) hasta que dichos daños sean detectados y reparados. Con lo cual se proporciona seguridad operacional durante toda la vida de una aeronave.

2.2 Conceptos de diseño de las reparaciones.

Existe una gran variedad de métodos para realizar reparaciones estructurales de una aeronave, por lo que no es posible establecer un patrón de reparación que aplique en todos los casos. El tipo de reparación dependerá, entre otras cosas, de las características mecánicas del área dañada, de los esfuerzos a que se ha sometido, de la accesibilidad que se tenga a ella, de la magnitud del daño, de los materiales y herramientas con que se cuente y de la experiencia, tanto de la persona que diseña como del personal que efectúa el trabajo.

El principio de reparación de la estructura de una aeronave es que cada reparación debe cumplir con los criterios de diseño originales de la parte dañada, tales como: resistencia, mecánica, resistencia a la fatiga, tolerancia de daños, seguridad durante falla, rigidez, resistencia a la temperatura, etc.

El primer paso y el más importante para efectuar una reparación es evaluar el daño con la MAJOR precisión posible, con lo cual se podrá determinar la forma, dimensiones y tipo de material para fabricar el refuerzo; así como el tamaño, tipo y número de sujetadores que se necesitarán.

Las reparaciones, además de cumplir con su objetivo principal de restaurar la resistencia y rigidez originales de la estructura, deben poseer dos características básicas: mantener el aumento de peso en el mínimo, y conservar, en lo posible, el contorno original de la parte reparada.

El diseño de las reparaciones se basa en la información contenida en los manuales de reparaciones estructurales, los cuales muestran una gran variedad de reparaciones para diversos elementos localizados en diferentes áreas, clasificadas por el sistema de numeración ATA.

Además de esto, los manuales contienen un (capítulo 51) de conceptos generales que se deben aplicar para garantizar que las reparaciones sean lo más apegado posible a los conceptos originales de diseño de la aeronave afectada. El capítulo incluye información relacionada con fabricación de elementos, prevención contra corrosión, acabado superficial, características de los diferentes tipos de sujetadores y materiales, sellado, ensamblado de partes, etc.

Todos estos conceptos de reparación deben ser incorporados tanto durante el diseño de la reparación como durante la realización de los trabajos. En el diseño, se toman en cuenta para seleccionar los materiales de reparación así como los sujetadores que se utilizarán y para realizar los dibujos correspondientes, mientras que en la reparación, se toman en cuenta para fabricar las piezas y para efectuar su ensamblado.

Con objeto de entender algunos de los factores que afectan la resistencia mecánica y la confiabilidad de los elementos estructurales, a continuación se presentan algunos conceptos prácticos que se manejan durante el diseño de las reparaciones.

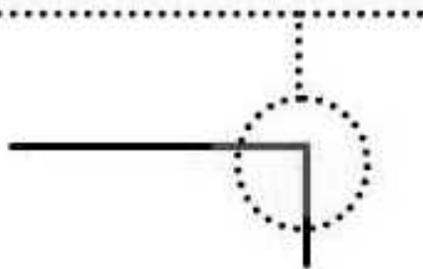
2.2.1 Cortes Estructurales.

Las esquinas en los cortes son cambios bruscos de la sección, condición que produce concentración de esfuerzos, lo que hace a estos lugares puntos propicios para la iniciación de roturas. Por este motivo, es importante que al eliminar los daños se provea al corte con el MAJOR radio posible, con objeto de no tener esquinas filosas. Los radios de 1.5 a 2 pulgadas suavizan el cambio de la sección, por lo que son muy recomendables, ya que mejoran la vida por fatiga de las reparaciones.⁽⁸⁾

Cambios bruscos de sección

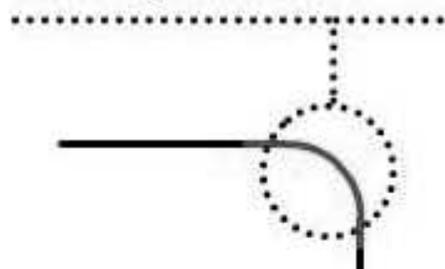
Concentración de esfuerzos

Lugares propicios para inicio de roturas



Mejoran la vida por fatiga

de las reparaciones



Desafortunadamente, no en todos los casos es posible usar estos radios, ya que la eliminación de los daños debe efectuarse removiendo sólo la cantidad de material mínima necesaria para desaparecerlos totalmente, y algunas veces el usar los radios recomendados implicaría la remoción de material no dañado. En estos casos, es permisible utilizar radios menores (hasta un cierto límite) aunque esto implique la disminución de la vida por fatiga. El valor de corte mínimo aceptable es 0.5 pulgadas.

2.2.2 Refuerzos Estructurales.

Los materiales usados en la fabricación de las aeronaves se seleccionan basados principalmente en sus propiedades mecánicas y de resistencia a la corrosión y a la fatiga, aunque también intervienen otras características tales como: su capacidad de ahorro de peso, durabilidad, y facilidad de fabricación e instalación.

Los refuerzos de reparación deben ser tan fuertes como el elemento o estructura original, pero de preferencia no tan diferentes en resistencia ni rigidez, ya que esto implica una cierta concentración de esfuerzos así como una alteración de la frecuencia de resonancia de la estructura. Por este motivo, siempre que sea posible, se recomienda que los materiales de reparación sean del mismo tipo que los existentes en la estructura original, a menos que exista una razón justificada para utilizar materiales distintos, en cuyo caso se deberán buscar materiales sustitutos o equivalentes, basándose en sus propiedades mecánicas y físicas, que cumplan con las características de la reparación.

El espesor de los refuerzos debe ser un calibre más que el afectado, con lo cual se garantiza que la reparación será más resistente que el diseño original y por lo tanto soportará las cargas normales de servicio sin degradarse.

2.2.3 Sujetadores.

Como ya se mencionó, existen varios tipos de sujetadores empleados en la aviación que se pueden seleccionar para unir elementos de reparación a la estructura existente, cada uno de ellos tiene su función específica, y su selección se basa en los requerimientos de diseño de los elementos que se van a unir.

En la práctica, es común seleccionar los sujetadores de reparación basándose en los empalmes y uniones de diseño existentes en el área inmediata al daño, es decir duplicando la instalación original, así, antes de seleccionar el sujetador, se puede seguir el elemento estructural dañado hasta encontrar la unión original de fabricante.

Si la forma y tamaño del elemento estructural en la unión de fábrica (o de producción) es similar al miembro estructural en el área del daño, se observará el tipo, tamaño e instalación de la unión, así como los sujetadores y el espaciamiento usado.

⁸ Ver referencia núm. 1 del apartado de Referencias

En caso de que no se cuente con una unión existente cercana al área dañada será necesario tomar en cuenta los requerimientos de la nueva unión, es decir el tipo de esfuerzo a que estará sometida (corte o tensión), y asimismo, con el objeto de aligerar y hacer menos costosa la reparación, se deberá usar el máximo espaciamiento entre sujetadores agregados que el diseño permita.

En las uniones expuestas a esfuerzos de corte, los sujetadores se seleccionan para trabajar en el rango de corte-aplastamiento en esfuerzo último, por lo que se usan sujetadores sin cuerda como los remaches.

En las uniones que involucren miembros de espesor grueso, en las cuales la excentricidad resulte en cargas de tensión secundarias, o en los casos en que los sujetadores efectuarán una función adicional, tal como sujetar herrajes de soporte, se debe seleccionar el sistema de sujetadores con cuerda, como los pernos.

2.2.3.1 Tipo de sujetadores.

Esta sección da la información de carácter general sobre los remaches aprobados por Boeing usados en esta aeronave, utilizados para las diferentes reparaciones; ya que, dependiendo del lugar es un tipo de remache a utilizar.

Los remaches se pueden agrupar como permanentes o desprendibles como sigue:

Los remaches permanentes se utilizan en el montaje de la estructura que no está desmontada durante su servicio general. La mayoría de los remaches permanentes llegan a ser inútiles después de que se quiten y debe ser desechado.

Remaches sólidos	solid rivets
Pernos de seguridad	- lockbolts
Pernos hex-drive	- hex-drive bolts
Pernos de radio de entrada	- radius lead-in bolts
Remaches ciegos	- blind rivets
Pernos ocultos	- blind bolts
Insertos del panel tipo sandwich	- sandwich panel inserts

Nombres en ingles y español de los pernos.

Los sujetadores se utilizan en el montaje de la estructura que puede o debe ser desmontado durante servicio generalmente. Estos tipos de sujetadores son:

- perno
- tornillos
- tornillos de presión
- tuercas
- placas con rosca
- partes móviles roscados
- arandelas

Remaches sólidos.

Los remaches sólidos son los sujetadores permanentes que se utilizan donde los remaches deben tener suficiente fuerza de desviación y donde hay un importante relleno agujero completo.

Pernos hex drive (de impulso hexagonal).

De estos pernos hay dos tipos el conocido como tipo pestillo que son los sujetadores permanentes que tienen un collar al final de la cuerda fina del perno lo que le da una mejor sujeción en la parte superior e inferior de la sujeción, superior a los remaches sólidos y el otro tipo son:

Los pernos Hex-drive son iguales que los de tipo pestillos pero utiliza un cuerpo roscado junto con un collar o una tuerca roscada. Algunos pernos hex-drive especiales utilizan un cuerpo estriado, roscado junto con el collar de seguridad para una mejor fijación. Algunos pernos hex drive especiales utilizan un cuerpo estriado, roscado junto con el material de fijación, se puede utilizar como sujetadores alternativos a los de tipo pestillo siendo mejorados por que no requieren de acceso de herramienta de instalación.

Remaches ciegos y pernos ciegos.

Los sujetadores ocultos son aquellos que se pueden instalar cuando solo se tiene acceso solamente a un costado de la estructura.

No se debe utilizar los sujetadores ciegos en estas localizaciones:

- Empalmes herméticos
- Soportes del componente del ala
- Piezas de unión del pilón
- Soportes de tren de aterrizaje

- Soportes de bisagra de la superficie de control
- Soportes del componente de la superficie de control
- Soportes del componente fijas de la superficie de la cola
- Localizaciones altamente tensionadas

2.3 Tipos y clasificación de reparaciones

Hay dos clasificaciones de las reparaciones que señala el SRM:

Las reparaciones que se han evaluado y analizado por la capacidad de tolerancia de daños son de categoría A, B, C.

Las reparaciones que no han sido evaluadas y analizadas por la capacidad de tolerancia de daños, son clasificadas como permanentes, temporales o reparaciones de duración limitada.

2.3.1 Tipos.

Las reparaciones utilizadas en superficies exteriores pueden ser de dos tipos: externas y encastradas o al ras. Ambas son estructuralmente equivalentes, por lo que el operador tiene la opción de usar cualquiera de ellas para reparar una superficie dañada, según sus necesidades.

2.3.1.1 Reparaciones Externas.

Una reparación externa es aquella que puede ser rápidamente efectuada, ya que no interfiere con la estructura interior existente. Se usa para minimizar el tiempo en tierra de las aeronaves (lo cual es una gran ventaja) por lo que está generalmente orientada a realizarse en el campo más que en un taller pero tiene la desventaja de que sobresale de la superficie reparada produciendo resistencia al avance y por lo tanto aumentando el consumo de combustible. Este tipo de reparación puede reemplazarse por razones o consideraciones aerodinámicas o de apariencia, cuando haya oportunidad y si la estructura interior lo permite.

2.3.1.2 Reparaciones Encastradas.

Las reparaciones encastradas o al ras (*flush*) son aquellas que requieren mayor tiempo en tierra de la aeronave ya que alteran la estructura interior existente. Dada su complejidad están orientadas a realizarse en el taller y tienen la ventaja de que no sobresalen de la superficie reparada por lo que no producen resistencia al avance. Estas reparaciones pueden usarse, si se desea, para reemplazar aquellas que sean externas. Ver figura 10 y 11.



Fig. 10 Reparación encastrada.



Fig. 11 Reparación exterior

2.3.2 Clasificación.

Las reparaciones afectan el espectro de carga y los niveles de esfuerzo existentes en la estructura reparada, por lo que, en función de sus características tanto estáticas (mecánicas) como de fatiga las cuales tienen impacto en el diseño original, se clasifican en tres grupos: permanentes, temporales y provisionales o parciales.

2.3.2.1 Reparaciones Permanentes

Las reparaciones permanentes o definitivas son aquellas que cumplen con las bases de certificación de diseño de la aeronave en particular, y por lo tanto restauran completamente la integridad estructural de la parte dañada. Como es

sabido, toda la aeronave debe contar con un respaldo de diseño que garantice su aeronavegabilidad. Dicho respaldo es certificado por las autoridades aeronáuticas antes de que el avión sea utilizado comercialmente, y toda reparación permanente debe poseer los mismos criterios de diseño. Este tipo de reparaciones, por sus características, requiere de consideraciones especiales de mantenimiento como nivelar, alinear, balancear y ajustar las superficies aerodinámicas.

2.3.2.2 Reparaciones Temporales

Las reparaciones temporales si bien también cumplen con las bases de certificación la aeronave, poseen alguna característica que las obliga a ser inspeccionadas a determinados intervalos de tiempo, y a ser reemplazadas si presentan cualquier evidencia de deterioro. Los intervalos de inspección son establecidos en horas de vuelo o en ciclos (aterrizajes). Estas reparaciones están aprobadas por las autoridades siempre y cuando se cumplan las inspecciones en los intervalos especificados.

2.3.2.3 Reparaciones Parciales.

Las reparaciones *parciales* o provisionales son aquellas que se efectúan como solución práctica y rápida a un problema de reparación. Estas reparaciones, aunque también cumplen con las bases de certificación del avión, poseen una vida menor que la meta de diseño de la aeronave, por lo que deben reemplazarse o mejorarse en un tiempo limitado especificado (establecido en horas de vuelo o ciclos) o cuando existan evidencias de deterioro las reparaciones provisionales requieren de la programación de inspecciones repetitivas, mientras permanezcan en la aeronave, con objeto de garantizar, en todo momento, la integridad estructural de la misma. Estas reparaciones también están aprobadas por las autoridades siempre y cuando cumplan las inspecciones en los intervalos especificados y se reemplacen por tiempo especificado

2.4 Descripción del fuselaje.

Es una estructura semimonocoque, que consiste de piel reforzada circunferencialmente por cuadernas y longitudinalmente por largueros. Ver figura 12.

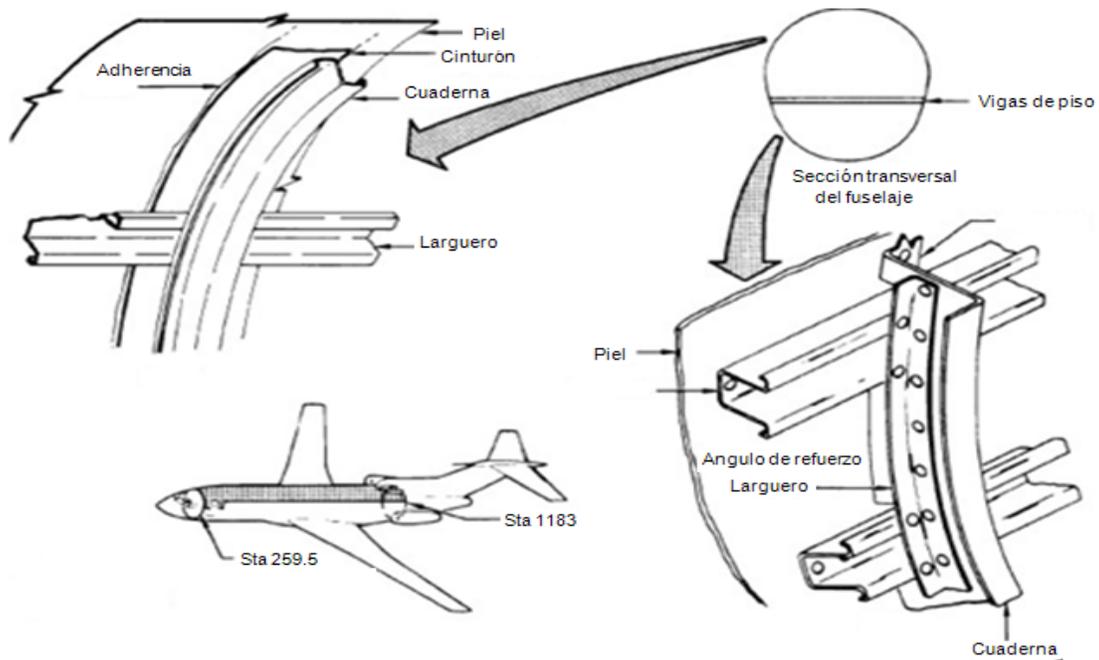


Figura 12. Forma de la estructura seminocoque⁹

Las cuadernas están separadas generalmente 20 pulgadas a lo largo del fuselaje. El fuselaje está dividido en cuatro secciones conectadas por las uniones que forman una estructura integral completa. Las siguientes tres secciones forman el casco de presurización del fuselaje: área donde van los pasajeros, la tripulación y el compartimiento de carga, con sistema de aire acondicionado y de presurización. Las cuatro secciones son descritas en los siguientes párrafos, utilizando números de sección, estaciones y puntos de ubicación señalados por el manual del fabricante. Ver figura 13.

⁹ Ver referencia 6 cap. 51-00 pág. 20

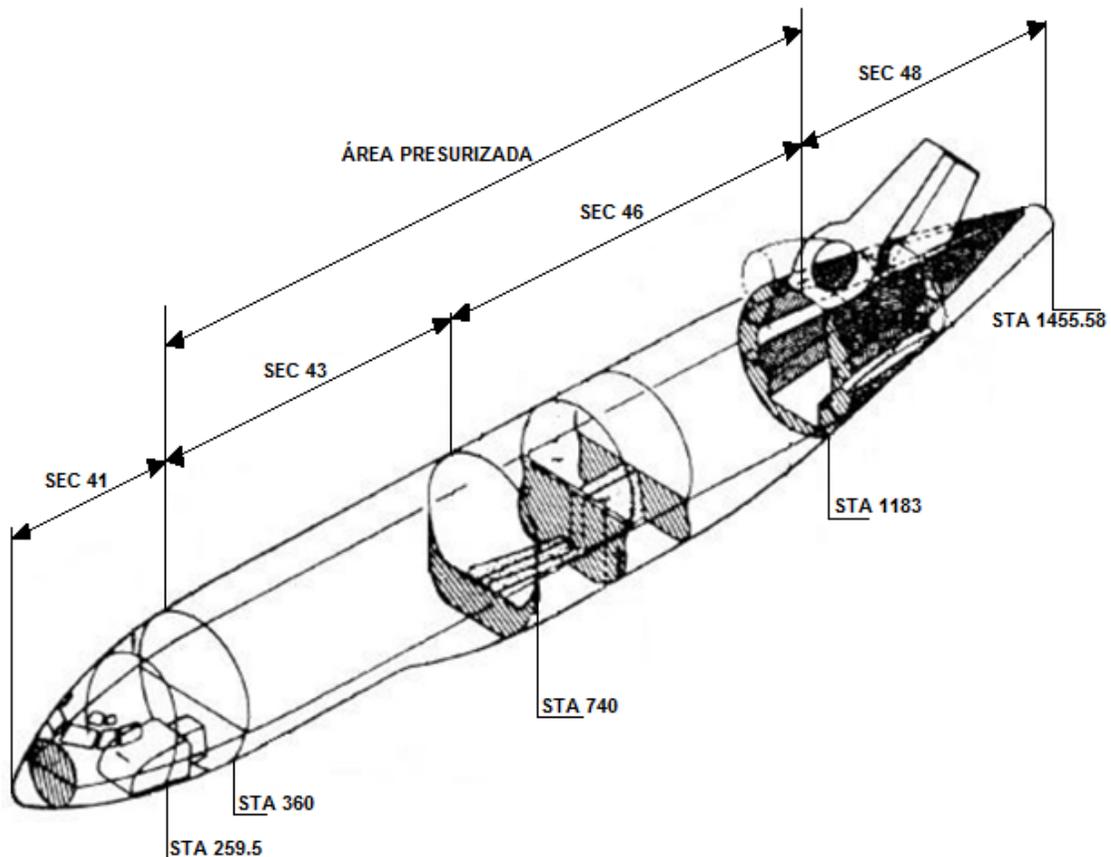


Figura 13 Localización de las secciones.¹⁰

Sección 41. Consiste de la sección delantera y el cuerpo de la estación 360. Sobre el piso en esta sección incluye el control de la cabina la puerta de entrada delantera y la cocina delantera. Bajo la nariz de el tren principal de aterrizaje y los neumáticos, y un compartimiento exterior inferior de nariz. Una mampara en la estación 178 la mampara forma la presión delantera a lo largo de todo el fuselaje.

Sección 43. Es la parte del fuselaje entre las estaciones 360 y 740. Con la adición del espacio de las estaciones 720A por F, la sección 43 de la serie 727-200 tiene 41 pies y 8 pulgadas de largo. En todas las series excepto en las 727-200 la sección 43 tiene 41 pies y 8 pulgadas de largo. Sobre el piso la sección 43 incluye la mitad delantera de la cabina de pasajero, incluyendo las unidades de la cocina (galley) y la puerta de servicio en el lado derecho. Debajo de piso la sección 43 se encuentra el compartimiento electrónico, que tiene una puerta de acceso en la parte inferior del fuselaje, y el compartimiento de carga delantero cuya puerta está en el lado derecho más bajo del fuselaje.

La sección 46. Es la parte del fuselaje entre el cuerpo de la estación 740 y el mamparo trasero de presurización en la estación 1183, que incluye las estaciones 950A - F, la sección 46 de la serie 727-200; su dimensión es de 56 pies 11

¹⁰ Ver referencia 6 cap. 51-00 pág. 23 del SRM

pulgadas de largo. La cuaderna en la estación 740 que es el empalme de la sujeción del ala en el cual esta sección se conecta a la 43, e incorpora los componentes por los cuales el fuselaje esta sujetado con el larguero delantero del ala, sobre el piso en la sección 46 incluye la mitad de la parte posterior de la cabina de pasajero, incluyendo cuatro compuertas de emergencia, dos de servicios y la puerta de entrada en la parte posterior y en la serie 727-200, dos puertas de servicio en la parte posterior a la izquierda y a la derecha. Debajo de la sección 46 del piso esta la cavidad para la caja de ala de centro, la rueda del tren de aterrizaje principal y el compartimiento de carga en la parte posterior mas baja con una puerta en el lado derecho del fuselaje. Las Mamparas en las estaciones 870 y 950 incorporados en los componentes al lado de las cuales el fuselaje está conectado al larguero posterior del ala y a las vigas de ayuda del tren de aterrizaje respectivamente.

La sección 48. Es una sección no presurizada y se extiende desde la parte posterior del mamparo trasero de presurización en la estación 1183. Los laterales del fuselaje constituyen dos vigas horizontales separadas una de otra por el soporte de la entrada para el motor No. 2 comúnmente llamado pilón y por las escaleras centrales y el espacio para su escalera. Cada uno de estas vigas se compone de: piel exterior reforzada, marcos estructurales y las cubiertas que forman las cajas de esfuerzo de torsión longitudinales, aproximadamente triangulares en la sección, a lo largo de los bordes superiores y más bajos de la viga. Las cajas de esfuerzo de torsión de la parte superior de ambas vigas están conectadas, e integradas por: la estructura del empenaje vertical, que consiste en un larguero delantero y posterior, y los paneles de piel izquierdos y derechos reforzados por los largueros longitudinales. El extremo inferior del larguero posterior de la aleta se conecta a la estructura que apoya el motor del No. 2. De cada uno de las vigas laterales de esta sección del fuselaje, dos vigas cortas se extienden para proporcionar la ayuda para los motores No. 1 y No. 3. Entre las cajas de esfuerzo de torsión más bajas un patín de cola retractable está instalado en una cubierta inmediatamente detrás de cuerpo de la estación 1183. Detrás de este patín de cola el espacio entre las vigas izquierdas y derechas es ocupado por la escalera en la parte posterior.

Todas las secciones antes mencionadas se encuentran envueltas por placas, comúnmente llamadas piel del fuselaje; las cuales se describen en forma general de la siguiente forma:

La piel del fuselaje es un componente esencial de la estructura primaria del mismo. La piel varía en grosor de acuerdo a las cargas que debe soportar en las diferentes áreas, y es diseñada con muchas características de seguridad para garantizar la carga de las rutas alternas en caso de una falla local.

Los paneles de piel gruesa están sobre el área donde la parte inferior del fuselaje y en la intersección del ala y el tren de aterrizaje principal. En estas áreas los paneles de la piel son maquinadas de hojas gruesas.

Muchos de los paneles de la piel son unidos unos con otros para garantizar el orden longitudinal de los empalmes, los cuales proveen presión a los sellos además de ser un empalme estructural.

2.5 Tipos de inspección para detectar daños.

Para efectuar una tarea de inspección se requiere de un proceso para poder obtener los resultados deseados, el cual se describe a continuación.

Proceso de Inspección Zonal.

Requiere una revisión total de cada zona en las aviones y de acuerdo a como hace referencia el MSG-3 respecto a las estructuras, sistemas, y motores. Estas inspecciones se pueden incluir posteriormente en las inspecciones zonales. Este procedimiento del análisis por zona permite una atención adecuada se realizada a los sistemas.

En el siguiente diagrama de flujo se muestran simplificadaamente el proceso de inspección zonal. Para ver el diagrama dirigirse a la tabla 14.

Los tipos de inspecciones que se utilizan para detectar daños en la estructura son los siguientes:

Inspección General Visual (GVI).

Un examen visual de una zona de interior o exterior. En ocasiones se utiliza un espejo para aumentar el acceso visual a todas las superficies expuestas en la zona de inspección. Este nivel de inspección se hace bajo condiciones de iluminación normales, como la luz del día, iluminación del hangar, linterna o la caída de la luz y puede requerir la remoción o la apertura de puertas o paneles de acceso.

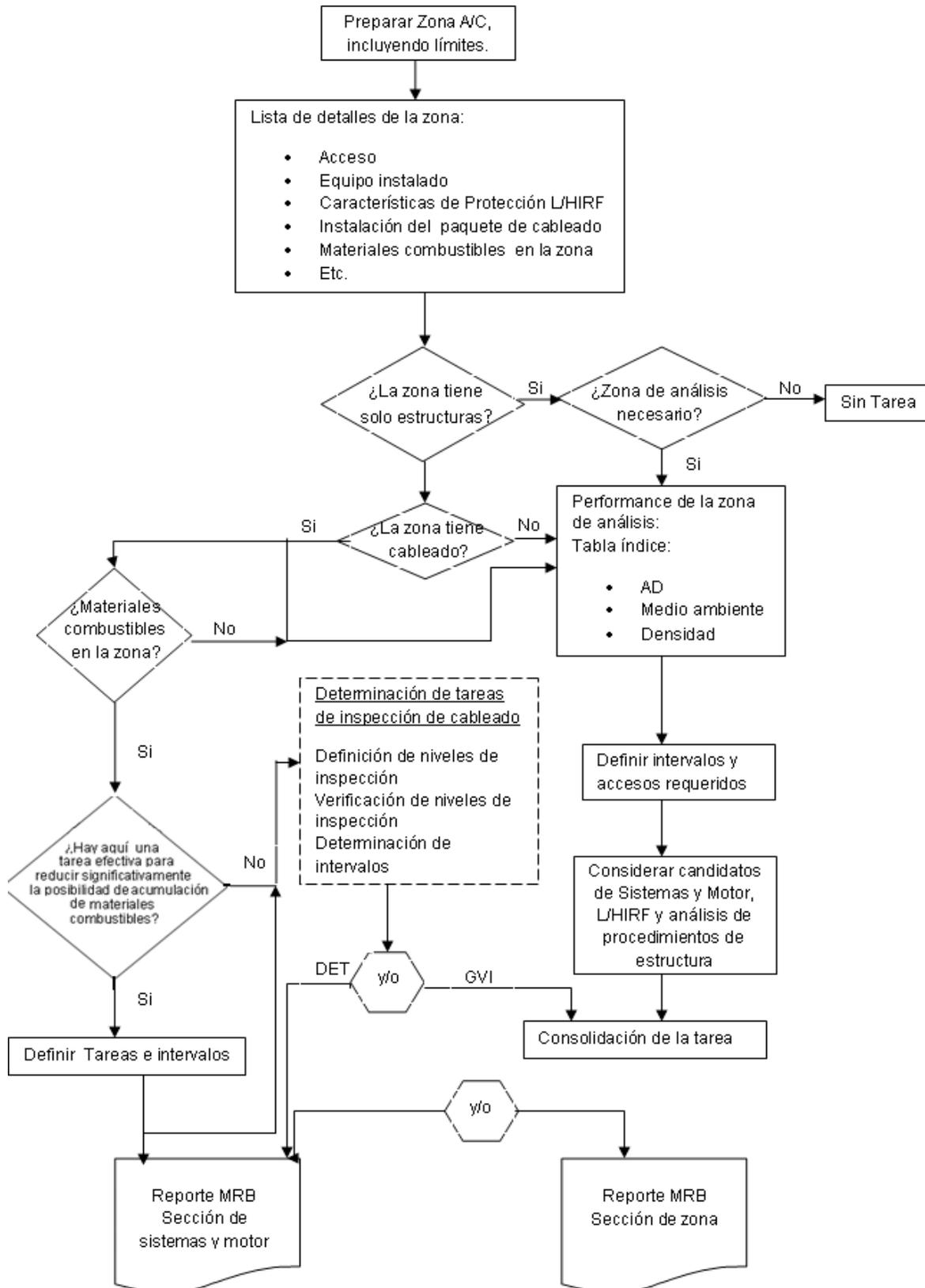


Figura 14 Proceso de inspección por zonas

Inspección detallada.

Un examen intensivo de un componente específico, la instalación o montaje, para la detección de daño, falla o irregularidad. La disponibilidad de iluminación es normalmente complementada con una fuente directa de buena iluminación de una intensidad que estime conveniente el inspector. En la inspección se puede utilizar como ayuda espejos, lentes, etc. Es necesaria la limpieza de las superficies.

2.5.1 Pruebas no destructivas (NDT).

Las inspecciones se utilizan para examinar todos los daños del subsuelo y la mayoría de las pequeñas grietas. NDT se utiliza también en las zonas en que una inspección visual no es suficiente para encontrar las dimensiones de los daños. NDT, los procedimientos recomendados en el MER para su uso son los siguientes:

Ultrasonido. En ésta técnica una onda ultrasónica viaja a través de la parte. Los defectos internos (como las grietas) interrumpen la onda y reflejan parte de la energía ultrasónica. La amplitud de la energía reflejada y el tiempo requerido para su retorno indican la presencia y ubicación de cualquier defecto en la pieza de trabajo.

Las ondas ultrasónicas se generan mediante transductores (llamados unidades de búsqueda o sondas), disponibles en diversos tipos y tamaños. Los transductores funcionan con base en el principio de la piezoelectricidad utilizando materiales como cuarzo, sulfato de litio o diversos materiales cerámicos. La mayoría de las inspecciones se realizan en un intervalo de frecuencias de 1 a 25 MHz. Para transmitir las ondas ultrasónicas del transductor a la pieza de prueba se utilizan acopladores; los más comunes son agua, aceite, glicerina y grasa.

El método de inspección ultrasónica tiene gran poder de penetración y sensibilidad. Se puede utilizar desde diversas direcciones para inspeccionar defectos en partes grandes, como en ruedas de ferrocarril, recipientes a presión y portamatrices. Este método requiere personal con experiencia para conducir la inspección de manera apropiada e interpretar correctamente los resultados.

De esta manera, es posible aplicar el método de ultrasonido para determinar ciertas características de los materiales tales como:

- Velocidad de propagación de ondas.
- Tamaño de grano en metales.
- Presencia de discontinuidades (grietas, poros, laminaciones, etc.)
- Adhesión entre materiales.

- Inspección de soldaduras.
- Medición de espesores de pared.

Rayos X. Un procedimiento NDT que utiliza la radiografía para encontrar grietas y daños en metal y compuestos de estructuras que no se pueden acceder a la inspección visual; se puede utilizar para identificar las dimensiones de los daños.

Partículas magnéticas. Un procedimiento NDT en donde se aplica un campo magnético a una parte ferro-magnética con partículas magnéticas en la superficie. El campo magnético de las partículas magnéticas se agrupa en zonas donde hay grietas o cerca de la superficie.

Penetrantes. Penetrantes examen utiliza la propiedad de un líquido al entrar en un defecto que está abierto en la superficie de la pieza. El líquido se aplica a la superficie. Los penetrantes visibles son examinados bajo luz blanca, mientras que los penetrantes fluorescentes se examinan bajo la luz ultravioleta.

Corrientes Eddy.: Este método se basa en el principio de la inducción electromagnética. La parte se coloca en una bobina eléctrica o junto a ella, por la que fluye corriente alterna (corriente excitadora) a frecuencias que van de 60Hz.a 60MHz. Esta corriente provoca corrientes parásitas o de Eddy en la parte. Los defectos en la parte impiden y cambian la dirección de las corrientes parásitas y provocan cambios en el campo electromagnético que afectan la bobina excitadora (bobina de inspección), cuyo voltaje se supervisa para determinar la presencia de defectos.

Se pueden fabricar bobinas de inspección de diferentes tamaños y formas para adaptarse a la geometría de la parte por inspeccionar. Las partes deben ser eléctricamente conductoras y, por lo general, la profundidad de los defectos está limitada a 13mm (0.5 pulgada). La técnica requiere el uso de una muestra patrón de referencia para ajustar la sensibilidad del probador.

Corrientes Eddy es el procedimiento preferido de inspección NDT utilizado para encontrar la mayoría de los daños en las partes metálicas. Los tres tipos de inspecciones por Corrientes Eddy utilizados en el MER son los siguientes:

Inspección de Corrientes Eddy de Alta Frecuencia (HFEC): Se utiliza para encontrar grietas superficiales, porosidad y corrosión.

Inspección de Corrientes Eddy Media Frecuencia (MFEC): Se utiliza para encontrar grietas en el subsuelo de la primera capa, que comienzan y crecen a lo largo de la superficie del empalme. También detecta grietas superficiales.

Inspección de Corrientes Eddy de Baja Frecuencia (LFEC): Se utiliza para encontrar las grietas del subsuelo, y la corrosión.

Aplicación

- Medir o identificar condiciones o propiedades tales como: conductividad eléctrica, permeabilidad magnética, tamaño de grano, condición de tratamiento térmico, dureza y dimensiones físicas de los materiales.
- Detectar discontinuidades superficiales y sub-superficiales, como costuras, traslapes, grietas, porosidades e inclusiones.
- Detectar irregularidades en la estructura del material.
- Medir el espesor de un recubrimiento no conductor sobre un metal conductor, o el espesor de un recubrimiento metálico no magnético sobre un metal magnético.

Frecuencia de Resonancia. Una prueba NDT que se puede utilizar para encontrar delaminaciones en compuesto, estructuras de panal de abeja.

Capítulo III

Metodología

3.1 Descripción de pasos a seguir para lograr los objetivos específicos.

La secuencia seguida es la siguiente: presentar las bases para la aplicación de las reparaciones estructurales, diseño de una reparación estructural MAJOR, proporcionar un método didáctico para realizar prácticas, conservación de la aeronave. A continuación se explica detalladamente:

a) Presentar las bases para la aplicación de las reparaciones estructurales en la aeronave B727 XA-HOV.

Analizar los daños encontrados, en cuanto a su tamaño, clasificación, y tipo, para poder determinar la reparación basándose en el SRM del B727-200. Una vez realizado lo anterior se procede a buscar las respectivas reparaciones en SRM, enlistando los materiales y herramientas necesarias.

Todo lo anterior se rige dentro de las especificaciones establecidas en el manual SRM, ya que se pretende que el proceso se lleve con normatividad y seguridad.

b) Diseño de una reparación estructural MAJOR.

Se diseño una nueva reparación que se realizo con un material similar al material original. Siguiendo las referencias que establecidas en el manual SRM, además de observaciones presentes en los boletines de servicios que correspondan tanto a la localización del daño y evidentemente que apliquen a aeronaves de este modelo.

c) Proporcionar un método didáctico para realizar prácticas.

Al establecer las diversas tareas así como su procedimiento de los distintos daños los cuales ya estarán tipificados así como el proceso de reparación de cada uno, se propone llevar acabo practicas y/o clases demostrativas con fin de mostrar de una forma más realista la aplicación de algún proceso de reparación; esto podrá ser con la participación unitaria o en conjunto de diversas asignaturas que se imparten a lo largo de la carrera como reparaciones estructurales, mantenimiento de aeronaves , materiales compuestos y procesos de manufactura por mencionar algunas .

d) Conservación de la aeronave.

La conservación de la aeronave se lleva a cabo a través de servicios de inspección, detección, análisis y procedimientos de reparación, restauración o preservación de la aeronave dependiendo del tipo de daño. La inspección se realiza en forma visual para ver el estado real de la aeronave.

Para lograr la conservación de una aeronave se tienen diferentes servicios de mantenimiento los cuales se dividen en servicio A, B, C, D, T; los cuales son servicios que se llevan a cabo en los diferentes sistemas de la aeronave que van desde revisión de niveles de aceite, hasta reemplazo de algún componente.

Bajo este procedimiento se va a llevar a cabo de acuerdo a los manuales de mantenimiento para la conservación del planeador B727-200.

La herramienta que es utilizada como ayuda para poder organizarse y cumplir los objetivos establecidos, se llevó a cabo con el software “Gantt Project”, el cual nos permite ver el avance real y teórico, determinar el tiempo en que se tardó en realizar cada tarea asignada y prioridad de ésta. Ver figura 14.

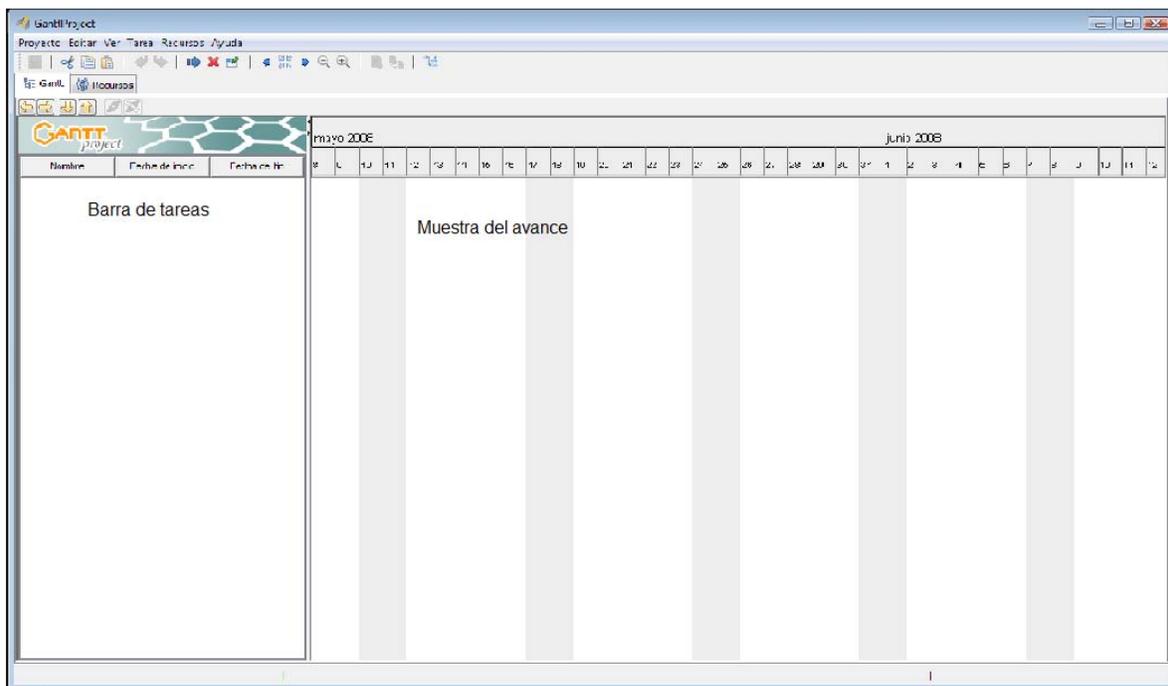


Figura 14. Ventana de trabajo Gantt Project.

Como se observa el programa consta dentro de su estructura con un calendario, el cual nos da la amplitud del tiempo y duración de cada tarea que se desarrollo. Ver figura 15.

En la figura anterior se muestran dos colores el azul y el rojo los cuales indican la prioridad; es decir, el azul indica que la tarea es de baja prioridad, mientras el color rojo es de alta prioridad. Así mismo se puede observar que dentro de cada color se muestra una línea de color rojo la cual indica el avance en un porcentaje de 0 a 100.

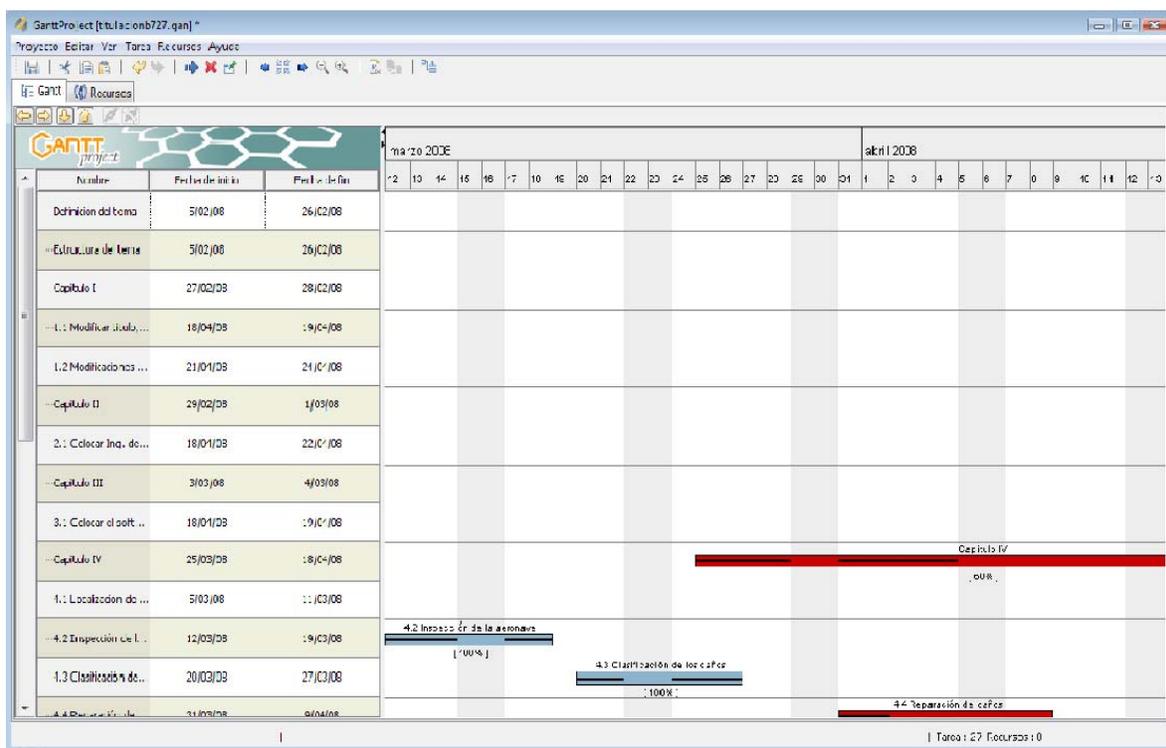


Figura 15 muestra de las tareas y avances.

3.2 Definir los Instrumentos a utilizar para la recopilación de información.

Consultar al personal que estuvo involucrado en la donación de la aeronave para que se nos facilitara los manuales que nos son de utilidad, así como consultar a profesores que tengan experiencia dentro del medio específicamente de

reparaciones estructurales y nos puedan asesorar acerca de las condiciones en las que se encuentran los daños en la aeronave.

Manuales correspondientes a la aeronave B727-200.

Reglamentación Aeronáutica como son:

FAR 43. El cual hace referencia al mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción, y alteración; describe las reglas establecidas para el mantenimiento, el mantenimiento preventivo, la reconstrucción, y la alteración de los componentes de la aeronave. Personas autorizadas a realizar mantenimiento, mantenimiento preventivo, la reconstrucción, y alteraciones.

FAR 65. Habla de la certificación del personal de aviación con excepción de los miembros de la tripulación de vuelo. Esta parte describe los requisitos para publicar los siguientes certificados, los grados asociados y las reglas de funcionamiento generales para los sostenedores de esos certificados y grados:

- (a) Operadores de la torre de control del tráfico aéreo.
- (b) Despachadores de los aviones.
- (c) Mecánicos.
- (d) Reparadores.
- (e) Instaladores de paracaídas.

FAR 91. Operaciones y reglas generales del vuelo; en la parte 91 habla del funcionamiento y reglas generales del vuelo. En la sub-parte se hace referencia al mantenimiento, mantenimiento preventivo, y alteraciones y dentro de la sección 91.405 mantenimiento requerido, operación después del mantenimiento, del mantenimiento preventivo, de reconstruir, o de la alteración y requisitos especiales del programa de mantenimiento y los cambios a los programas de la inspección de aviones.

FAR 145. Hace referencia a la reparación de estaciones, cubierta, instalaciones, equipo, materiales, y datos y requisitos del personal, supervisores, personal de inspección, personales autorizados a aprobar un artículo para el servicio.

Norma oficial mexicana NOM-021/3-SCT3-2001, Que establece los requerimientos que deben cumplir los estudios técnicos para las modificaciones o alteraciones que afecten el diseño original de una aeronave o sus características de aeronavegabilidad.

Capítulo IV

Desarrollo

4.1 Localización de las estaciones en la aeronave.

Para llevar a cabo este proceso, se necesita de la ayuda del SRM de la aeronave Boeing 727-200 en el capítulo 53-00-01. En éste capítulo se muestra un esquema de las estaciones del fuselaje. Ver figura 16.

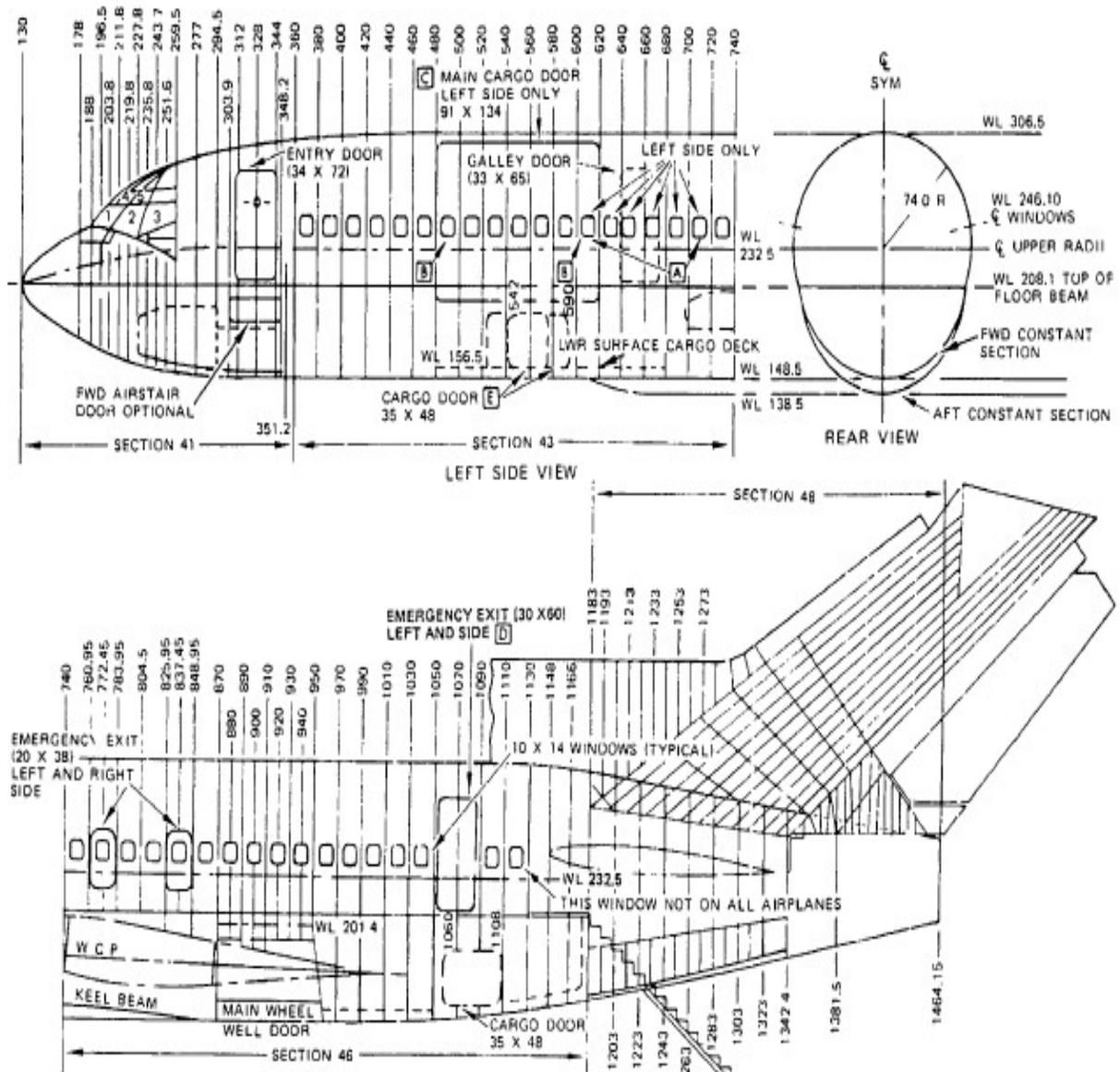


Figura 16. Estaciones del fuselaje.¹¹

Esta imagen muestra la correcta distribución de las estaciones de la aeronave, las cuales también se encuentran grabadas sobre cada cuaderna o mampara, lo cual se puede observar desde el interior de la aeronave. Ver figura 12.

¹¹ Ver referencia 6 cap. 53-00-01 pág. 1



Figura 12. Estación grabada sobre el mamparo.

Físicamente las estaciones se identifican por fuera de la aeronave ya que en las aeronaves esta parte se encuentra cubierta por los diferentes accesorios que la componen. Ver figura 13.



Figura 13. Equipo abordo de la aeronave.

La identificación de las estaciones se colocó del costado derecho de la aeronave ya que son las mismas del lado contrario por su simetría. Ver figuras 17 y 18.



Figura 17. Identificación de las estaciones.



Figura 18. Identificación de las estaciones sobre el área estructural del fuselaje.

Con el fin de identificar los daños por estación y lograr una MAJOR facilitación al momento de realizar una inspección de daños o reparaciones.

4.2 Inspección de la aeronave

El tipo de inspección que se lleva a cabo es de tipo visual con luz de día, esto por la simple razón de que la mayoría de los daños encontrados en el exterior de la piel del fuselaje.

Los daños encontrados por estación son los siguientes:

Número de daño	Sección	Estación	Larguero
1	41	348.2RH y 360RH	24RH y 25RH
2	41	348.2RH y 360RH	25RH y 26RH
3	41	348LH y 360LH	23LH y 24LH
4	43	660RH	14RH y 15RH
5	43	660RH y 640RH	17RH y 16RH
6	43	400RH y 420RH	17RH y 16RH
7	43	360RH y 380RH	23RH y 24RH
8	43	400RH y 420 RH	24RH y 25RH
9	43	360RH y 380RH	27RH y 28RH
10	43	660RH y 680RH	14RH
11	43	400RH y 380RH	16RH y 17RH
12	41	294.5LH y 303.9LH	19 LH y 20LH
13	43	380RH y 400RH	16RH y 17RH
14	43	420RH	18RH y 19RH
15	43	360RH y 380RH	24RH y 25RH
16	48	1183 RH	20RH y 21RH

Número de daño	Sección	Estación	Larguero
17	48	1183 LH	19LH y 20LH
18	48	1183 LH	19LH y 20LH
19	48	1183 LH	19LH y 20LH

También se encuentran otros daños que están principalmente en los marcos de ventanillas y puertas. Los daños anteriormente mencionados son los más comunes en toda la aeronave.

4.3 Clasificación de daños

Para el desarrollo de la medición y clasificación de los daños, se utilizó una técnica comúnmente efectuada en los talleres de aviación la cual consiste de colocar un papel tipo cebolla y remarcar el daño para efectuar las mediciones de anchura, profundidad y longitud para tener un antecedente del daño. Ver figura 19.

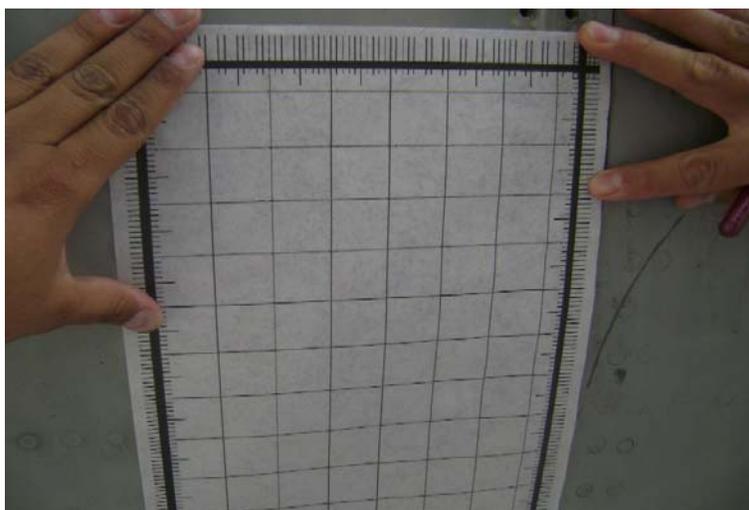


Figura 19 Traslación del daño a un plano.

Para notar la exactitud donde se localiza el daño dentro de un plano se necesitó la ayuda del siguiente esquema de estaciones obtenido del SRM. Ver figura 20.

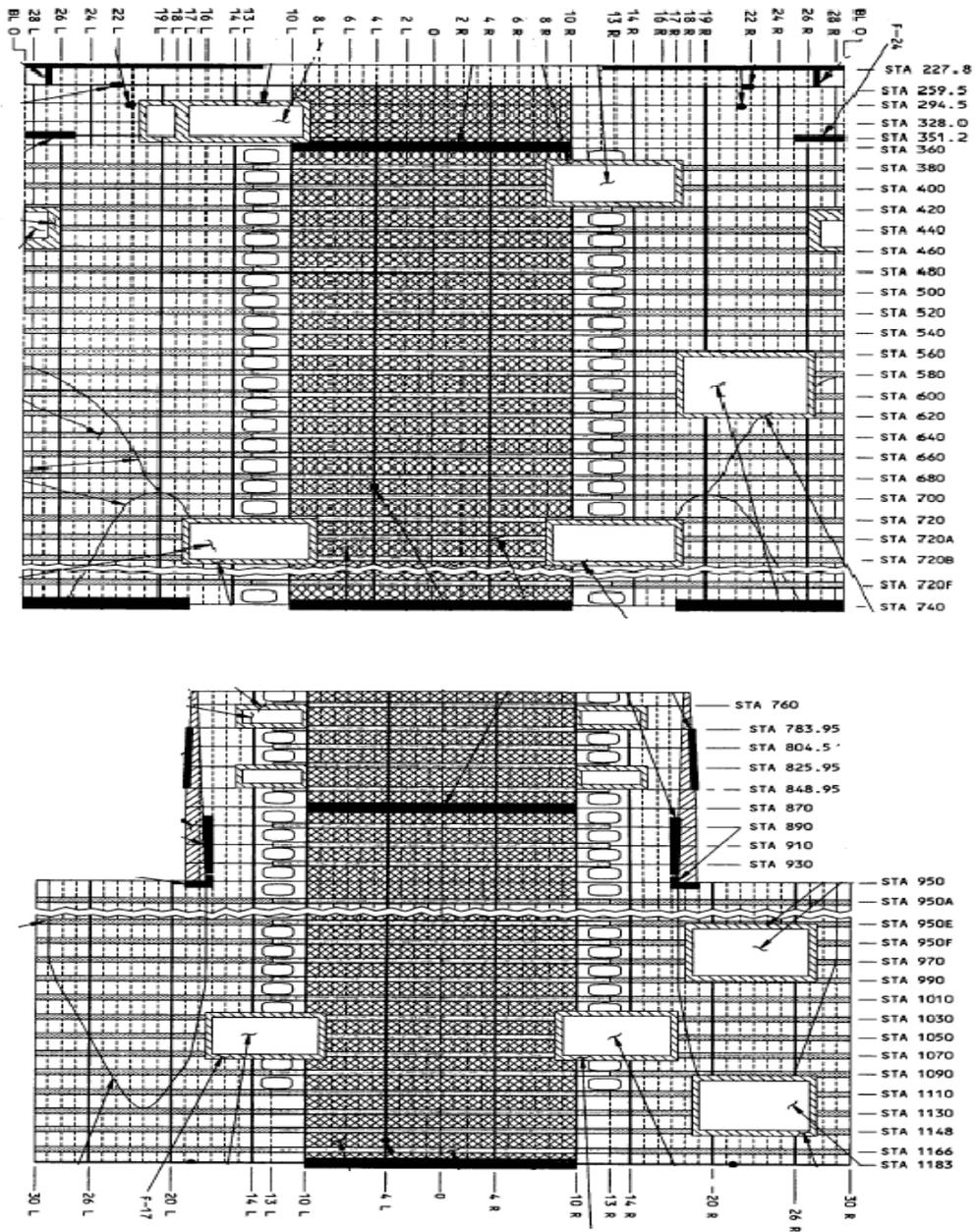


Figura 20 Estaciones en un plano.¹²

Una vez aplicado el procedimiento se recurre al SRM para verificar si los daños están permitidos o es necesario una reparación para esto se toma en cuenta en que sección se encuentra ya que depende si es una sección presurizada o no. Ver figura 21.

¹² Ver referencia 6 cap. 51-00-04

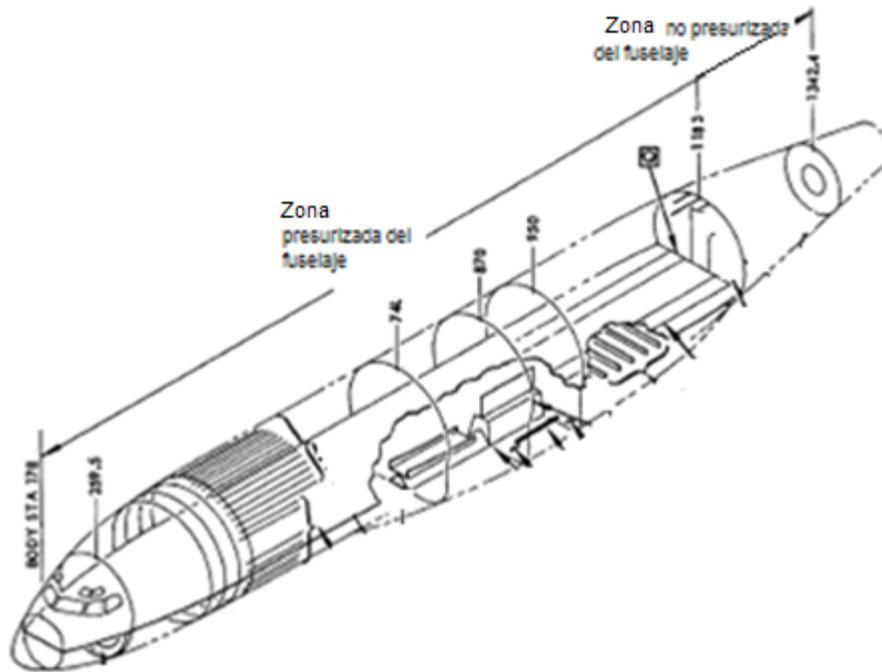


Figura 21. Zonas de daños permisibles o reparables¹³

El área removida en la cavidad del fuselaje no debe exceder el 15% de la sección transversal en cualquier área; los daños que excedan las especificaciones deben ser reparados permanentemente.

En la figura 22 se muestra el procedimiento para determinar si es permisible el daño o caso contrario.

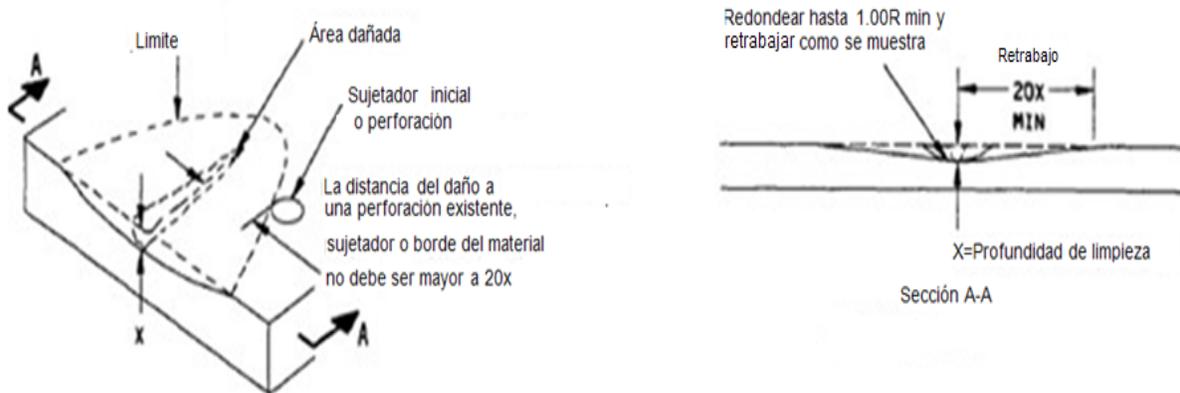


Figura 22. Remoción de daños generados¹⁴

También se aplican ciertos criterios que son obtenidos del SRM que a continuación se muestra en la tabla de la página siguiente:

¹³ Ver referencia 6 cap. 53-10-01 del SRM

¹⁴ Ver referencia 6 cap. 53-03-01 del SRM

Relación para determinar un daño permisible.

Profundidad	Relación A/Y	Acciones correctivas
Menos de 0.125 plg.	MAJOR a 30	Daño permisible, reparación no necesaria
Menos de 0.125 plg.	Entre 15 y 30	La melladura debe ser reparada permanentemente, se puede retrasar la reparación al: <ol style="list-style-type: none"> 1. Realizar una inspección detallada de la melladura. 2. Realizar una inspección HFEC dentro de 5000 ciclos 3. Realizar una inspección visual cada 5000 ciclos 4. Una reparación permanente antes de 30 000 ciclos
Menos de 0.125 plg.	Menor de 15	La melladura debe ser reparada permanentemente, sin embargo puede retardar la reparación al: <ol style="list-style-type: none"> 1. Realizar una inspección detallada de la melladura.
Entre 0.125plg y 0.25plg.	Entre 15 y 30	<ol style="list-style-type: none"> 2. Realizar una inspección HFEC dentro de 5000 ciclos 3. Realizar una inspección visual cada 5000 ciclos 4. Una reparación permanente antes de 12 500 ciclos
Entre 0.125plg y 0.25 plg.	MAJOR a 30	La melladura debe ser reparada permanentemente, sin embargo puede retardar la reparación al: <ol style="list-style-type: none"> 1. Realizar una inspección detallada de la melladura. 2. Realizar una inspección HFEC dentro de 5000 ciclos 3. Realizar una inspección visual cada 5000 ciclos 4. Efectuar una reparación permanente antes de 20 000 ciclos
MAJOR a 0.125 plg.	Menor a 15	La melladura debe ser reparada permanentemente, sin embargo puede retardar la reparación al: <ol style="list-style-type: none"> 1. Realizar una inspección detallada de la melladura.
MAJOR a 0.25 plg.	Todo	<ol style="list-style-type: none"> 2. Realizar una inspección HFEC dentro de 625 ciclos 3. Realizar una inspección visual cada 625 ciclos 4. Efectuar una reparación permanente antes de 7 500 ciclos

Esto se determina en la figura 23 donde se puede apreciar, como se obtiene el radio para poder determinar las acciones a tomar.

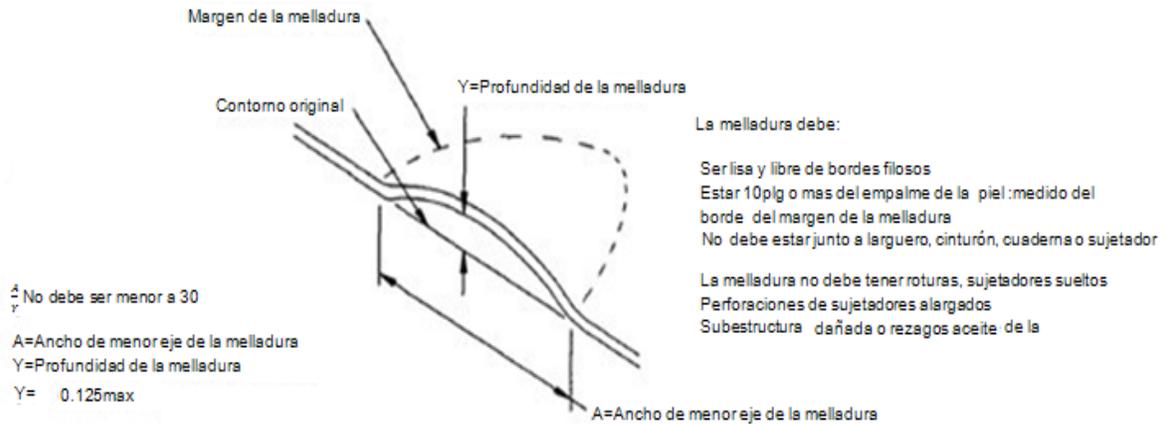


Figura 23 Determinación de los daños permitidos.¹⁵

A continuación se muestra en primera instancia la clasificación de los daños encontrados en la aeronave 727-200 XA-HOV; los cuales, son:

¹⁵ Ver referencia 6 cap. 51-40



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

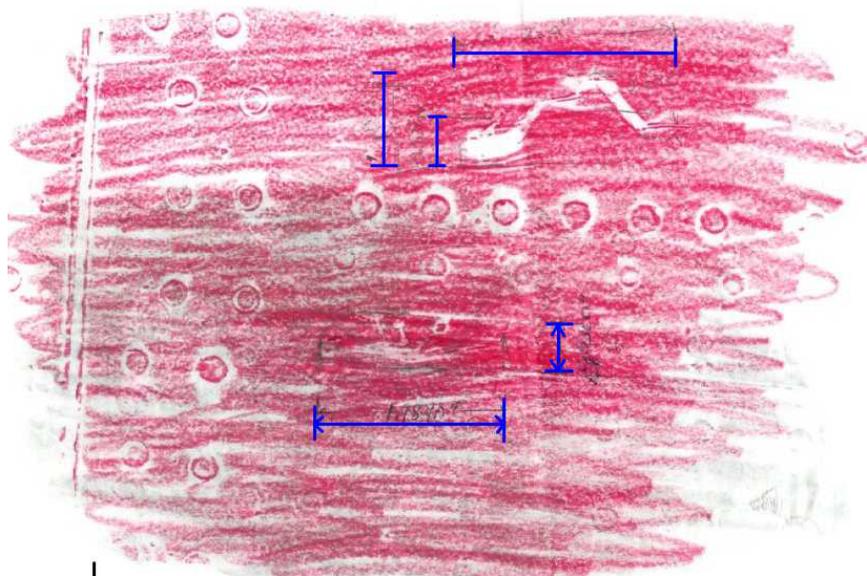
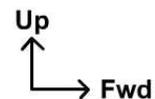
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

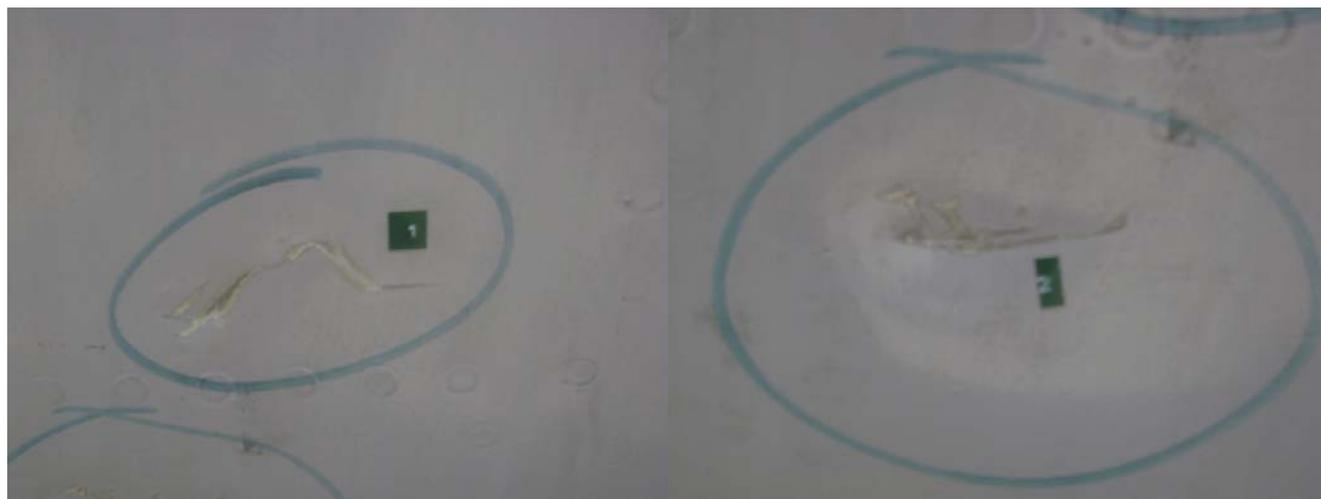
Scratches



**Damages
1 y 2**

STN 360 RH

STN 348.2 RH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCHES ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 360RH / 348.2RH
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-01y 02



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

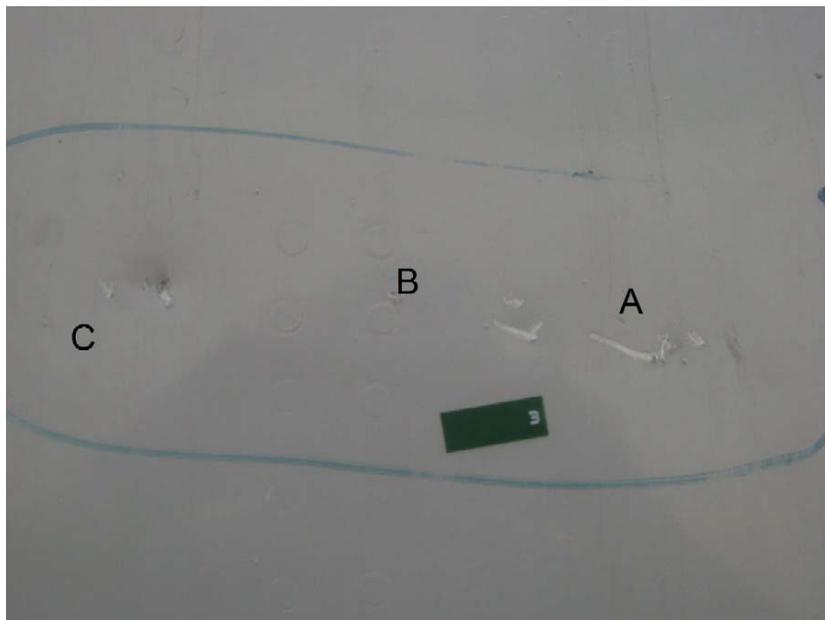
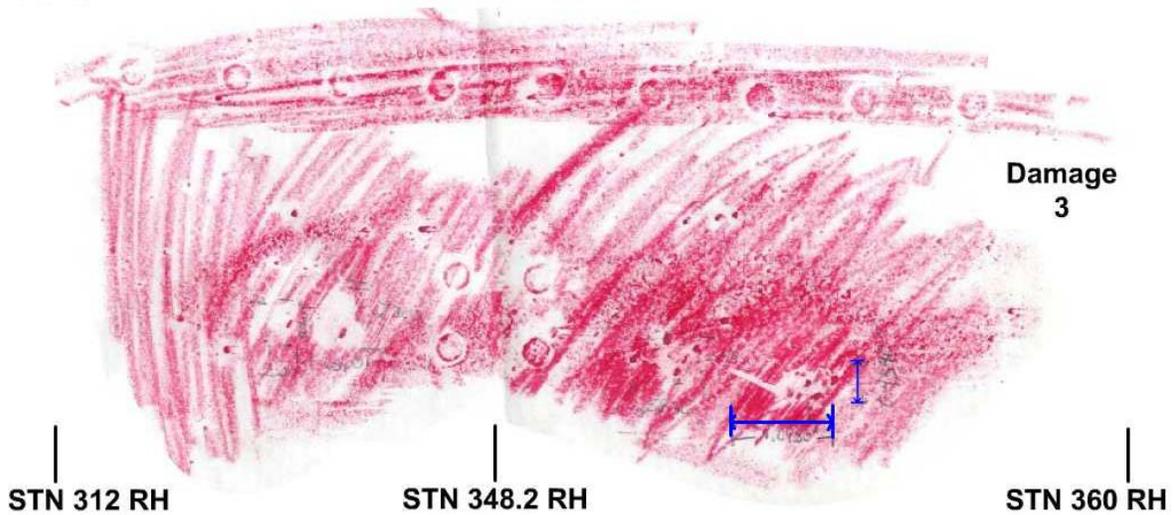
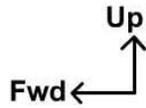
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

SCRATCHES



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCHES ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 312RH/360RH AND STGR 15/16
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
1 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-03



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR
MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

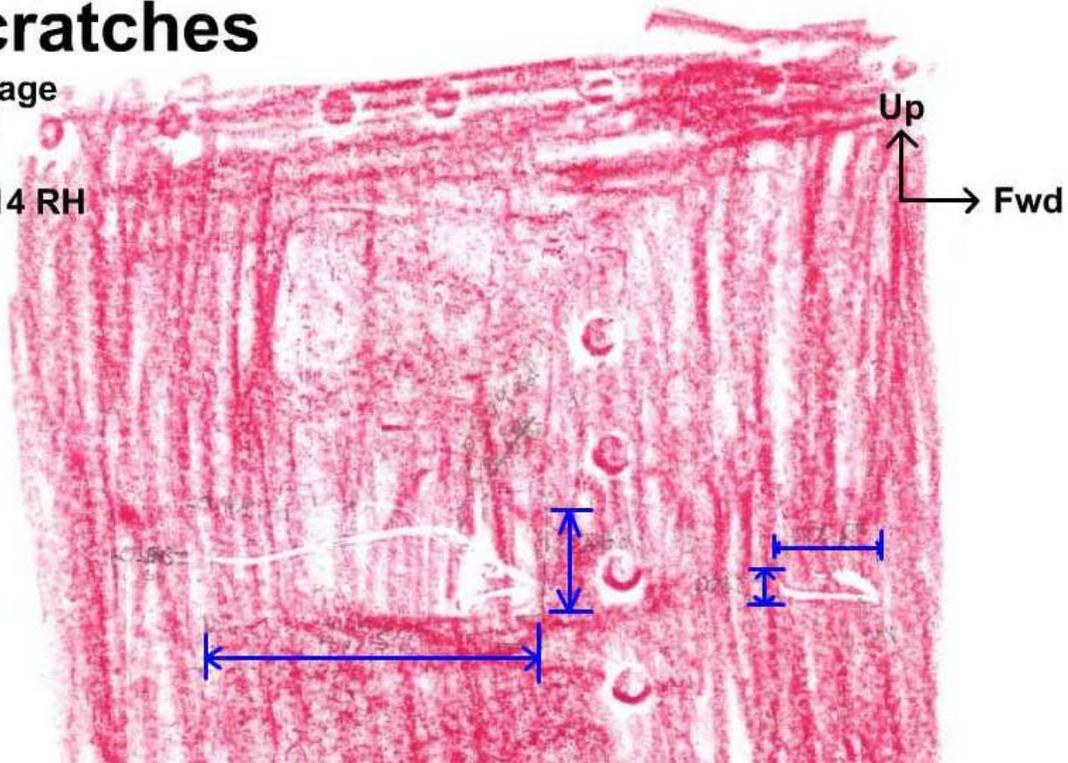
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200
A/C TSN (FH):
A/C CSN (FC):
FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Scratches

Damage

4

Stgr 14 RH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCHES ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 380 AND STGR 19/20
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR
UNIDAD
M/H PER UNIT
2Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-04



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Scratch

Damage

5

Up



Fwd

STN 660 RH

STN 640 RH

L = 0.682"

H = 2.424"

D = 0.005"



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 640RH/660RH
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-05



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

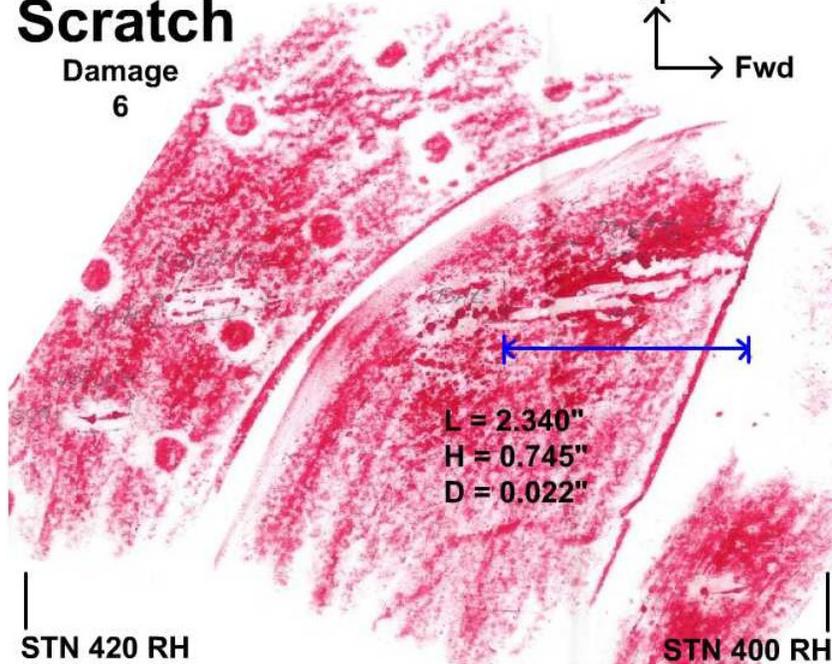
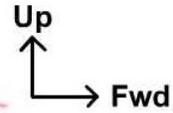
A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Scratch

Damage
6



STN 420 RH

STN 400 RH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 400RH/420RH
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-06



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

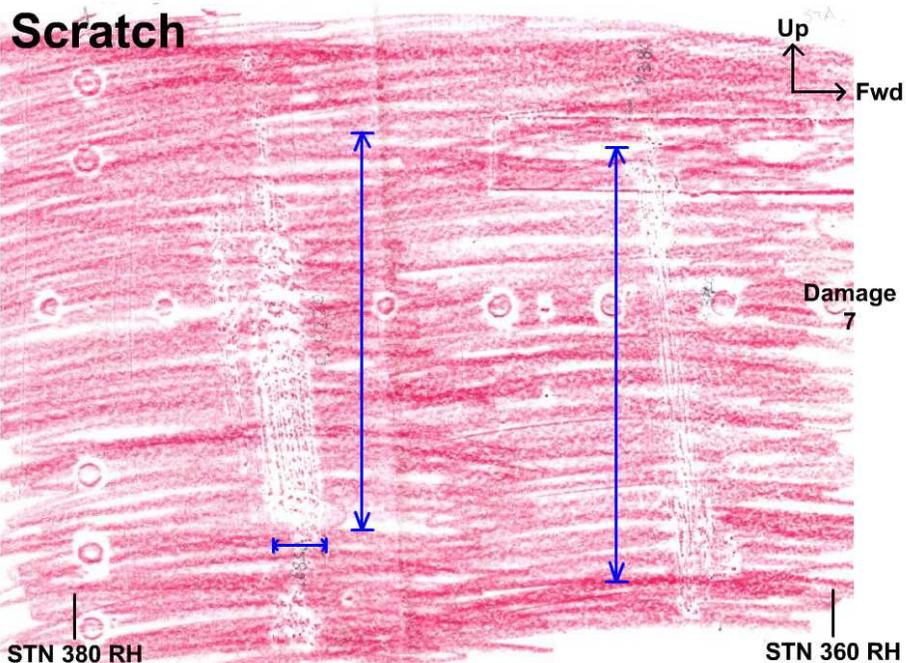
MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 360/380 AND STGR 19/20
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

1 Hr

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-07



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

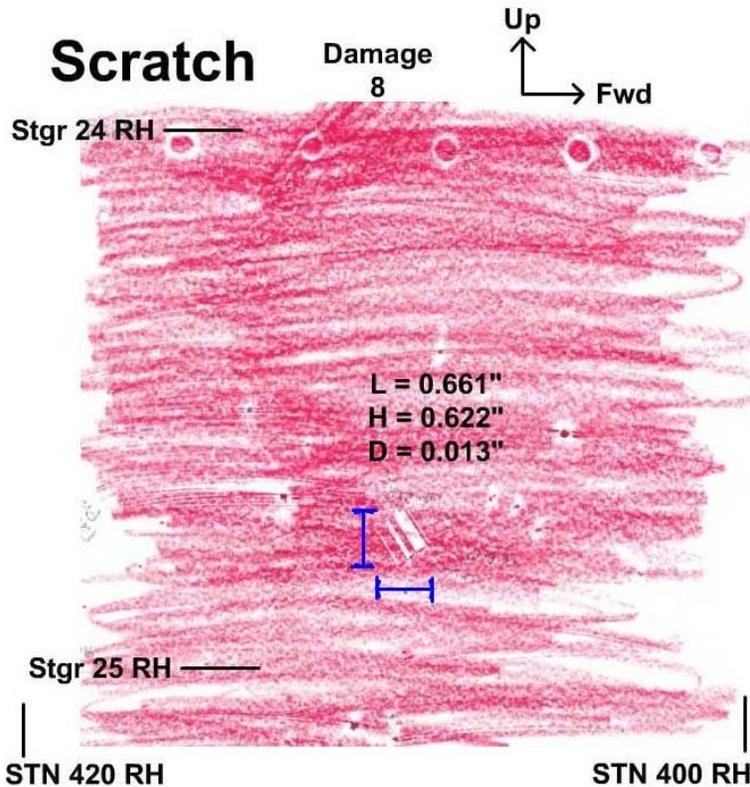
MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 400RH/420RH AND STGR 24/25
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

3 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-08



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

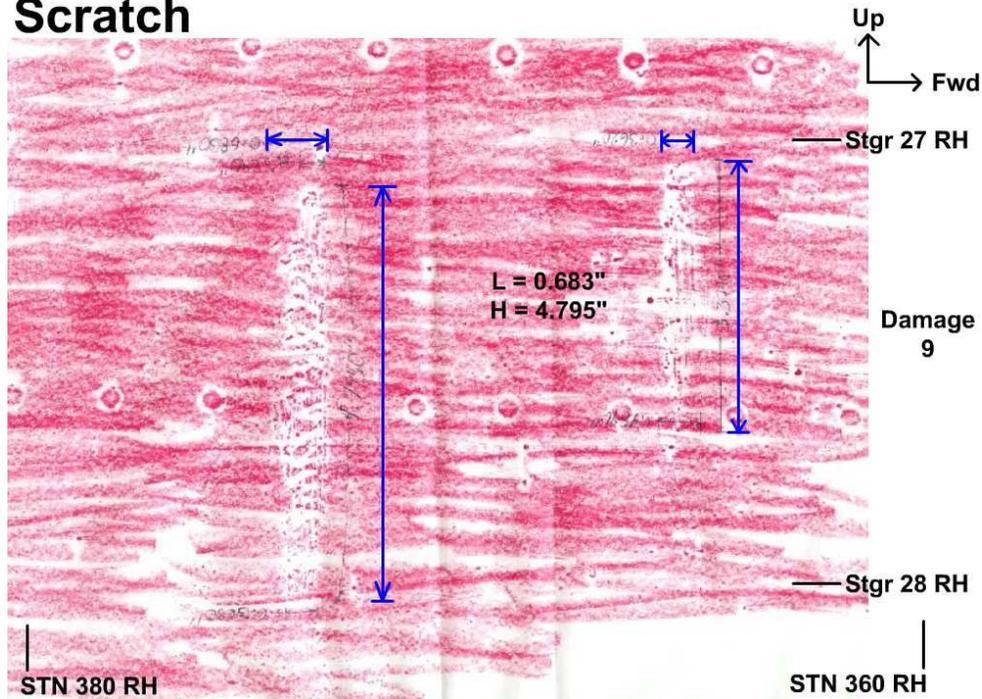
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Scratch



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 360RH/380RH AND STGR 27/28
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

2 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-09



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA - HOV

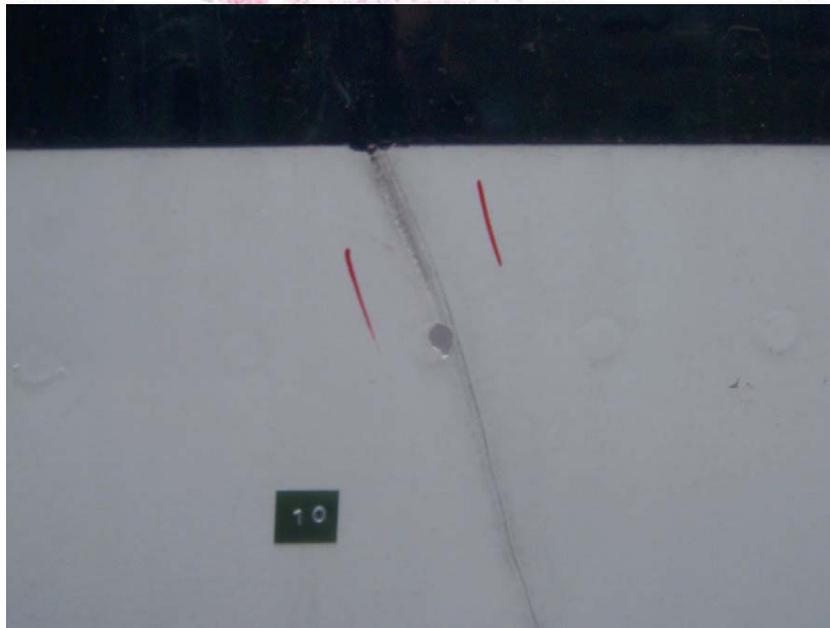
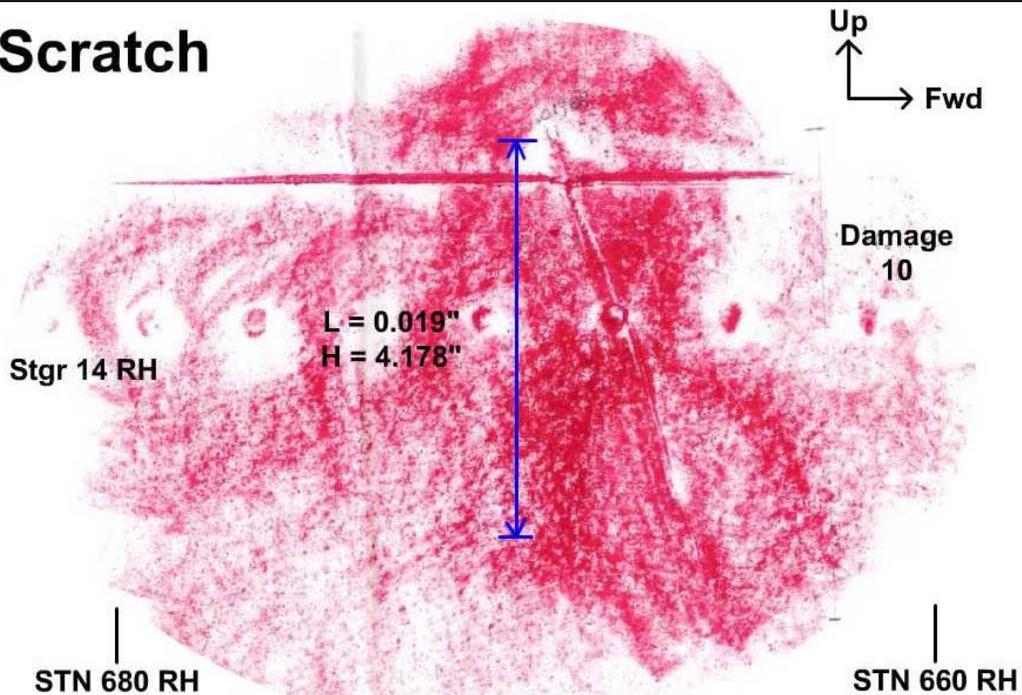
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Scratch



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 660RH/680RH AND STGR 14
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

3 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-10



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

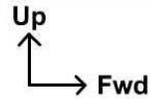
A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

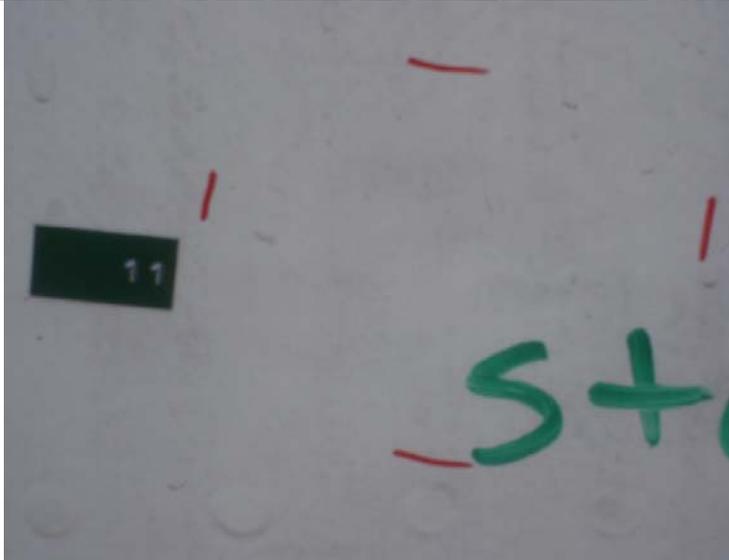
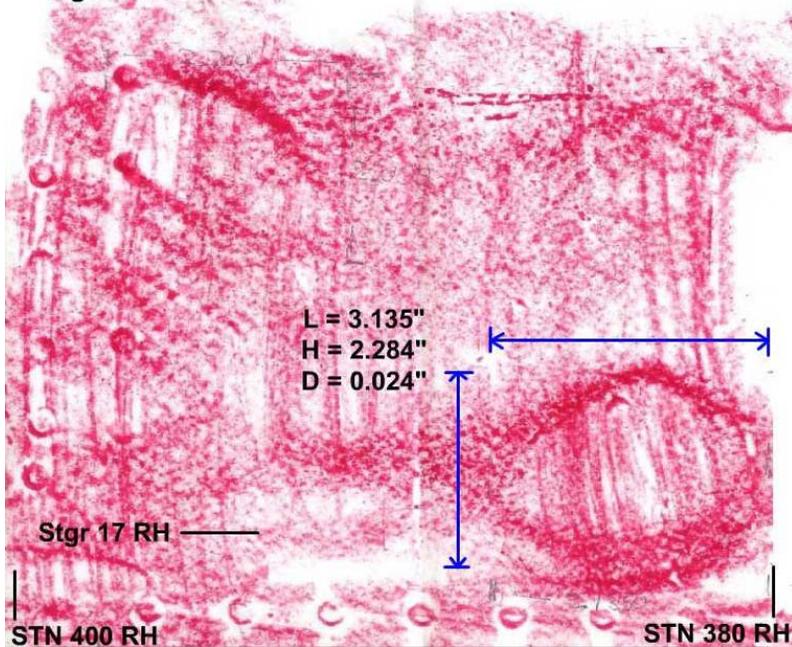
FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Melladura

Damage
11



Stgr 16 RH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: _____
BETWEEN STN 380RH/400RH AND STGR 16/17
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-11



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

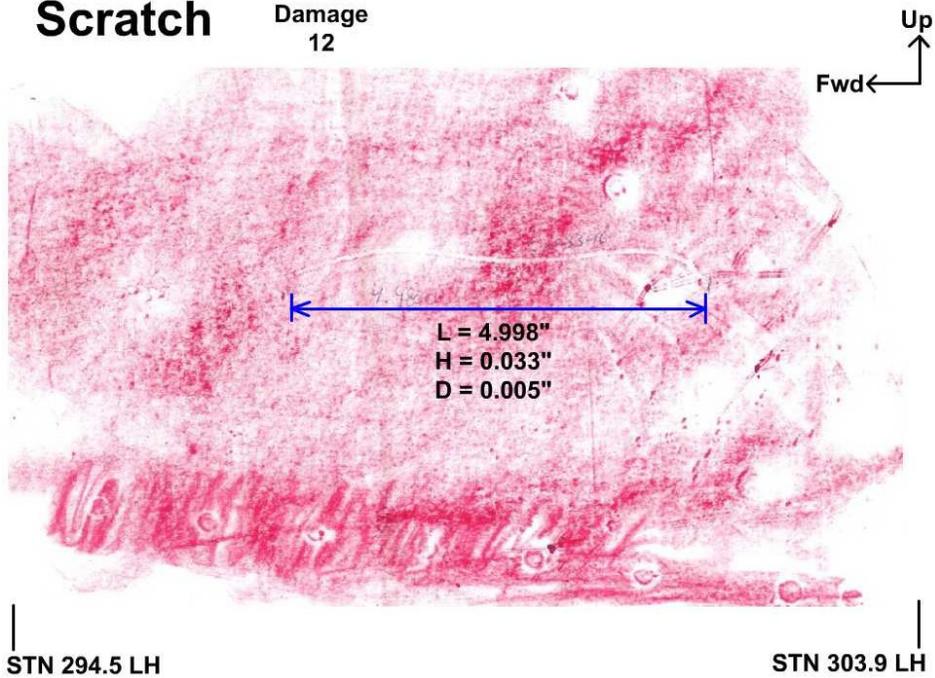
A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

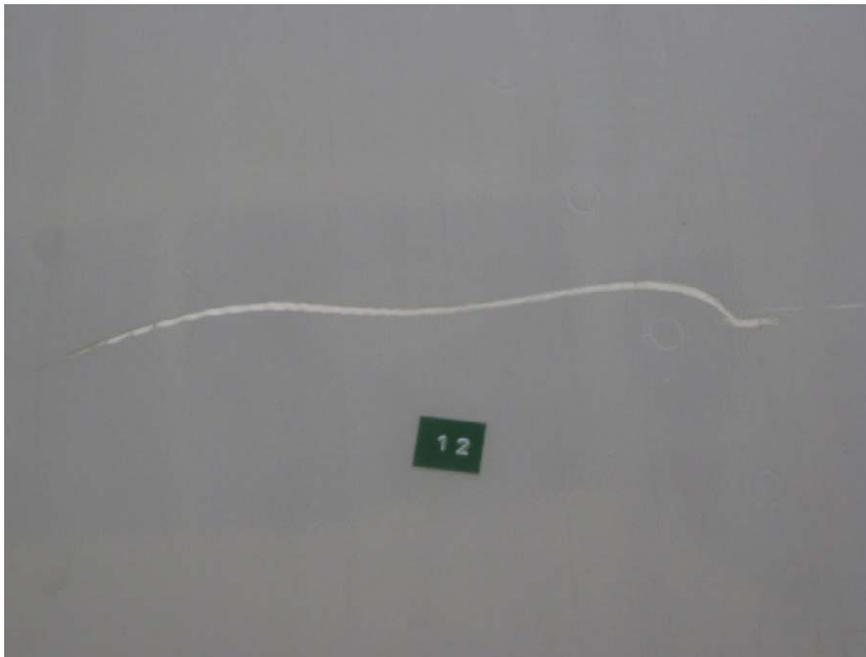
Scratch

Damage
12



STN 294.5 LH

STN 303.9 LH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 294.5LH/303.9LH AND STGR /
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-12



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

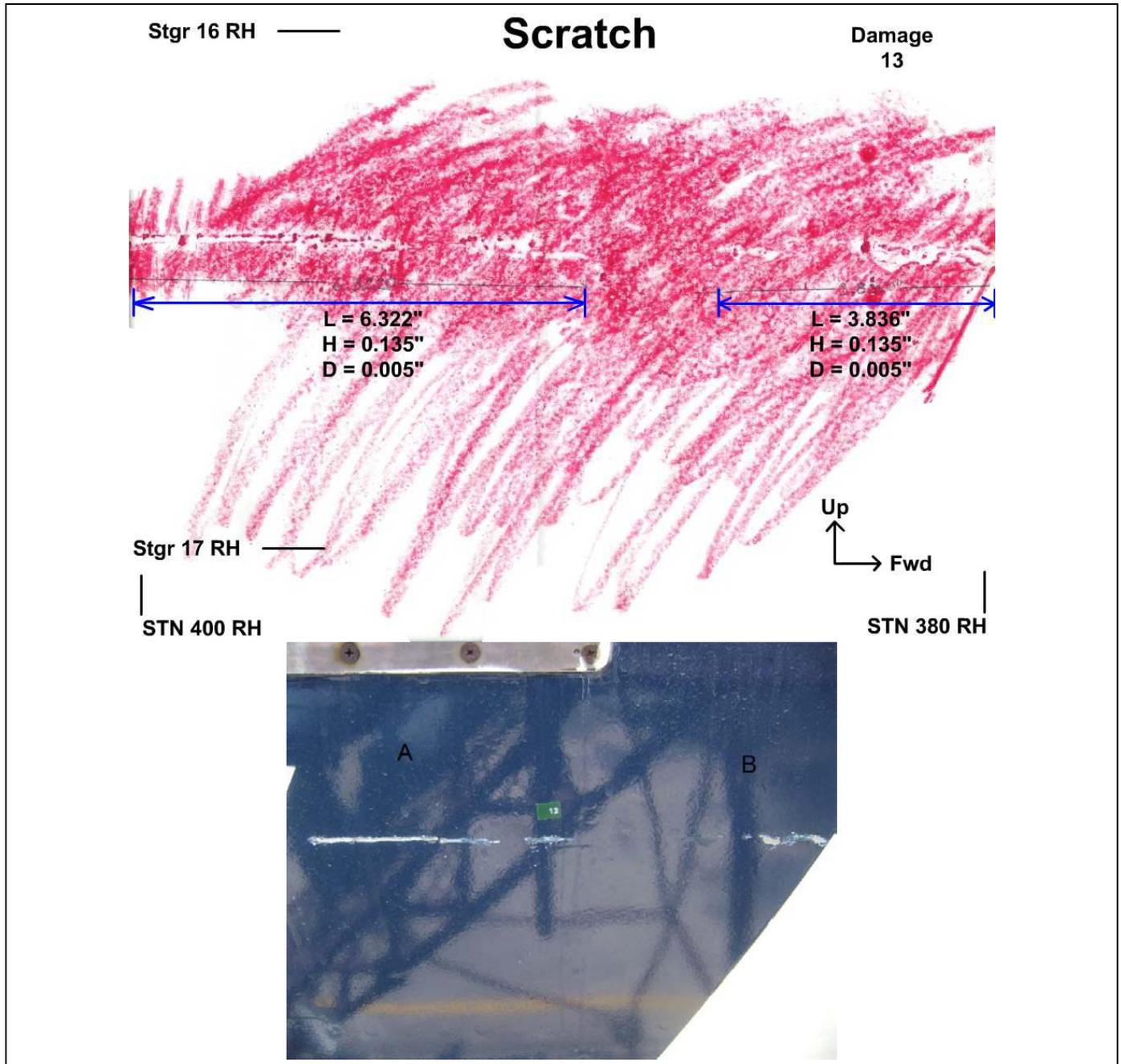
MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 380RH/400RH AND STGR 16/17
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

3 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-13



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

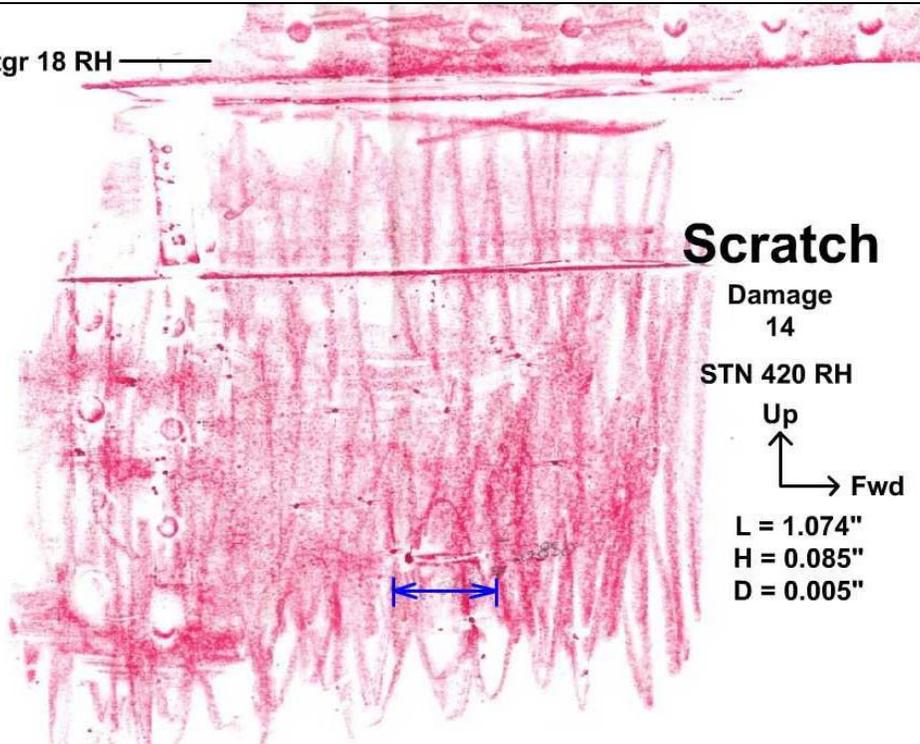
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

Stgr 18 RH



Scratch

Damage

14

STN 420 RH

Up



Fwd

L = 1.074"

H = 0.085"

D = 0.005"

Stgr 19 RH



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: SCRATCH ON FUSELAGE SKIN
BETWEEN STN 420RH AND STGR 18/19
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

3 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-14



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

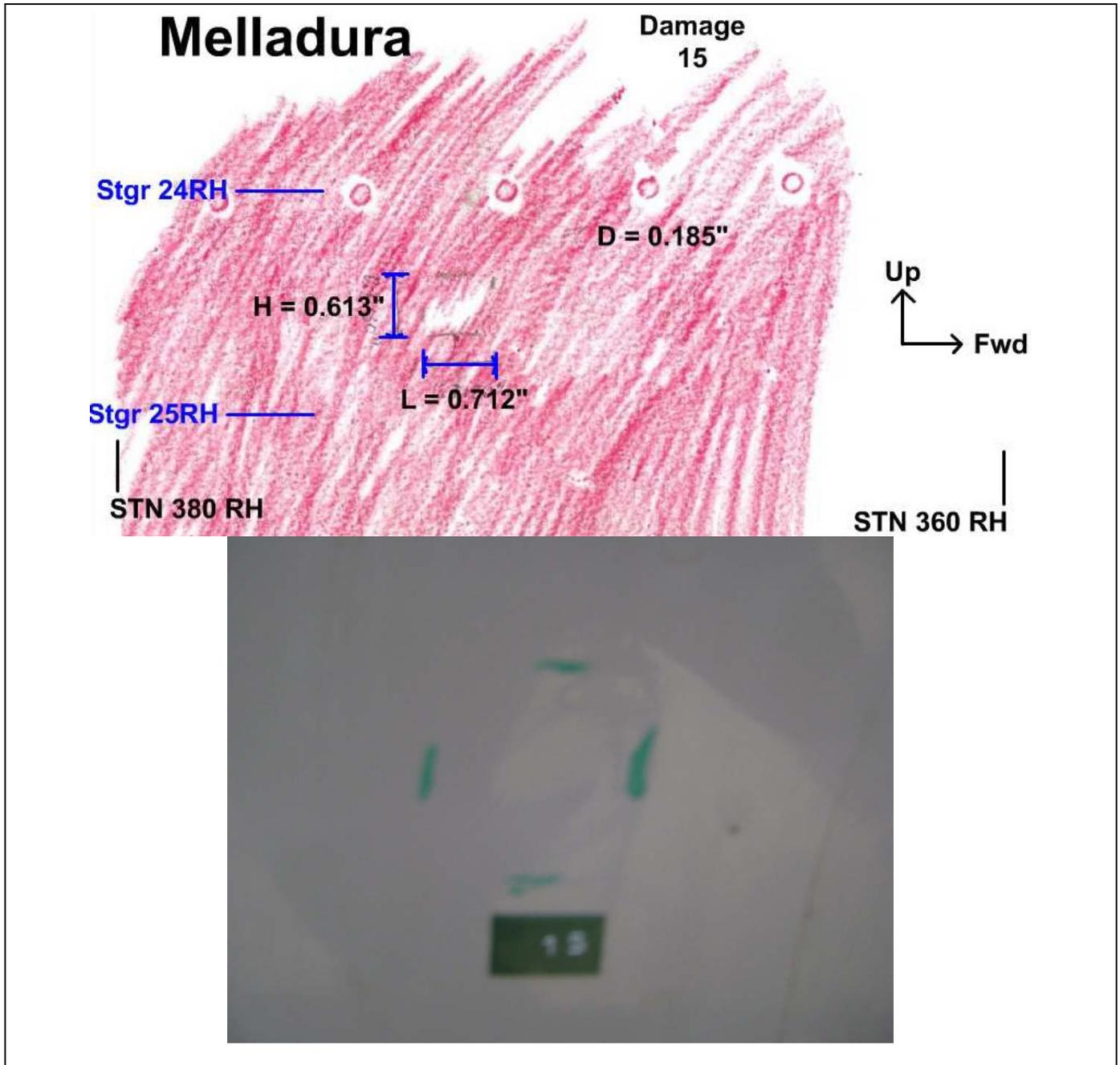
MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: _____
BETWEEN STN 380RH/360RH AND STGR 24/25
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
5 Hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-15



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

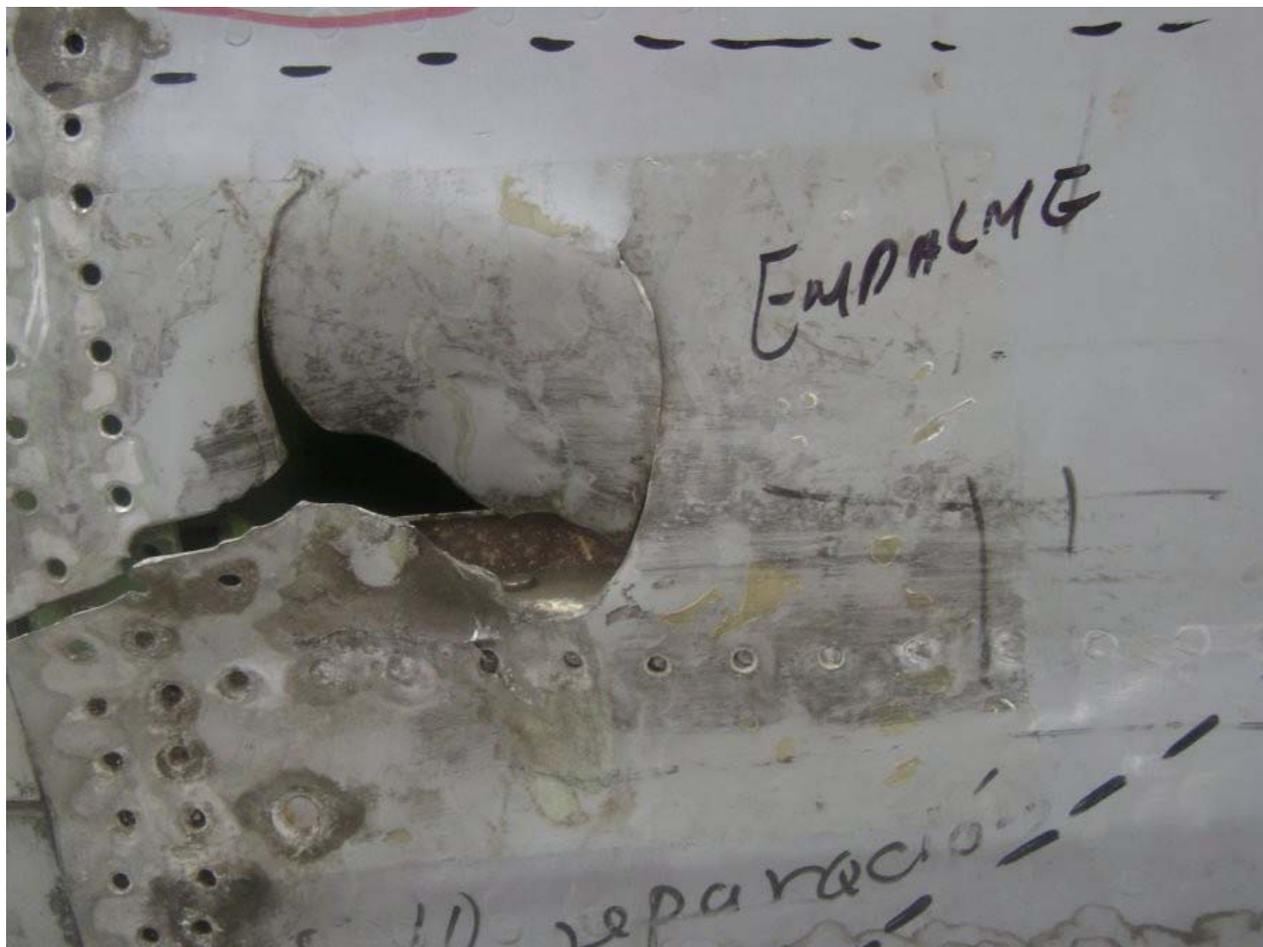
AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

REPARACIÓN MAYOR



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: _____
BETWEEN STN _____ AND ____ / ____
OBSERVACIONES: /REMARKS: MAJOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
24 hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-16



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

ROTURA EN EL MARCO DE LA VENTANILLA



ENSAMBLE MAJOR: /MAJORASSEMBLY: FUSELAGE
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT

12 hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD-17



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA – HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

REEMPLAZO DE PROTECCIÓN



ENSAMBLE MAJOR: / MAJOR ASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION:
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
12 hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD18



FOTOGRAFIAS Y DIBUJOS DE DAÑO O REPARACION
PICTURES AND SKETCHES OF DAMAGE OR REPAIR

MATRICULA: /REGISTRATION: XA - HOV

AIRCRAFT: /REGISTRATION: B-727-200

A/C TSN (FH):

A/C CSN (FC):

FECHA / DATE: MAY. 16th, 08

ROTURA



ENSAMBLE MAJOR: /MAJOR ASSEMBLY: FUSELAGE
DESCRIPCION: /DESCRIPTION: ROTURA
OBSERVACIONES: /REMARKS: MINOR DAMAGE

H/H POR UNIDAD
M/H PER UNIT
16 hrs

NOMENCLATURA DE REPARACION: /
NOMENCLATURE REPAIR:

FD19

Como podemos observar la mayoría de los daños clasificados deben estar sometidos a reparación de acuerdo a lo establecido en el SRM.

4.4 Reparación de daños

En cuanto a la reparación de los daños se aplica la metodología para realizar las acciones correspondientes en cada caso. Ver figura 24.

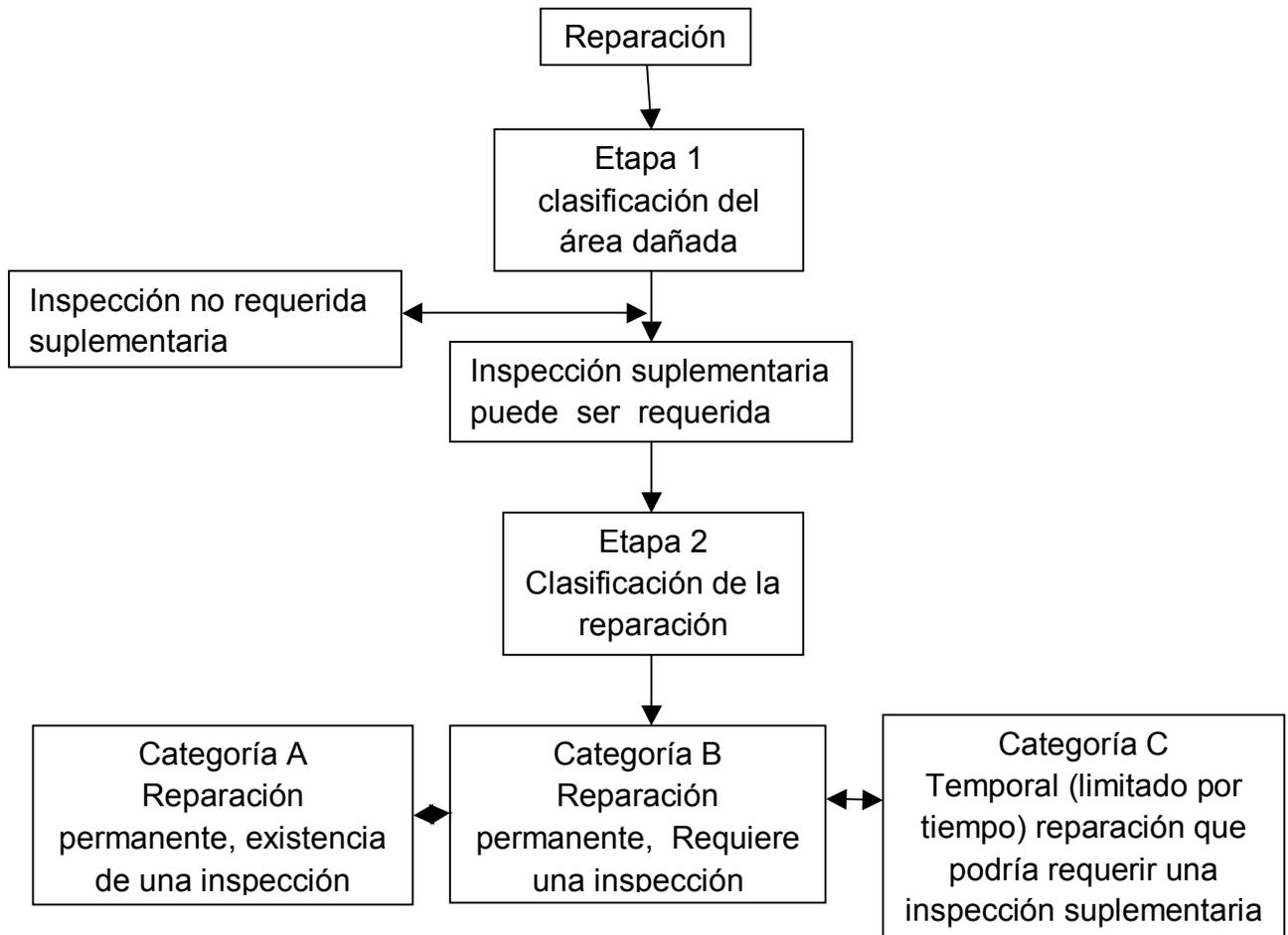


Figura 24. Metodología de reparación de daños

Para ejemplificar, como se debe reparar un daño encontrado se tomarán en cuenta tres daños los cuales son ilustrativos en los procesos de reparación de daños estructurales; y se muestran a continuación.

4.4.1 Reparación de scratch (rayón) y melladuras.

A. Aleaciones aluminio metal

NOTA: Es posible re-trabajar el daño siempre y cuando no afecte la cubierta de aluminio el daño que no esté por todo el revestimiento de aluminio.

Precaución: No usar un cepillo de metal o algún otro material que afecte la piel del fuselaje.

De acero sobre superficies metálicas de aluminio.

Si no se realiza, entonces una pequeña capa de partículas metálicas se adherirá en la superficie del metal, esta podría causar más daños a la parte a restaurar.

- 1 Desgastar o usar químicos para quitar toda la pintura del área dañada

Precaución: la remoción completa del daño es necesaria para establecer las acciones de reparación necesarias y para evitar el desarrollo de grietas por fatiga. El daño que no es removido completamente puede reducir la fuerza de la fatiga de la parte, la cual puede resultar en una grieta. En casos extremos una grieta de fatiga no detectada puede comprometer la integridad de la estructura.

- 2 Usar los abrasivos establecidos para cubrir el área dañada.
- 3 Después de completar la superficie retrabajada, debe usar un procedimiento no destructivo para asegurar que el área no tenga grietas.

Precaución: no colocar los solventes en la boca, ojos o piel. No respirar los vapores de los solventes. Los solventes son materiales peligrosos y pueden ser inflamables o causar daño al ambiente.

- 4 Limpiar el área dañada con un paño suave con solvente. Referirse al SOPM 20-30-03 para la aplicación del solvente de limpieza y los procedimientos generales de limpieza.
- 5 Aplicar un tratamiento de protección a la superficie de base de metal como se da en el SRM 51-10-2.
- 6 Si es necesario aplica un acabado decorativo en el área.

Retrabajar del área:

- 1 Limpiar el área dañada con un paño suave con solvente. Referirse al SOPM 20-30-03 para la aplicación del solvente de limpieza y los procedimientos generales de limpieza.

- 2 Usar un ST990, ST994 o una herramienta para pulido equivalente
- 3 Utilizar un lubricante de petroleo(o equivalente) sobre el area a pulir.
- 4 Frotar los lados del defecto mientras haces presion sobre el revestido de aluminio al centro del area dañada.
- 5 Colocarse a menos de 0.25 pulgadas (6mm) del borde del daño mientras se hace presion sobre el revestido de aluminio.
- 6 Gradualmente reduce la presion hasta que el area pulida.
- 7 Remueve el lubricante del aluminio

Limpiar y luego aplicar un químico de proteccion al metal de la piel.

Los scratches (rayones) en aleaciones de aluminio 2024 y 7075 con un grosor no MAJOR a 0.063 pulgadas pueden ser re-trabajadas, pero se debe aplicar una prueba no destructiva para asegurarse de que no hay grietas después del trabajo realizado.

Reparación de una melladura.

La melladura debe estar dentro de los límites permisibles establecidos en el manual y se debe preparar la superficie antes de trabajar en ella de la siguiente manera:

1. Se debe quitar acabados exteriores del área con melladura al mínimo de 0.50 pulgadas todo alrededor.
2. Aplicar una conversión química a las áreas expuestas.

Una vez realizado los pasos anteriores se le aplica un relleno, el cual se prepara de acuerdo a las instrucciones del fabricante y se prosigue de la siguiente forma:

1. Aplicar el compuesto del relleno con una espátula o una paleta. Aplique el compuesto del relleno levemente sobre el contorno hacia fuera sobre los alrededores.
2. Se deja curar el compuesto del relleno.
3. Cubrir el compuesto curado del relleno al contorno correcto. No dañe el material circundante.

Finalmente se realiza un trabajo de restauración superficial.

En la siguiente tabla se muestra los diferentes tipos de relleno que se utilizan para restaurar las abolladuras, el tiempo de vida y curado.

Material	Tiempo de trabajo	Tiempo de curado
----------	-------------------	------------------

BMS 5-28 tipo 3 EC1511A EC1511B	20 minutos de 75°F (24°C) a 79°F (26°C)	24 hrs de 75°F (24°C) a 79°F (26°C) 5Hrs de 120°F (49°C) A 130°F (54°C)
BMS 5-28 tipo 16 EC1616A EC1616B	20 minutos de 75°F (24°C) a 79°F (26°C)	24 hrs de 75°F (24°C) a 79°F (26°C) 5Hrs de 120°F (49°C) A 130°F (54°C)
BMS 5-123 tipo 1 Clase 3	3 a 4 minutos de 75°F (24°C) a 79°F (26°C)	10 a 20 min 75°F (24°C) a 79°F (26°C)
Ditzler DF 700 DF 705	3 a 8 minutos de 65°F (18°C) a 75°F (24°C)	10 a 30 min 65°F (18°C) a 75°F (24°C)
Epibond 1526 A/B	7 a 10 minutos debajo de 100°F (38°C)	110 a 120 min 65°F (18°C) a 100°F (38°C)
Epoxi patch 615	3 a 4 minutos debajo de 100°F (38°C)	20 a 40 min 65°F (18°C) a 100°F (38°C)
Snowite #3303	3 a 8 minutos de 65°F (18°C) a 75°F (24°C)	10 a 30 min 65°F (18°C) a 75°F (24°C)
Speed tape Y434		

Reparación de un scratch (rayón)

Estas reparaciones pueden ser utilizadas donde exista un scratch (rayón) de la piel o un sujetador. Estas reparaciones están diseñadas para el lugar más bajo del fuselaje entre las estaciones 360 y 620 y los largueros STRG-20 y STRG-26 LH Y RH.

1. Ajustar el borde existente de la moldura. Mantener los márgenes del borde del sujetador para los remaches de la reparación.
- 2 Expandir el orificio agrietado en piel a un diámetro máximo de 0.50 pulgadas.
3. Hacer los elementos de reparación. Asegúrese que la entrada del disco de la piel tenga separación de 0.060 pulgadas del sujetador.
4. Instalar las piezas de reparación usando un sello superficial de empalme. Instale el disco del enchufe de la piel usando un sello superficial de empalme.

Finalmente se aplican los procedimientos de acabado.

El objetivo principal de los procedimientos de acabado es mantener una limpieza aerodinámica que no implique resistencia al avance y baje los niveles de rendimiento de la aeronave.

Para esto se cuenta con el procedimiento, de limpieza aerodinámica el cual consta de tres categorías crítico, semicritico y no crítico. Ver figura 24.

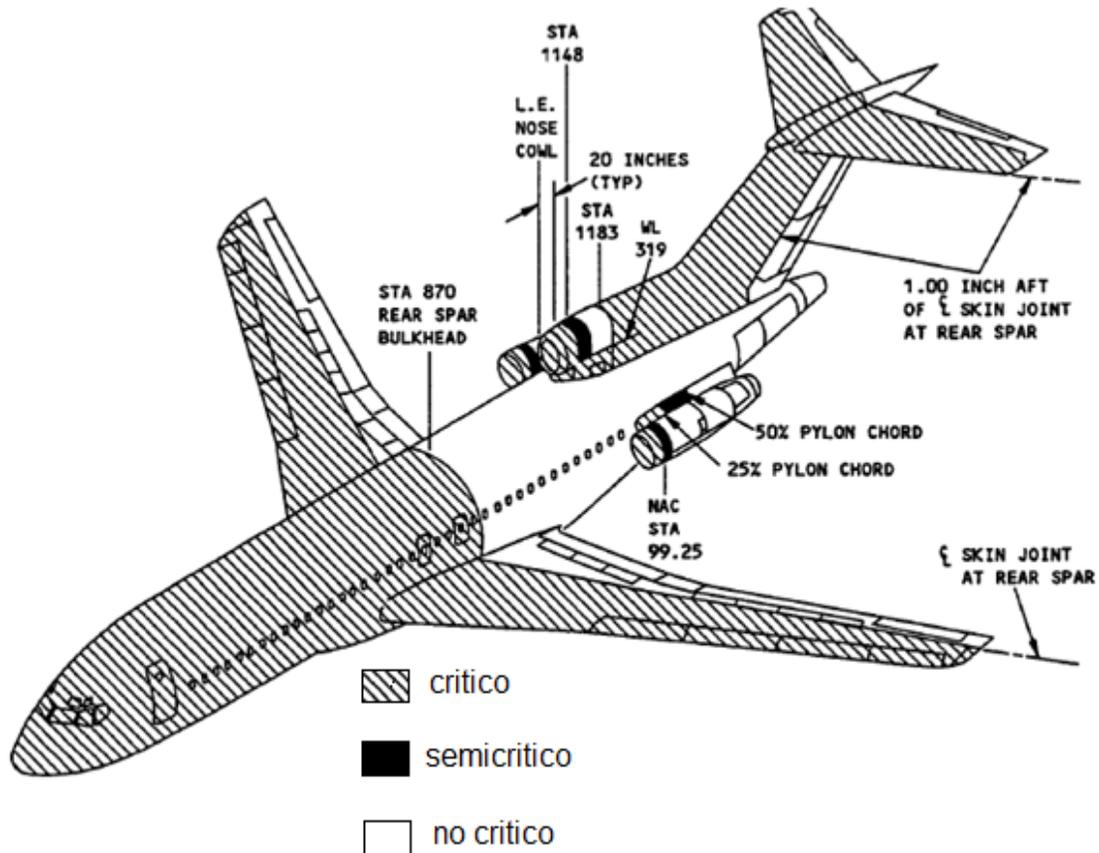


Figura 24. Localización de zonas.¹⁶

Dentro de los requisitos de acabado tenemos lo siguiente:

- A. Efectos de fatiga en superficies con aspereza. Pulido de los acabados de la superficie mejorando el tiempo de vida por fatiga. Muchos maquinados u operaciones de pulido por abrasivo crean patrones de rotura en la superficie la cual resulta en agrietamientos por fatiga.
- B. Los requerimientos de acabado y superficie áspera en partes re-trabajadas son mostradas como valores aritméticos
 1. Estos valores son números en micro-pulgadas.
 2. Maquinado general
 - A. Valores de aspereza

NOTA:

Lo siguiente es lo máximo aceptado para valores de aspereza por acabado de maquinado.

(1) 500 micro-pulgadas de acabado por maquinado

(2) 250 micro-pulgadas en acabados maquinados normales sobre acero tratado sobre 200000psi.

(A) Superficies de aspereza con esos valores pueden ser producidos de forma económica y son usados frecuentemente para partes con requerimientos de fatiga, apariencia y condiciones de operación.

(B) No permitidos en:

- 1) Acero tratado
- 2) Aleaciones de aluminio
- 3) Superficies de acero con aleaciones de aluminio

3. Mediciones

A. Superficies ásperas tal vez puedan ser medidas por algún método de los siguientes:

(1) Comparador físico con una superficie áspera o acabado en bloque usado en una maquina.

(2) Realiza los siguientes pasos:

- (a) Seleccionar un comparador especificado en la figura de reparación
- (b) Seleccionar el área más áspera sobre la superficie que va a ser medida. Ver figura 25.
- (c) Sentir el comparador y la parte a verificar con la uña del dedo meñique
- (d) Seleccionar la dirección del comparador y la superficie la cual tiene la mayor superficie áspera.
- (e) Ver si la superficie es tan lisa como el comparador.

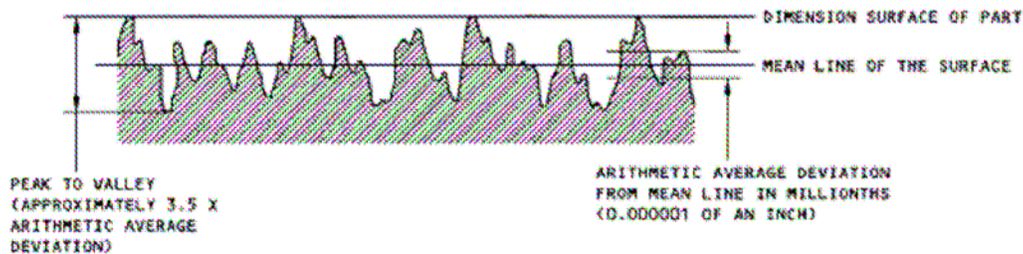


Figura 25. Determinación de la aspereza.¹⁷

4.5 Material y herramienta

Dentro de éste capítulo se muestra las herramientas necesarias recomendadas por el SRM para las reparaciones anteriormente preestablecidas en el capítulo anterior.

- (1) El primer cuadro es para una lista del equipo de reparación
- (2) El segundo cuadro se refiere a una lista de herramientas de mano

Algunos de los procedimientos que establece el manual identifican las herramientas o el equipo. Se puede utilizar las herramientas alternativas que son equivalentes, a menos que el procedimiento diga que la parte especificada de la herramienta o del equipo es obligatorio. Si se utiliza las herramientas o el equipo alternativos, se debe cerciorar de que den los mismos resultados y que sean tan seguros para las piezas y para el personal, como las herramientas o el equipo especificado en el procedimiento.

Herramienta	Especificaciones	Observaciones
Micrómetro, tipo abrazadera certificado	De 0 a 1plg ajustable	Para medidas del grueso de las hojas de metal o para operaciones de inspección
Micrómetro para profundidades	De 0 a 1 plg ajustables	Para medidas del grueso de las profundidades de base de panal de abeja o para el grueso de ensambles
Cuchillo de hoja metálica retractable	Mecánica, navaja fina de corte	Navaja se utiliza para corte de adhesivos, refuerzos de cinturón, material compuesto y rayar la piel

¹⁷ Ver referencia 6 cap. 51-10-11SRM

		del aluminio cuando aplique
Pistola de aire	VACU-BLAST JR., #41303 o equivalente	Limpia superficies metálicas
Aspirador, generador de vacío	VACUUM MODEL TD-260 o equivalente	Es recomendable que el equipo proporcione aire y vacío.
Bolsas para presión	Bolsas de arena 10-LB o de lastre	Uso como medio sustituto de presión
Carpeta con calentamiento (blankethiter)	5 WATTS/IN ² MÍNIMO	Para proporcionar el calor para curar el adhesivo
Contenedor de 1 Litro de Polietileno	#13915-679 Sherwood	Mezclando resinas y rellenando componentes.
Contenedor de seguridad con palanca al piso	Metal 906-FI	Usar ropa para materiales tóxicos
Hoja de corcho	0.125 plg.	Usado para distribuir presión sobre las áreas a reparar
Placa de aluminio	Usar aluminio 0.016	Avellanador de hoyos para remaches, scrtaches(rayones), pernos o tornillos

Tabla 1.

Herramienta	Especificaciones	Observaciones
Mazo de plástico	1/4pulgada fin de la ranura del vastago para la cinta del refuerzo MIL-B-1170, TIPO II, CLASE E, ESTIO 1	Aplicaciones de mazo de plástico o acero
Careta de seguridad	#199-1 o #6799 o equivalente	Para protección de ojos y cara
Ángulos, 90° aluminio	Clasificación de medidas,	Usar en reparación del borde del ensamble
Brocha	1 pulgada , cerda corta.	Para la aplicación de solventes, pastas o adhesivos.
Herramienta de retrabajo	Manufactura manual puede ser metálica de	Uso para retrabajo de

	acrilico tipo cubierto o de acuerdo al manual 0,187 polietileno	scratches(rayones)
Lengüeta	Madera	Maximiza y extiende los componentes o adhesivos

Tabla 2

Estas herramientas mostradas se establecen en el SRM; por lo tanto, son las establecidas para un trabajo seguro, sin embargo, se pueden utilizar las herramientas alternativas o simplemente elaborar procesos de reingeniería y realizar los trabajos que se presenten en cuanto a las reparaciones estructurales.

Algunas de las herramientas alternativas o que se pueden tomar de tal forma se darán a conocer en el capítulo 5.

Mientras tanto, se puede ver a través de las tablas anteriores que son herramientas que se establecen en la última actualización y se puede deducir que el manual ya tiene un tiempo de alrededor de 12 años sin que tenga una revisión o actualización debido al modelo de la aeronave; por lo consiguiente, el material que se establece es un poco obsoleto ó lento para realizar el trabajo si lo comparamos con alguna herramienta de nuestra actualidad que se utiliza para realizar una reparación estructural.

Por tal motivo estas herramientas sólo se deben tomar de base o referencia para saber de qué tipo o cual es el material necesario para realizar dicha reparación.

También se tienen en consideración herramientas tales como desarmadores, martillo, matracas, moto-tool o taladro de alta velocidad, brocas de 1/16 de carburo de tungsteno o de titanio que sean necesarias para remover los remaches, entre otros elementos básicos.

4.6 Orden de ingeniería

Para ilustrar el llenado de una OI se tienen 3 ejemplos los cuales hablan de una reparación menor, un cambio necesario después de ciclos de vuelo y un diseño de reparación el cual se encuentra fuera de lo que establece el manual.

Primero se diseña el formato que puede ser útil para realizar prácticas dentro de la escuela y así poder tener un conocimiento más a fondo de lo que realmente realiza un departamento de ingeniería dentro de una aerolínea.

En la primera orden de ingeniería se muestra la reparación de las melladuras que ubicadas sobre la piel del fuselaje y así empezar a conocer los distintos puntos de la OI que se abordan para la realización de ésta.

En la segunda orden de ingeniería se muestra el proceso de reemplazo de un material en éste ejemplo es el reemplazo de los marcos de las ventanillas así como conocer lo que conlleva el realizar éste tipo de orden de ingeniería.

En la tercera orden de ingeniería trata de un diseño para la reparación, dado que este daño no está dentro de los límites que se establecen en el manual, por ende aquí se muestra lo que se debe establecer para que la reparación sea aprobada y se pueda llevar a cabo dentro de los talleres de las aerolíneas y así se evite llevar la parte a un taller exterior o al fabricante, esto reflejara menores costos y menor tiempo para el diseño y reparación del daño. Las órdenes se muestran en el orden antes mencionado.

	ORDENAMIENTO Y REPORTE O.I. ENGINEERING ORDER REPORT	
---	--	---

EQUIPO: _____ B 727-200 _____ **OTM** _____
AIRCRAFT UNIT

MATRICULA: _____ XA-HOV _____ **N/P** _____
REGISTRATION

A.D. _____ **N/S** _____

S.B. _____ 727-53- _____ **POS.** _____
 0176 _____

OTRO: _____ **BASE/ESTACION:** _____ MEX _____
OTHER STATION

ORDEN DE INGENIERIA
ENGINEERING ORDER

No. _725301_

DESCRIPCION

Reparación para abolladuras mínimas

ACCION EFECTUADA

Retrabajo y recubrimiento de las melladuras en la superficie externa de la aeronave

DESCRIPTION

Blend for minor dents

ACTION

Covers repairs to dents in the external surface of the airplane

NOMBRE, FIRMA Y No. LIC.

NAME, SIGNATURE AND D.G.A.C. LICENCE No.

MECANICO
MECHANIC**SUPERVISOR**
SUPERVISOR**INSPECTOR**
INSPECTOR**PLANEACION DE MANTENIMIENTO**
MAINTENANCE PLANNING

CY/EJEC. _____

HR/EJEC. _____

FECHA DE INCORPORACION (MM/DD/AA)
ACCOMPLISHMENT DATE (MM/DD/YY)

_____/_____/_____/

INSPECTOR _____

B 727 – 200**ORDEN DE INGENIERÍA**
ENGINEERING ORDER**OI - 725301**
EO - 725301**TÍTULO:** Reparación para abolladuras mínimas entre estaciones y largueros siguientes:

Estación	Larguero
348.2RH y 360RH	25RH y 26RH
660RH	14RH y 15RH
660RH y 640RH	17RH y 16RH
400RH y 420RH	17RH y 16RH
400RH y 420 RH	24RH y 25RH
400RH y 380RH	16RH y 17RH
294.5LH y 303.9LH	19 LH y 20LH
294.5LH y 303.9LH	19 LH y 20LH

SUBJECT: Repair for minor dents

DISTRIBUCIÓN:**DISTRIBUTION:**

SUBDIRECCIÓN INGENIERÍA (*) DEPTO. PLANEACIÓN DE MANTENIMIENTO DEPTO. CONTROL DE MANTENIMIENTO DEPTO. CONTROL DE CALIDAD DEPTO. MANTENIMIENTO LÍNEA MEX DEPTO. SUMINISTRO DE MATERIALES (**) DEPTO. PLANEACIÓN DE CONSUMIBLES (**) DEPTO. INVENTARIOS Y MATERIALES SURPLUS (**) (*) ENVIAR SÓLO LA PORTADA. (") ENVIAR SÓLO HOJAS 1,2 y 3.	V.P. ENGINEERING (*) MAINTENANCE PLANNING DEPT. MAINTENANCE CONTROL DEPT. QUALITY CONTROL DEPT. MEX LINE MAINTENANCE DEPT. MATERIALS SUPPLY DEPT. (**) MATERIALS PLANNING DEPT. (") SURPLUS MATERIALS AND INVENTORY DEPT. (**) (*) JUST SEND COVER PAGE. (") JUST SEND PACES 1,2 AND 3.
---	--

ORIGEN:	B/S727-53-0176
ORIGIN:	S.B. 727-53-0176

APLICAR A:	
MATRICULA	NUMERO DE FUSELAJE
XA – HOV	21637

EFFECTUAR:
ACCOMPLISH:

OBSERVACIONES: Durante una inspección visual se detectaron diversas melladuras y dentaduras en la piel del fuselaje en las estaciones indicadas al principio de esta hoja
OBSERVATIONS: During VGI found several dents and scratch lights in minimum size according of chapter 51 or SRM

PERSONAL QUE DEBE INTERVENIR: MNTO LÍNEA MEX / MANTENIMIENTO Y CTL. DE CALIDAD	H/H POR UNIDAD 5:00
PERSONEL INVOLVED: LINE MAINT MEX / MAINT AND QUALITY CONTROL	M/H PER UNIT 5:00

ESTA O.I. AFECTA A:		THIS E.O. AFFECTS:	
a) PESO Y BALANCE:	SI	a) WEIGHT AND BALANCE:	YES
b) MANUALES DE:	IPC, OVH MAN, AMM	b) MANUALS OF:	IPC, OVH MAN, AMM
c) FORMA DGAC 46 / FAA 337:	SI	c) DGAC 46 / FAA 337 FORMS:	YES
d) CARGA ELÉCTRICA:	NO	d) ELECTRIC LOAD:	NO

ELABORÓ: ELABORATED BY:	AUTORIZO: AUTHORIZED BY:
_____ ING. LUIS ANGEL CRUZ GARCIA.	_____ MBA. MARCOS FRAGOSO MOSQUEDA
FECHA: (ISSUED DATE)	07 NOV 2006
REVISIÓN: (REVISIÓN)	07 NOV 2006
	JEFE DEPTO. DE MODIFICACIONES MODIFICATIONS ENG. CHIEF

LISTA DE PAGINAS EFECTIVAS EFFECTIVE PAGES LIST		OI –
		EO –
PAGINA PAGE	DESCRIPCION DESCRIPTION	REVISION REVIEW
		FECHA DATE

1	Carátula COVER PAGE	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
2	Ordenamiento y reporte O.I. COVER PAGE	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
3	Lista de páginas efectivas EFFECTIVE PAGES LIST	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
4	Material requerido REQUIRED MATERIAL	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
6	Razón y descripción REASON AND DESCRPTION	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
7	Procedimiento Proceeding	Original ORIGINAL	11/ABR/2008

PAGINA 3 DE 13
PAGE 3 OF 13

MATERIAL REQUERIDO POR EL AVION REQUIRED MATERIAL PER AIRPLANE		OI – 725301 EO –
Material	DESCRIPCION DESCRIPTION	NOTAS NOTES

Material		
BMS 5-28, TIPO 3 EC 1511A CON EC1511B ENDURECEDOR	TRABAJAR DE 20 A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C) Y DEJAR CURAR 24 HRS A 75 °F(24 °C) A 79 °F (26 °C) 5 HORAS A 120 °F(54 °C) A 130°F(54°C)	A
BMS 5-28, TYPE 3 EC 1511A WITH EC1511B HARDENER	WORK FROM 20 AT 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C) AND LET CURE 24HOURS AT °F(24 °C) TO 79 °F (26 °C) 5 HOURS AT 120 °F(54 °C) TO130°F(54°C)	
BMS 5-28, TIPO 16 EC 1616A CON EC1616B ENDURECEDOR	TRABAJAR DE 20 A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C) Y DEJAR CURAR 24 HRS A 75 °F(24 °C) A 79 °F (26 °C) 5 HORAS A 120 °F(54 °C) A 130°F(54°C)	A
BMS 5-28, TYPE 16 EC 1616A WITH EC1616B HARDENER	WORK FROM 20 AT 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C) AND LET CURE 24HOURS AT °F(24 °C) TO 79 °F (26 °C) 5 HOURS AT 120 °F(54 °C) TO130°F(54°C)	A
BMS 5-123, TIPO 1 CLASE 3 EPIBOND 8543	TRABAJAR 20 MINUTOS A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C) Y DEJAR CURAR DE 10 A 20 MINUTOS A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C)	
BMS 5-123, TYPE 1 CLASS 3 EPIBOND 8543	WORK FROM 20 AT 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C) AND LET CURE FROM 10 TO 20 MINUTES AT 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C)	E
DITZLER DF-700 DF-705	TRABAJAR DE 3 A 4 MINUTOS A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C) Y DEJAR CURAR DE 10 A 30 MINUTOS A 65 °F(18 °C) A 75 F (24 °C)	
DITZLER DF-700 DF-705	WORK FROM 3 TO 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C) AND LET CURE FROM 10 TO 30 MINUTES AT 65 °F(18 °C) TO 75 F (24 °C)	A
EPIBOND 1526 A/B	TRABAJAR DE 3 A 4 MINUTOS A 75 °F(24 °C) A 79 F (26 °C) Y DEJAR CURAR DE 110 A 120 MINUTOS A 65 °F(18 °C) A 100 F (38 °C)	
EPIBOND 1526 A/B	WORK FROM 3 TO 75 °F(24 °C) TO 79 F (26	

<p>PARCHE-EPOXICO 615</p>	<p>°C) AND LET CURE FROM 110 TO 120 MINUTES AT 65 °F(18 °C) TO 100 F (38 °C)</p> <p>TRABAJAR DE 7 A 10 MINUTOS DEBAJO DE 100°F(38 °C) Y DEJAR CURAR DE 20 A 40 MINUTOS A 65 °F(18 °C) A 100 F (38 °C)</p>	<p>B</p>
<p>EPOXY-PATCH 615</p>	<p>WORK FROM 3 TO 75 °F(24 °C) TO 79 F (26 °C) AND LET CURE FROM 110 TO 120 MINUTES AT 65 °F(18 °C) TO 100 F (38 °C)</p>	<p>C</p>
<p>SNOWITE #3303</p>	<p>TRABAJAR DE 3 A 8 MINUTOS A 65 °F (18°C) A 75°F (24°C) Y DEJAR CURAR DE 10 A 30 MINUTOS A 65 °F(18 °C) A 75 F (24 °C)</p>	<p></p>
<p>SNOWITE #3303</p>	<p>WORK FROM 3 AT 8 MINUTES TO 65 °F (18°C) TO 75°F (24°C) AND LET CURE FROM 10 TO 30 MINUTES AT 65 °F(18 °C) TO 75 F (24 °C)</p>	<p>D</p>
<p>CINTA DE VELOCIDAD Y434</p>	<p>TRABAJAR A TEMPERATURA AMBIENTE</p>	<p></p>
<p>SPEED TAPE Y434</p>	<p>ENVIROMENTAL TEMPS WORKS</p> <p>Utilizar solo para reparaciones provisionales Only provisional repair.</p>	<p></p>

RAZON Y DESCRIPCION

REASON AND DESCRIPTION

OI – 725301

EO – 725301

Razón.

Reason.

Mediante una inspección visual al fuselaje del 727 se detectaron algunas melladuras mínimas en distintas estaciones, las cuales afectan la limpieza aerodinámica del avión.

Cuaderna	Larguero
348.2RH y 360RH	25RH y 26RH
660RH	14RH y 15RH
660RH y 640RH	17RH y 16RH
400RH y 420RH	17RH y 16RH
400RH y 420 RH	24RH y 25RH
400RH y 380RH	16RH y 17RH
294.5LH y 303.9LH	19 LH y 20LH
294.5LH y 303.9LH	19 LH y 20LH

Investigaciones realizadas se determinó que los diversos daños fueron provocados por su larga vida de servicio rebasando los 30000 ciclos de vuelo así como la falta de precauciones y seguridad en el desensamble, ensamble de la aeronave y también en el remolque de la base de mantenimiento a las instalaciones del ESIME ticoman.

Si estos daños no son reparados podrían generar MAJOR fatiga de lo normal provocando que se haga un daño MAJOR y pueda quedar fuera de los límites de reparación también generan suciedad aerodinámica y por lo tanto no se tiene el performance ideal.

By means of a visual inspection to the fuselage of the 727 some minimal dents in different stations were detected, Which affect the aerodynamic cleaning of the airplane.

Frame	Stringer
348.2rh y 360rh	25rh y 26rh
660rh	14rh y 15rh
660rh y 640rh	17rh y 16rh
400rh y 420rh	17rh y 16rh
400rh y 420 rh	24rh y 25rh
400rh y 380rh	16rh y 17rh
294.5lh y 303.9lh	19 lh y 20lh
294.5lh y 303.9lh	19 lh y 20lh

investigations you throw found that the diverse damages were brought about by their long life on watch exceeding the 30000 cycles of flight as well as the lack of precautions and security in the desensamble, joint of airship and include in the tow of the maintenance base to the facilities of ESIME ticoman.

Descripción:

Description.

En el fuselaje del 727 con más de 30000 ciclos de vuelo, se realizó una inspección visual y con corrientes Eddy interna y externa en busca de melladuras en sus distintas secciones cada 500 ciclos. En caso de encontrar melladuras realizar la reparación como se describe en esta OI.

In the fuselage of the 727 with more of 30000 cycles of flight, to realize a visual inspection and with currents eddy commits and in search of dents in its different sections each 500 cycle external. In case of finding dents the repair would be realized as it is described in this IO.

Aplicabilidad.

Estas reparaciones pueden ser utilizadas donde se halla detectado una grieta en la piel o algun sujetador flojo en cualquier o ambos extremos de un costado del fuselaje. Estas reparaciones están tipificadas en la parte inferior del fuselaje entre las estaciones 360 y 620 y los largueros s-20 y s-26 a la izquierda y a la derecha.

Instrucciones de reparación

1. Ajuste el borde existente de la moldura o remueva el cinturón de refuerzo. Conserve los limites superiores del sujetador para los remaches de la reparación.
2. Agrande el barreno la parte agrietada de la piel barrenar a un diámetro máximo de 0,50plg.
3. Haga las piezas de reparación. Asegúrese que disco de entrada de la piel tenga separación de 0.060 pulgadas del sujetador.
4. Instale las piezas de reparación usando un sello superficial de empalme. Instale el disco de entrada de la piel usando un sello superficial de empalme y un bacr15ce5rdiv.
5. Aplique acabados según lo dado en AMM 51-20. Selle según los requisitos de SRM 53-30-4.

Notas:

Esta reparación tendrá partes estructurales significativas (SSI por su siglas en ingles) siguientes:

Número f-29; las inspecciones para f-29a todavía está aplicable.

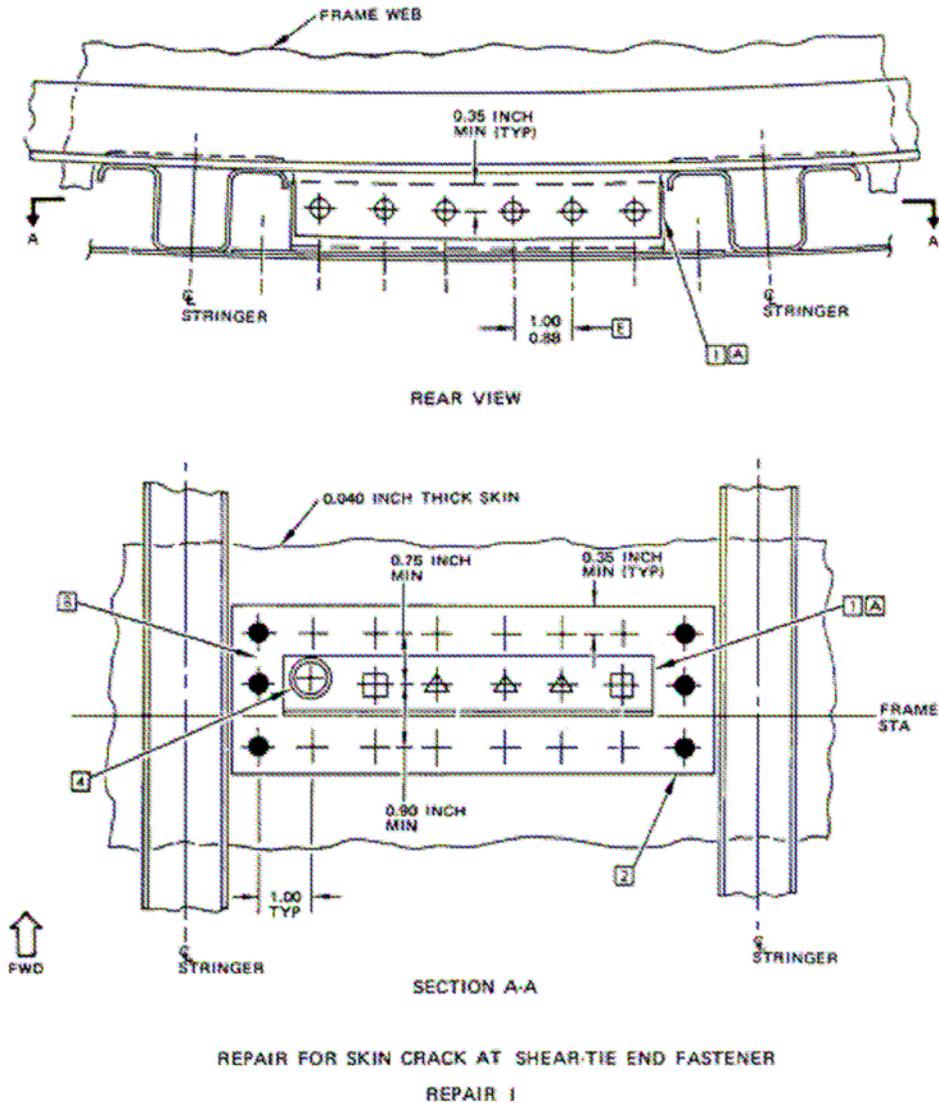
Número f-43 cuando está instalado en localización del empalme posterior; la alternativa de la inspección externa es f-43a y todavía esta aplicable.

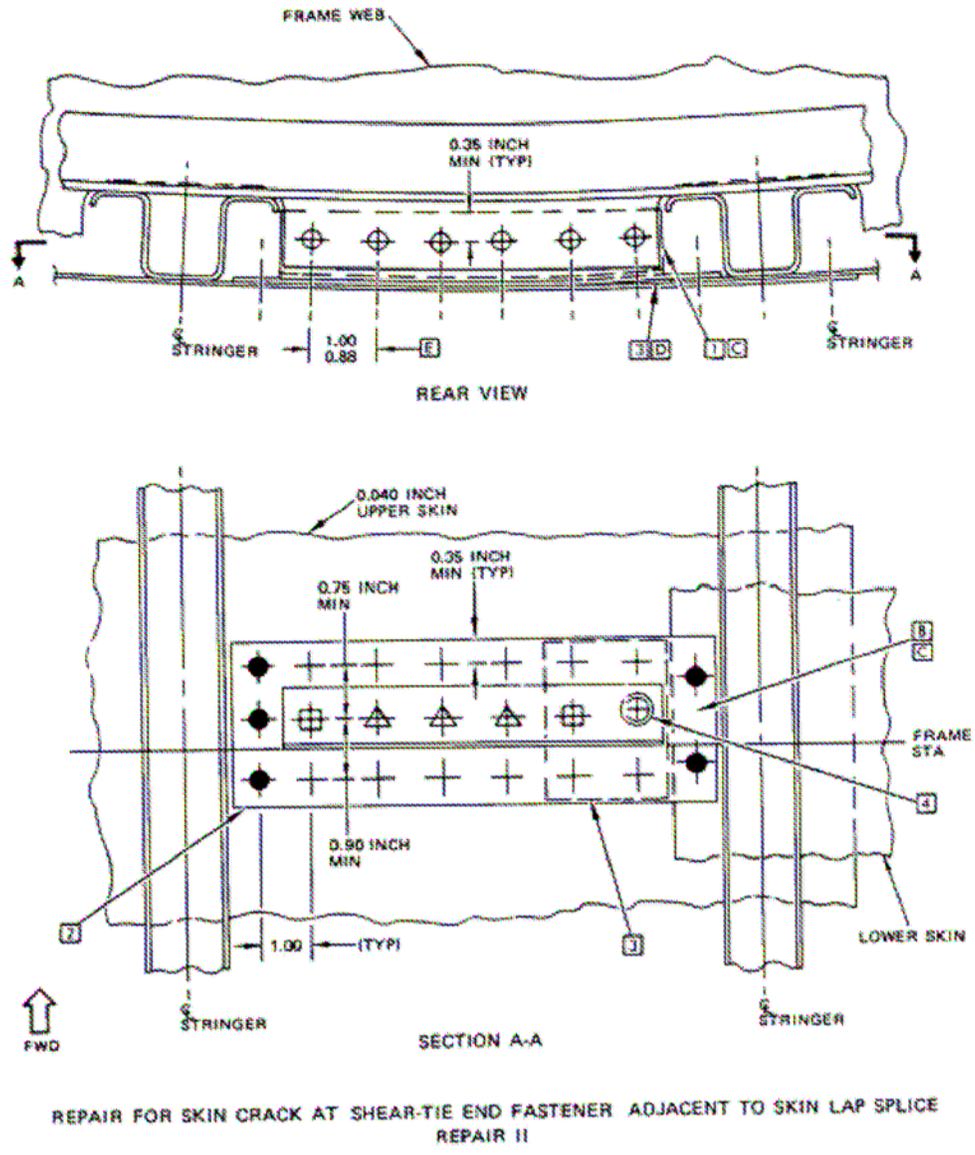
Haga las inspecciones para f-29a con c, f-43a y b en caso de necesidad, refiérase al SRM 51-00-4, fig. 3 para los datos aplicables del SSI

Corte el borde del marco o remover la cinta de refuerzo y sustitúyalo con un ángulo, agarre un mínimo de dos sujetadores existentes en piel las áreas del regazo exceptúan como sea necesario por no para 727-200 aeronaves, donde el lazo existente esta entre los largueros s-25 y s-26 es una sección de la que se, substituye con una nueva sección de (bac1505-100570 o similar) o dos ángulos instalados mutuamente. Extienda la correa a cuatro filas de sujetadores y coja un mínimo de tres remaches en empalme del regazo de la piel. Haga el rellenedor suavizado para adaptarse a la superficie aerodinámica.

Localización. Espaciamiento típico cuando son nuevos los sujetadores deben ser instalados. Donde están grietas la piel en límites máximos, las reparaciones pueden realizarse utilizando la reparación típica del capítulo 53-30-3 del SRM. O quite el lazo flojo y sustitúyalo con ángulo, coja un mínimo de dos sujetadores existentes en piel las áreas posteriores exceptúa como sea necesario para B727-200,

donde el cinturón de refuerzo existente de sujeción entre los largueros s-25 y s-26 es una sección que se, substituye con una nueva sección (bac1505-100570 o similar) o dos ángulos instalados adyacentes mutuamente. Extienda la correa a cuatro filas de sujetadores y coja un mínimo de tres remaches en empalme del regazo de la piel. Haga el llenado para adaptar la localización. El Espaciamiento típico cuando son nuevos los sujetadores deben ser instalados. Donde el tamaño de la grieta esta en los limites superiores, las reparaciones pueden realizarse utilizando la reparación típica del SRM 53-30-3.





Reparación para melladuras mínimas

Melladuras re trabajadas.

- A. Las melladuras en el material de hoja de la aleación de aluminio 2024 y 7075 no MAJOR que 0.063 gruesos pueden ser vueltas a trabajar. Un método de prueba no destructiva conveniente se debe utilizar después de la reanudación para asegurarse de que el material está libre de las grietas.
- B. Las melladuras en 7178 aleaciones de aluminio o titanio no deben ser vueltas a trabajar.
- C. Las melladuras no se deben volver a trabajar en la vecindad de la vinculación estructural.

3. Melladuras de relleno

- A. Las melladuras dentro de los límites permisibles del daño contenidos en el capítulo apropiado del manual se pueden llenar para restaurar el componente, a menos que esté prohibida la información permisible aplicable del daño. Cuando se re trabajen las melladuras aplicar sellante chordwise, aplicar

sellante chordwise un recubrimiento o como de manera provisional poner cinta de alta velocidad.3.E.

B. Los materiales enlistados en la fig. 2 son convenientes para las melladuras retrabajadas. Los tiempos de la vida y de curado del trabajo también se dan en la fig. 2.

C. Preparar la superficie como sigue:

(1) Quitar acabados exteriores del área abollada al mínimo de 0.50 pulgadas todo alrededor por el 51-20-00 del manual del mantenimiento 727.

(2) Aplicar un compuesto químico de protección a las áreas expuestas del aluminio según SRM 51-10-2.

D. Aplicar el material de retrabajo como sigue:

(1) Preparar el compuesto del relleno por instrucciones del fabricante.

(2) Aplicar el compuesto del relleno con una espátula o una paleta. Construya el compuesto del relleno levemente sobre el contorno hacia fuera sobre los alrededores.

(3) Curar el compuesto del relleno en fig. 2.

(4) Cubrir el compuesto curado del relleno al contorno correcto. No dañe el material circundante.

E. Uso de cinta de alta velocidad (opcional, a menos que se especifique para una reparación particular).

Restaurar el final superficial 51-20-00 del manual del mantenimiento 727.

MATERIAL	WORK LIFE	CURE TIME	SOURCE
BMS 5-28, TYPE 3 EC 1511A WITH EC 1511B HARDENER	20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	24 HOURS AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C) 5 HOURS AT 120°F (49°C) TO 130°F (54°C)	A
BMS 5-28, TYPE 16 EC 1616A WITH EC 1616B HARDENER	20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	24 HOURS AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C) 5 HOURS AT 120°F (49°C) TO 130°F (54°C)	A
BMS 5-123, TYPE 1, CLASS 3 EPIBOND 8543	3 TO 4 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	10 TO 20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	A
DITZLER DF-700 DF-705	3 TO 8 MINUTES AT 65° (18°C) TO 75°F (24°C)	10 TO 30 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	E
EPIBOND 1526 A/B	7 TO 10 MINUTES BELOW 100°F (38°C)	110 TO 120 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 100°F (38°C)	A
EPOXY-PATCH 615	3 TO 4 MINUTES BELOW 100°F (38°C)	20 TO 40 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 100°F (38°C)	B
SNOWITE #3303	3 TO 8 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	10 TO 30 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	C
SPEED TAPE Y434			D

Figura 2

Applicability

These repairs can be used where a scratch of the skin exists or a loose fastener exists in any or both ends of watching over. These repairs design for the place more under the fuselage between the stations the 360 and 620 and stringers s-20 and s-26 to the left and the right. Instructions of repair:

1. It fits the existing edge of the molding or clears the loose bow. It maintains the margins of the edge of the fastener for the rivets of the repair.
2. It enlarges the hole cracked in skin to a maximum diameter of 0,50 inches.
3. It makes the pieces of repair. Make sure that disc of the plug of the skin has separation of 0,060 (0.010) inches in clean hole of the fastener.
4. A superficial seal of joint installs the repair pieces using. It installs the disc of the plug of the skin using a superficial seal of joint and bacr15ce5rdiv.
5. It applies finished according to the dice in AMM 51-20. It seals according to the SRM requirements 53-30-4.

Notes:

This repair will have a structural effect significant article (SSI): Number f-29; but them inspection for f-29a with c still this applicable one. Number f-43 when it is installed in location of the joint of the lap; but the alternative of the external inspection is f-43a and still this applicable one. Inspection for f-29a with c, f-43a and b in case of necessity does them, refer to SRM 51-00-4, fig 3 for the applicable data of the SSI

It cuts the edge of the frame or take of loosen the bow of shearing and replace with an angle takes hold a minimum of two existing fasteners in skin the areas of the lap except like is necessary does not stop 727-200 airships, where the existing bow of shearing between the stringers s-25 and s-26 is a section of which, replaces with a new section of you (bac1505-100570 or similar) or two angles installed mutually. It extends the strap to four rows of fasteners and takes a minimum of three rivets in joint of the lap of the skin. It makes the filler sharpened to adapt

Location:

Typical space when the fasteners are new must be installed. Where the cracks of the skin of these limits are the superiors, the repairs can be done using the applicable repair in cut rim of the SRM frame 53-30-3. Or it clears the loose bow of shearing and replace with angle, takes to a minimum of two existing fasteners in skin the areas of the lap excepts like is necessary for 727-200 airships, where the existing bow of shearing between the stringers s-25 and s-26 is a section that, mutually replaces with a new section (bac1505-100570 or similar) or two installed angles adjacent. It extends the strap to four rows of fasteners and takes a minimum of three rivets in joint of the lap of the skin. It makes the filler sharpened to adapt the location. The typical space when the fasteners are new must be installed. Where the cracks of the skin of these limits are superiors, the repairs can be done using the applicable repair in SRM 53-30-3.

Repair for minimum dents

NOTE:

Damage, for example blendouts, trimouts, or dents:

- That they happen to significant a structural part (SSI) dice in SRM 51-00-4,
- That is within the permissible limits of the damage of Boeing SRM. It does not have an effect on the characteristics of the tolerance of the damage of the SSI.

Therefore, existing supplementary structural programs of the inspection of the document of the inspection (SSID) continue being effective.

- A. Refers to SRM 51-70 for the details of the aerodynamic requirements of smoothness.
- B. Refers to SRM 51-40-6 for the dents in the structure of aluminum honeycomb.
- C. Refers to SRM 51-10-1 for the definition of dents.

2. Worked dents.

A. The dents in the material of leaf of the aluminum alloy 2024 and 7075 nongreater than 0,063 thicknesses can be returned to work. A method of advisable non-destructive testing is due to use after the renewal to make sure that the material is free of the cracks.

B. The dents in 7178 titanium or aluminum alloys do not have to be returned to work. C. The dents are not due to return to work in the vicinity of the structural entailment.

3. Dents of filling

A. The dents within contained the permissible limits of the damage in the appropriate chapter of the manual can be filled to recover the component, unless the applicable permissible information of the damage is prohibited. When the dents fill, it applies chordwise a covering of speedtape by igual.3.E.

B. The materials enlisted in fig 2 are advisable for the filling dents. The times of the cured life and of of the work also occur in fig 2.

C. Prepares the surface as it follows:

(1) Remove finished outer of the area dented to the minimum of 0,50 inches everything around by the 51-20-00 of the manual of maintenance 727.

(2) It applies a scale of chemical conversion to the set out areas of aluminum by 51-10-2.

D. Applies the compound of the filled up one as it follows:

WARNING: IT PROVIDES THE SUITABLE VENTILATION AND IT PROTECTS THE SKIN AND THE EYES AGAINST CONTACT WITH FRESH RESINS. THESE CHEMICAL AGENTS CONTAIN TOXIC INGREDIENTS. RUBBER GLOVES ON THE GLOVES OF THE COTTON FOR PROTECTION OF HANDS. IF THE SKIN IS EXPOSED TO THE DIRECT BONDING WITH FRESH RESINS, to wash WITH HOT WATER AND SOAP. IT AVOIDS THE USE OF THE SOLVENTS FOR THE SKIN. D. Applies the compound of the filled up one as it follows:

(1) It prepares the compound of the filled up one by instructions of the manufacturer.

(2) Apply the compound of filled up with a spatula or a trowel. It constructs the compound of the filled up one slightly on the contour towards outside on the environs.

(3) To cure the compound of the filled up one in fig 2.

- (4) Cover the cured compound with the filled up one to the correct contour. It does not damage the surrounding material.
- E. Use of Speedtape (optional, unless it is specified for a particular repair).
- F. It recovers the superficial end by 51-20-00 of the manual of maintenance 727.

MATERIAL	WORK LIFE	CURE TIME	SOURCE
BMS 5-28, TYPE 3 EC 1511A WITH EC 1511B HARDENER	20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	24 HOURS AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C) 5 HOURS AT 120°F (49°C) TO 130°F (54°C)	A
BMS 5-28, TYPE 16 EC 1616A WITH EC 1616B HARDENER	20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	24 HOURS AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C) 5 HOURS AT 120°F (49°C) TO 130°F (54°C)	A
BMS 5-123, TYPE 1, CLASS 3 EPIBOND 8543	3 TO 4 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	10 TO 20 MINUTES AT 75°F (24°C) TO 79°F (26°C)	A
DITZLER DF-700 DF-705	3 TO 8 MINUTES AT 65° (18°C) TO 75°F (24°C)	10 TO 30 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	E
EPIBOND 1526 A/B	7 TO 10 MINUTES BELOW 100°F (38°C)	110 TO 120 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 100°F (38°C)	A
EPOXY-PATCH 615	3 TO 4 MINUTES BELOW 100°F (38°C)	20 TO 40 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 100°F (38°C)	B
SNOWITE #3303	3 TO 8 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	10 TO 30 MINUTES AT 65°F (18°C) TO 75°F (24°C)	C
SPEED TAPE Y434			D

Figure 2



ORDENAMIENTO Y REPORTE O.I.



ENGINEERING ORDER REPORT

EQUIPO: _____ B 727-200 _____ **OTM** _____
AIRCRAFT UNIT

MATRICULA: _____ XA-HOV _____ **N/P** _____
REGISTRATION

A.D. _____ **N/S** _____

S.B. _____ 727-53-0176 _____ **POS.** _____

OTRO: _____ **BASE/ESTACION:** _____ MEX _____
OTHER STATION

ORDEN DE INGENIERIA
ENGINEERING ORDER

No. 725302

DESCRIPCION

Reparación MAJOR en la STN 1183 LH

ACCION EFECTUADA

Reemplazar piel del fuselaje dañada aplicando refuerzos dobles y sellantes con sujetadores de tipo removible.

Replace skin of fuselage including doubler and screw inside rivet blind to remove as when it is necessary.

DESCRIPTION

Major repair in STN 1183 LH

ACTION

NOMBRE, FIRMA Y No. LIC.

NAME, SIGNATURE AND D.G.A.C. LICENCE No.

MECANICO
MECHANIC

SUPERVISOR
SUPERVISOR

INSPECTOR
INSPECTOR

PLANEACION DE MANTENIMIENTO
MAINTENANCE PLANNING

CY/EJEC. _____

FECHA DE INCORPORACION (MM/DD/AA)
ACCOMPLISMENT DATE (MM/DD/YY)

HR/EJEC. _____		INSPECTOR _____
B 727 – 200	ORDEN DE INGENIERÍA ENGINEERING ORDER	OI - 725302 EO – 725302

TÍTULO: Inspección y reparación MAJOR en la STN 1183 LH
SUBJECT: Inspection and major repair in STN 1183 LH

DISTRIBUCIÓN: SUBDIRECCIÓN INGENIERÍA (*) DEPTO. PLANEACIÓN DE MANTENIMIENTO DEPTO. CONTROL DE MANTENIMIENTO DEPTO. CONTROL DE CALIDAD DEPTO. MANTENIMIENTO LÍNEA MEX DEPTO. MANTENIMIENTO MAJOR DEPTO. ELECTRÓNICA LÍNEA DEPTO. SUMINISTRO DE MATERIALES (**) DEPTO. PLANEACIÓN DE CONSUMIBLES (**) (*) ENVIAR SÓLO LA PORTADA. (**) ENVIAR SÓLO HOJAS 1,2 y 3.	DISTRIBUTION: V.P. ENGINEERING (*) MAINTENANCE PLANNING DEPT. MAINTENANCE CONTROL DEPT. QUALITY CONTROL DEPT. MEX LINE MAINTENANCE DEPT. MAJOR MAINTENANCE DEPT. LINE ELECTRONICS DEPT. MATERIALS SUPPLY DEPT. (**) MATERIALS PLANNING DEPT. (") SURPLUS MATERIALS AND INVENTORY DEPT. (**) (*) JUST SEND COVER PAGE. (") JUST SEND PACES 1,2 AND 3.
--	---

ORIGEN:	B/S727-53-0176
ORIGIN:	S.B. 727-53-0176

APLICAR A:	
MATRICULA	NUMERO DE FUSELAJE
XA – HOV	21637

EFECTUAR:
ACCOMPLISH:

OBSERVACIONES:
OBSERVATIONS:

PERSONAL QUE DEBE INTERVENIR: MNTO LÍNEA MEX / MANTENIMIENTO MAJOR Y CTL. DE CALIDAD	H/H POR UNIDAD 24:00
PERSONEL INVOLVED: LINE MAINT MEX / MAJOR MAINT AND QUALITY CONTROL	M/H PER UNIT 24:00

ESTA O.I. AFECTA A:		THIS E.O. AFFECTS:	
a) PESO Y BALANCE:	SI	a)WEIGHTANDBALACE:	YES
b) MANUALES DE:	IPC, OVH MAN, AMM	b) MANUALS OF:	IPC, OVH MAN, AMM
c) FORMA DGAC 46 / FAA 337:	SI	c) DGAC 46 / FAA 337 FORMS:	YES
d) CARGA ELÉCTRICA:	NO	d) ELECTRIC LOAD:	NO

ELABORÓ: ELABORATED BY: _____ ING. LUIS ANGEL CRUZ GARCIA.	AUTORIZO: AUTHORIZED BY: _____ ING. MARCO FRAGOSO MOSQUEDA
FECHA: (ISSUED DATE)	07 NOV 2006
REVISIÓN: (REVISIÓN)	07 NOV 2006
	JEFE DEPTO. DE MODIFICACIONES MODIFICATIONS ENG. CHIEF

LISTA DE PAGINAS EFECTIVAS EFFECTIVE PAGES LIST		OI – 725302 EO – 725302	
PAGINA PAGE	DESCRIPCION DESCRIPTION	REVISION REVIEW	FECHA DATE
1	Carátula COVER PAGE	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
2	Ordenamiento y reporte O.I. COVER PAGE	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
3	Lista de páginas efectivas EFFECTIVE PAGES LIST	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
4	Material requerido REQUIRED MATERIAL	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
5	Razón y descripción REASON AND DESCRIPTION	Original ORIGINAL	11/ABR/2008
6	Procedimiento Proceeding	Original ORIGINAL	11/ABR/2008

MATERIAL REQUERIDO POR EL AVION
REQUIRED MATERIAL PER AIRPLANE

OI - 725302
EO -725302

NUMERO DE PARTE PART NUMBER	CANTIDAD QUANTITY	DESCRIPCION DESCRIPTION	NOTAS NOTES
	2	Doubler plate	
	2	Filler	
	2	Clad 7075-T6	
	2	Plate 2023-T3	
	2	Clad 0.050	
	100	RIVETES BACR, sustitute per screw BACR	

RAZON Y DESCRIPCION

REASON AND DESCRIPTION

OI – 725302

EO – 725302

Razón.

Reason.

Durante el traslado de la aeronave hacia las instalaciones de la ESIME se provoco un daño que es en la estructura primaria, en la estación 1183LH sobre la piel del fuselaje; este daño puede provocar daños MAJORES en la estructura primaria, perdida de presión en la aeronave y un envejecimiento prematuro de la aeronave.

Además hay indicios de corrosión sobre el larguero y esto puede ocasionar que se debilite y no tenga la suficiente fuerza para soportar la carga habitual.



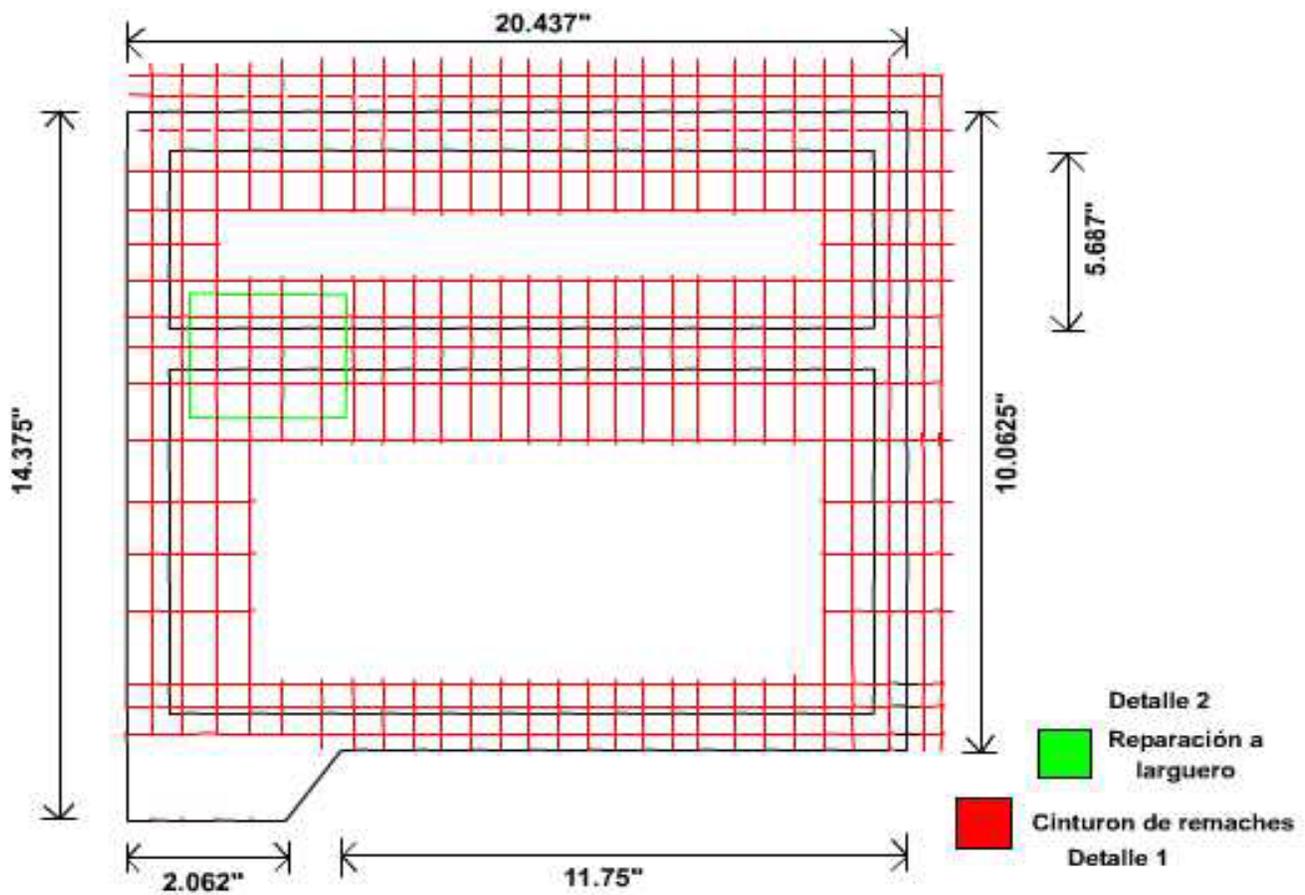
Descripción.

Description.

En la figura anterior se muestra el área a cortar, la cual no está establecida dentro del manual, es necesario reparar este daño ya que es un orificio en un área no presurizada pero de alto riesgo para las operaciones de la aeronave, en este tipo de reparaciones es necesario diseñar el proceso de reparación basándose en el manual de reparaciones estructurales.

Procedimiento

El proceso de reparación tendrá las siguientes medidas:



Detalle 1.

El procedimiento a seguir se establece en el manual dentro del capítulo 53-30-01; pero en este caso se efectuarán pequeñas modificaciones.

La distancia entre remaches es de 0.822 dado que se combinan 3 tipos de reparación que maneja el SRM y se efectuará un cinturón de 2 hilas de remaches tanto para arriba del larguero como para abajo del mismo.

Detalle 2.

La reparación del larguero se efectuará de la siguiente forma:

- Se limpia la zona a inspeccionar y se da un terminado de pulido para la inspección no destructiva de ultrasonido.

- b) Se aplica una inspección visual y una NDT para verificar si no hay existencia de corrosión.
- c) Se coloca una placa del mismo ancho del larguero y se aplica una serie de golpes para sacar el la abolladura que se presenta estos es aplicable solo para fines didácticos.

Remoción de la piel:

- Se traza una plantilla sobre el daño para determinar la zona de corte.
- Se utiliza la moto-tool con una lija del 500 para limpiar la superficie de los remaches.
- Se retiran los remaches de la placa que se determino que se va a retirar.
- Se corta la piel colocando una placa de titanio ó alternativos con objeto de no dañar al larguero.
- Al momento de efectuar el corte se debe dejar en cada esquina un radio de modo que no queden ángulos rectos en el corte.
- Se aplica una prueba no destructiva de ultrasonido al larguero para asegurarse de que no existe corrosión.

Reparación del daño al larguero:

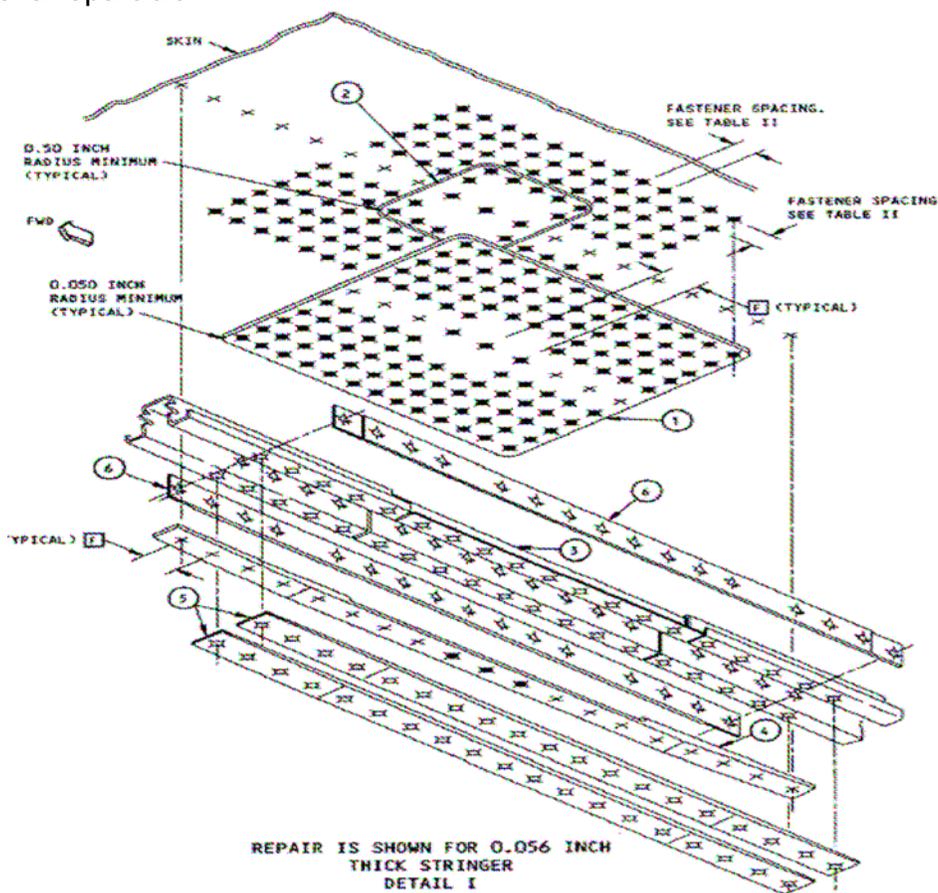
1. Retire los sujetadores del larguero, según sea necesario.

PRECAUCIÓN: especial cuidado cuando se corte la parte dañada de la piel.

2. Recorte los daños a la piel.

PRECAUCIÓN: No corte en la piel adyacente cuando se corte el larguero

3. Cortar el larguero proveer un nivel suficiente de limpieza para instalar las placas doubler instaladas en el perímetro de la reparación.



Procedimiento

El proceso de reparaciones tendrá las siguientes medidas:

Detalle 1.

El procedimiento a seguir se establece en el manual dentro del capítulo 53-30-01; pero en este caso se efectuaran pequeñas modificaciones.

La distancia entre remaches es de 0.822 ya que se combinan 3 tipos de reparación que maneja el SRM y se efectuara un cinturón de 2hileras de remaches tanto para la parte superior del larguero como para la parte inferior del mismo.

Detalle 2.

La reparación del larguero se efectuara de la siguiente forma:

- d) Se limpia la zona a inspeccionar y se da un terminado de pulido para la inspección no destructiva de ultrasonido.
- e) Se aplica una inspección visual y una NDT para verificar si no hay existencia de corrosión.
- f) Se coloca una placa del mismo ancho del larguero y se aplica una serie de golpes para sacar el la abolladura que se presenta estos es aplicable solo para fines didácticos.

Remoción de la piel:

- Se traza una plantilla sobre el daño para determinar la zona de corte.
- Se utiliza la moto-tool con una lija del 500 para limpiar la superficie de los remaches.
- Se retiran los remaches de la placa que se determino que se va a retirar.
- Se corta la piel colocando una placa de titanio ó alternativos con objeto de no dañar al larguero.
- Al momento de efectuar el corte se debe dejar en cada esquina un radio de modo que no queden ángulos rectos en el corte.
- Se aplica una prueba no destructiva de ultrasonido al larguero para asegurarse de que no existe corrosión.

Reparación del daño al larguero:

1. Retire los sujetadores del larguero, según sea necesario.

PRECAUCIÓN: especial cuidado cuando se corte la parte dañada de la piel.

2. Recorte los daños a la piel como se muestra en detalle I.

PRECAUCIÓN: No corte en la piel adyacente cuando se corte el larguero

3. Cortar el larguero proveer un nivel suficiente de limpieza para instalar las placas doubler instaladas en el perímetro de la reparación. Ver detalle I.

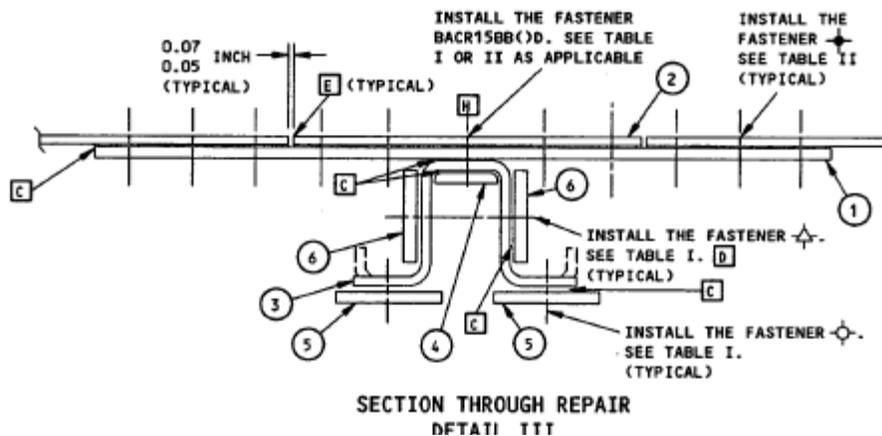
4. Volver todas las marcas o proyectar la piel al contorno.

5. Hacer la reparación de partes. Véanse los cuadros III y IV. Hacer el contorno de la superficie de las reparaciones mismo que el contorno de la superficie de la piel.

REPAIR MATERIAL			
	PART	QTY	MATERIAL
①	DOUBLER PLATE	1	A
②	FILLER	1	B
③	HAT SECTION	1	CLAD 7075-T6 C
④	PLATE	1	2024-T3
⑤	PLATE	2	2024-T3
⑥	PLATE	2	2024-T3

TABLE III

6. Reunir las piezas de intercambio. Ver detalles I y III.



7. Barrenar los orificios de fijación.

8. Desmontar las piezas de intercambio.

9. Remueva los rebordes, filos y retrabaje rayones y ranuras de la superficie a reparar y limpie aerodinámicamente la piel donde se va a acoplar la reparación de la piel nueva.

10. Instale la reparación de partes con sellador butilo entre las superficies de apareamiento. Ver detalle III.

11. Instale los sujetadores.

12. Filetear con sellador butilo a lo largo de los bordes de las piezas de intercambio.

13. Aplicar el acabado a la reparación.

A. mismo material, el calor y el tratamiento de una piel de igual grosor (lamina CLAD 0.040) que la piel inicial.

B. mismo material, el calor y el tratamiento inicial de la piel.

C. Aplique una superficie de sellador butilo.

SSID NUMBER F-45B INSPECTION REQUIREMENTS			
INSPECTION THRESHOLD	REPEAT INSPECTION ALTERNATIVES		
	METHOD	INTERVAL	REFERENCE
55,000 FLIGHT CYCLES AFTER REPAIR INSTALLATION. (46,000 FLIGHT CYCLES FOR -100C AIRPLANES)	HIGH FREQUENCY EDDY CURRENT (HFEC)	16,000 FLIGHT CYCLES	NDY MANUAL, PART 6, 51-00-00, FIG. 4 OR 23
	GENERAL VISUAL (SURVEILLANCE) INSPECTION	3,000 FLIGHT CYCLES	
	DETAILED VISUAL	5,000 FLIGHT CYCLES	
<p>Note: Inspect the visible portion of the initial stringer at the edge of the part 4 repair plate as shown in Detail IV.</p>			

TABLE VI

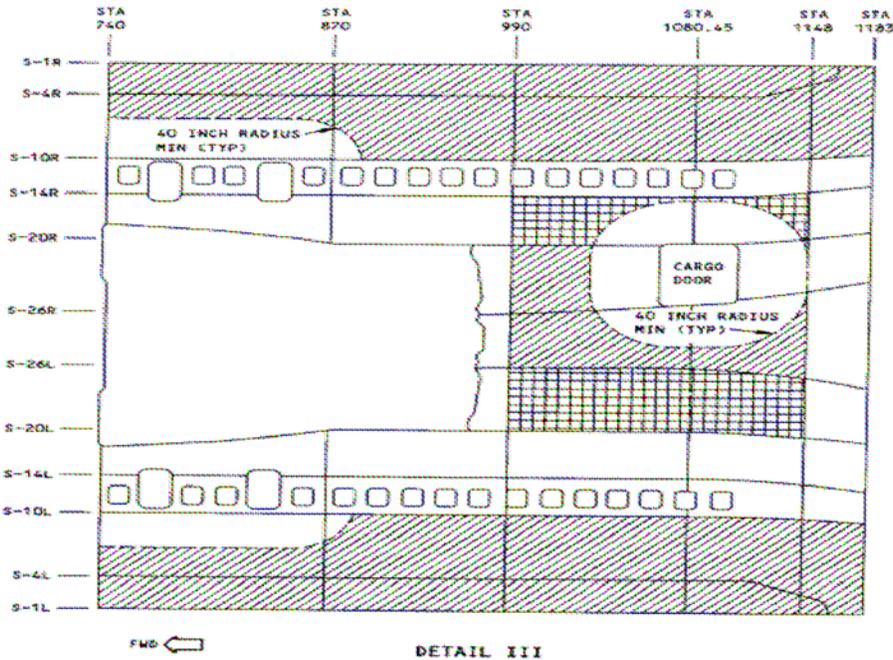
Aplicabilidad

La reparación circunferencial de empalmes dado detalles a través de x son aplicables a las zonas de fuselaje que se permiten en los detalles del I a VII.

Instrucciones de Reparación

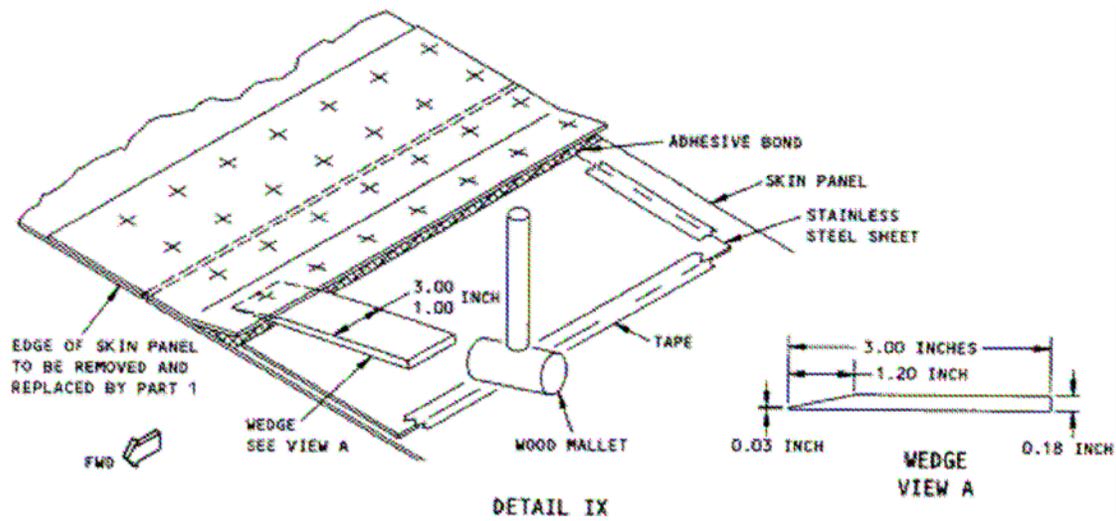
1. Consulte las ilustraciones de piel aplicable detalles a través de I a VII para encontrar el tipo de empalmes para ser utilizado.
2. Retire los sujetadores a lo largo de la zona longitudinal y circunferencial de empalmes, largueros y marcos, según sea necesario. Ver detalle III.

EFFECTIVITY
727-100 AND -100C
AIRPLANES



- SEE DETAILS X, XI, AND XII FOR SKIN REPAIR CIRCUMFERENTIAL SPLICES IN THESE LOCATIONS.
- SEE DETAIL XII FOR SKIN REPAIR CIRCUMFERENTIAL SPLICES IN THE WAFFLE SKIN LOCATIONS.
- THESE SKIN PANEL REPAIR SPLICES ARE NOT APPLICABLE IN THESE FUSELAGE SKIN LOCATIONS.

Fuselage Skin Panel Repair Circumferential Splices
Figure 12 (Sheet 7)



3. Mover con cuidado las pieles aparte en el empalme con nylon o cuñas de madera dura. Ver detalle IX. Utilice un número suficiente de cuñas para mover lentamente y continuamente la piel aparte para evitar deformaciones.

4. Cortar la piel dañada simétricamente a fin de que el empalme central será en la posición intermedia. Consulte al detalle a través de X, XII, según corresponda.

5. Eliminar cualquier adhesivo de la superficie de la piel.

6. Limpiar toda la corrosión, si está presente, en la parte inferior de la piel en el lugar de empalme.

7. Hacer la reparación que figura en el cuadro I y mostrar en detalle a través de X, XII, según corresponda. Hacer la superficie del contorno de los repuestos el mismo que el contorno de la superficie de la piel panel.

8. Reunir las piezas de recambio.

9. Barrenar los orificios de los sujetadores.

Nota: si hay más de tres orificios de fijación inicial, uno tras otro, en una de las filas críticas de sujetadores, estos orificios pueden ser necesario se efectúe una reparación a tiempo original ósea una reparación categoría B para inspecciones en intervalos desde el momento que se haya efectuado la reparación ya que hay la posibilidad de ruptura inicial. En caso de ruptura tendrá que ser reparada nuevamente.

10. Desensamble los repuestos.

11. Retrabaje las melladuras, rayones, ranuras, rebabas y filos de las partes a reparar de la piel original.

12. Avellanar la reparación inicial en las pieles.

13. Instalar las piezas de intercambio con sellador butilo entre las capas de las superficies.

14. Filetear al aplicar el sellador butilo a lo largo de los bordes de las piezas de intercambio.

15. Aplique el acabado a la zona de reparación.

A. Utilice el mismo material, calor, tratamiento y grosor como en la piel original.

Una alternativa de material para la piel es una hoja del mismo material. Realice el grosor igual a las áreas acolchadas de la piel maquinada donde están sujetas cuadernas y largueros.

C. Utilice la misma piel y el mismo espacio del sujetador del larguero

D. Cuando el hoyo del sujetador original han sido dañado o agrandado, reemplazarlo con un sujetador sobredimensionado.

E. Esta reparación externa de la piel es categoría A y no soy necesarias inspecciones suplementarias

si las condiciones 1 o 2 se conocen.

1. a. La hilera crítica de sujetadores en la piel puede ser inspeccionada visualmente desde adentro.
b. Si la piel base es igual o MAJOR que 0.063plg.
2. a. Si la placa de empalme está localizada debajo de S-10L o S-10R.
b. La hilera crítica de sujetadores en la piel puede ser inspeccionada visualmente desde adentro.
c. Ninguna otra placa de reparación está instalada con esta en 3plg en dirección longitudinal.

Se debe inspeccionar cada 46 000 ciclos de vuelo.

Procedure

The process of repairs will have the following measures:

Detail 1.

The procedure to follow settles down in the manual within the chapter 53-30-01; but in this case small modifications would take place. The distance enters rivets is of 0,822 since 3 types of repair are combined that handles the SRM and a belt of 2hileras of rivets took place as much for above of the stringer like stops under the same.

Detail 2.

The repair of the stringer would take place of the following form:

- a) The zone is cleaned to inspect and finishing of polished occurs for inspection NDT.
- b) It is applied to a visual inspection and a NDT to verify if there is no corrosion existence.
- C) A plate of the same width of the stringer is placed and a series of blows is applied to remove the dent that appears these is applicable only for didactic aims

Removal of the skin:

A group draws up on the damage to determine the zone of cuts.

- The motor-tool with a sandpaper of the 500 is used to clean the surface of the rivets.
 - Remove the rivets of the plate that determine that it is going away to retire.
 - Alternative skin placing one is cut of titanium or in order not to damage to the stringer.
 - At the time of carrying out the cut a curvature is due to leave in each corner so that they are not right angles in the cut. A NDT is applied to the stringer to make sure that corrosion does not exist.
1. Retires the fasteners of the stringer, according to is necessary. PRECAUTION: special taken care of when the damaged part of the skin is cut.
 2. Trims the damages to the skin. PRECAUTION: does not cut in the adjacent skin when the stringer is cut

3. Cut the stringer to provide a level sufficient with cleaning to install the plate to doubler.
4. Return all the marks or to project the skin to the contour.
5. Make the repair of parts.
7. To drill the fixation orifices.
8. Disassemble the spare parts.
9. Retires the cracks, scratches, grooves, flashes and filos.de the parts to repair and of the original skin.
10. Installs the repair of parts with sealant butyl between the mating surfaces. To see detail III.
11. Installs the fasteners.
12. Fillet with sealant butyl throughout the edges of the spare parts.
13. Apply the finished to the repair.

A. same material, the heat and the treatment of a skin of equal thickness (lamina CLAD 0,040) that the initial skin.

B. Same material, the heat and the initial treatment of the skin.

C. Applies to a sealant surface butyl.

Applicability the circumferential repair of joints given the zones of fuselage that are Instructions of Repair

1. Consults the illustrations of skin applicable to find the type of joints to be used.
2. Retires the fasteners throughout the longitudinal and circumferential zone of joints, stringers and marks, according to is necessary. See detail III.
3. Move with well-taken care of the skins separate in the joint with nylon or hard wood wedges. See detail IX. It uses a number sufficient of wedges to move and continuously the separate skin slowly to avoid deformations.
4. Cut the skin damaged symmetrically in order that the central joint will be in the intermediate position
5. Eliminate any adhesive of the surface of the skin.
6. Clean all the corrosion, if he is present, in the part inferior of the skin in the joint place.
7. Make the repair that appears in picture I, according to correspond. To make the surface of the contour of the spare parts the same that the contour of the surface of the skin panel.
8. Reunite the replacement parts.
9. Drill the orifices of the fasteners. Note: if there is more than three orifices of initial fixation, one after another one, in one of the rows critics of fasteners, these orifices can be. Zero-time which will cause that category B of inspection threshold begins

at the moment at which the repair has settled.

10. Remove the spare parts.

11. Retires the cracks, scratches, grooves, flashes and edges of the parts to repair of the original skin.

12. Hazel plantation the initial repair in the skins.

13. Install the spare parts with sealant butyl between the layers of the surfaces.

14. Fillet when applying the sealant butyl throughout the edges of the spare parts.

15. Applies the finished one to the zone of repair.

A. Uses the same material, heat, treatment and thickness like in the original skin. An alternative of material for the skin is a leaf of the same material. It realizes the equal thickness to the quilted areas of the schemed skin where they are subject frames and stringers.

C. Uses the same skin and the same space of the fastener of the stringer

D. When the hole of the original fastener has been damaged or enlarged, to replace it with an over-sized fastener.

E. This external repair of the skin is additional necessary category To and I am not inspection if conditions 1 or 2 are known.

1.a. The critical row of fasteners in the skin can visually be inspected from inside.

b. If the skin bases it is equal or greater than 0.063plg.

2. a. If the joint plate this located underneath S-10L or S-10R.

b. The critical row of fasteners in the skin can visually be inspected from inside.

c. No other plate of repair is installed with this in 3plg in lenghtwise direction.

One is due to inspect each 46 000 cycles of flight.

4.7 Formato DGAC 46

Es necesario para reportar las reparaciones mayores modificaciones o alteraciones del planeador, motores y componentes y es similar a la forma 337 de la FAA, la forma DGC se llena como sigue :



S. C. T.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

DIRECCION DE AVIACION

CERTIFICADO DE REVISION, REPARACION O ALTERACION MAJOR DE PLANEADOR, MOTOR O HELICE

1.- AERONAVE MARCA BOEING	MODELO B – 727 - 200	SERIE NUM. 21637	MATRICULA XA – HOV
2.- PROPIEDAD DE: ESIME TICOMAN		DOMICILIO: Av. San José Ticoman No. 600 Delegación Gustavo a. madero México D.F. C.P 07340	
3.- UNIDAD AERONAVE	MARCA BOEING	MODELO B 727-200	SERIE NUM. 21637
NATURALEZA DEL TRABAJO REPN. MAJOR <input checked="" type="checkbox"/> REPARACION POR ACCIDENTE <input type="checkbox"/> ALTERACION MAJOR <input checked="" type="checkbox"/> SERVICIO DE:			
4.- TIEMPOS DE OPERACION UNIDAD	TIEMPO TOTAL 16, 742	TIEMPO DE ÚLTIMA REV. MAJOR 15, 536	MATRICULA XA – HOV
5.- NOMBRE Y DOMICILIO DEL RESPONSABLE ING. ARMANDO FURIO CARBALLO SUBDIRECTOR DE INGENIERIA Y MANTENIMIENTO ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO DIRECTOR DE ESIME TICOMAN		RESPONSABLE <input checked="" type="checkbox"/> INGENIERO AERONAUTICO <input checked="" type="checkbox"/> TALLER AUTORIZADO <input checked="" type="checkbox"/> FABRICANTE <input checked="" type="checkbox"/>	NUM. DE CEDULA PROFESIONAL CERTIFICADO O LICENCIA

MECANICO AUTORIZADO

5A.- HAGO CONSTAR QUE EL TRABAJO A LA UNIDAD MENCIONADA EN EL INCISO (3) Y DESCRITO AL REVERSO Y ANEXOS, HA SIDO EFECTUADO DE ACUERDO AL MANUAL DEL FABRICANTE Y DIRECTIVAS APLICABLES, QUE LA INFORMACION AQUÍ PROPORCIONADA ES REAL Y CORRECTA Y QUE ME HAGO RESPONSABLE DEL TRABAJO REALIZADO

19 DE MAYO DE 2008

FECHA DE TERMINACION DEL TRABAJO

FIRMA DEL RESPONSABLE

6.- CERTIFICACION REQUERIDA POR AUTORIDADES DE LA D. G. A. C.

LA UNIDAD IDENTIFICADA EN EL INCISO (3) FUE INSPECCIONADA EN LA FORMA PRESCRITA POR LA DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL:

APROBADO POR:

SUPERVISOR DE INGENIERIA AERONAUTICA

INSPECTOR AERONAUTICO

FECHA: _____

NOMBRE: _____

FIRMA DE LA PERSONA AUTORIZADA

7.- EN CASO DE PLANEADOR, ADJUNTAR CERTIFICADO DE PESO Y EQUILIBRIO FORMA D.G.A.C. 43 EXCEPTO SERVICIO DE 1000 HRS.

4.8 Reparación con fines didácticos.

Esta reparación se lleva a cabo con la finalidad de poder mostrar todo un procedimiento en una reparación estructural, donde se tiene que efectuar un diseño de la misma.

Para realizar el diseño de la reparación, primero se miden las dimensiones del daño, luego se procede a medir la distancia de 0.822" de centro a centro entre cada remache marcando las medidas en la piel del fuselaje.

Se realiza una plantilla de la reparación en un pliego de acetato marcando las dimensiones, con la ayuda del software GIMP 2. Ver figura A.

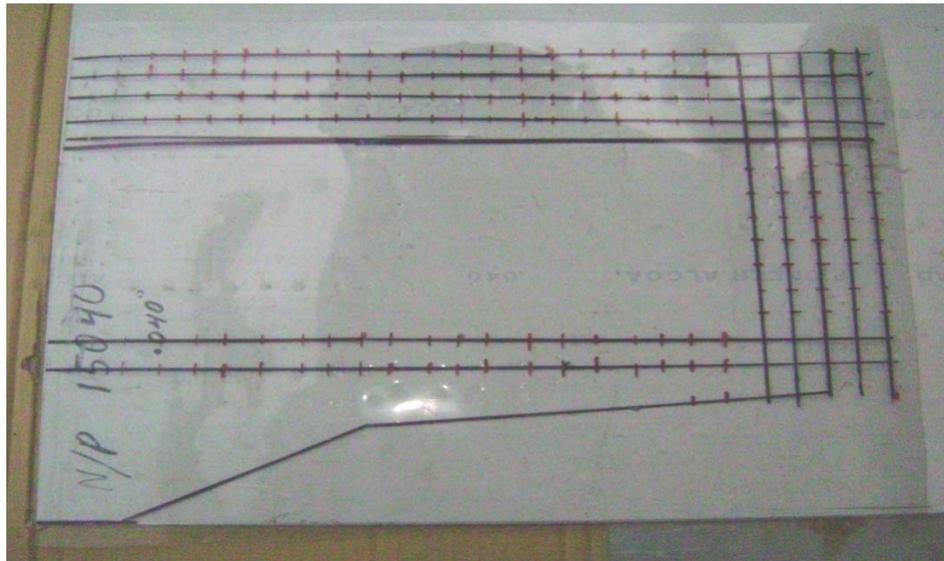


Figura A. Plantilla de la reparación.

Con la ayuda del taladro, brocas de carburo de tungsteno y titanio se retiran los remaches, procurando no dañar el larguero ni la cuaderna correspondiente. Se utiliza un disco cortador de metal adaptado a un taladro para realizar el corte de la piel del fuselaje. Ver figura B.

Después de haber retirado la piel se tiene acceso al larguero 26 del daño ubicado en la estación 1183.

Se realiza una inspección visual en la cual se encuentra corrosión de tipo exfoliación en el larguero, para corregirlo se pule utilizando lijas del número 400 y 500. Ver figura C.



Figura B. Remoción de la piel.



Figura C. Corrosión tipo exfoliación presente en el larguero.

Debido a la corrosión encontrada se procede a una inspección más detallada utilizando el método de inspección por ultrasonido. Ver figura D.

Además de la corrosión, en esta zona se observa que la cuaderna tiene una rotura y que el larguero tiene una melladura, ambos daños están fuera de parámetros del SRM.

Cabe mencionar que en la reparación de esta zona se coloca un refuerzo llamado “doubler”, que es una base debajo de la piel para que esta quede al ras de la zona donde se encuentra.

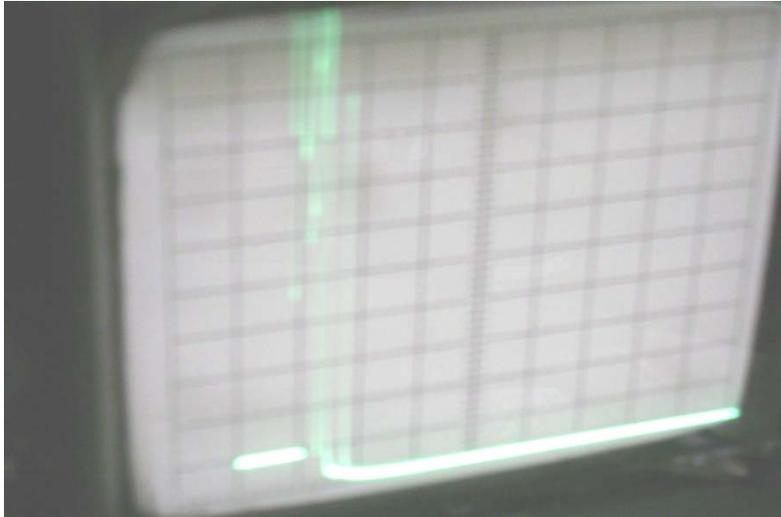


Figura D. Realización de la inspección.

Para utilizar el método de ultrasonido se debe realizar una probeta del mismo material a examinar, éste debe tener el mismo espesor, y se debe pulir. Se calibra el ultrasonido con la probeta para poder efectuar la prueba correspondiente. Ver figura E.



Figura E. Probeta (arriba) y elemento a analizar (abajo).

Y el resultado que se obtiene fue la inexistencia de corrosión ni roturas, solo una abolladura de $4 \frac{7}{8}$ " x $\frac{3}{8}$ ", la cual se deja intencionalmente para una reparación con fines didácticos a futuro de la misma.

Para concluir la reparación, se trazo la reparación diseñada sobre un papel de acetato en la piel de aluminio CLAD 0.040", se corta la piel y se procede a su ensamble en la aeronave; de ésta forma quedó reparado el daño localizado en la estación 1183. Ver figura F.



Figura F. Reparación estructural del daño con fines didácticos.

Al momento de colocar la piel se le agrega un sellador, para este caso se utiliza butilo; el cual es utilizado para fijar los parabrisas de los automóviles, y es muy resistente al agua y es desprendible.

En cuanto a la reparación del larguero se propone que se realice de material compuesto o solicitar la donación del material similar y efectuar la reparación del mismo ya que no entra dentro de los límites establecidos del manual.

El tiempo de horas hombre invertido en esta reparación es de 3 turnos de 8 horas cada uno.

Capítulo V

Análisis de resultados

5.1 Análisis de los materiales de las partes removidas e instaladas

Dentro de éste capítulo se analiza la piel del fuselaje original que es una lamina CLAD 0.040", a la cual se le aplicaron pruebas de tensión y flexión para poder saber su esfuerzo máximo y su esfuerzo de ruptura esto con el fin de poder seleccionar un material que se encuentre disponible en las instalaciones de la ESMIE Ticoman.

Para esto se cortó la piel, proveniente de la piel del daño y se fabricaron 2 probetas para aplicar pruebas de tensión y de flexión. Ver figura 26.



Figura 26. Probetas a las que se les aplico ensayos de tensión y flexión.

El material que se utilizó fue lamina tipo CLAD 0.040, y se utilizo la maquina que se muestran sus características a continuación. Ver figura 27.

Al empezar la prueba se condiciono y calibro la máquina para realizar las pruebas correspondientes.

NOTA: ESTE TIPO DE ENSAYO SOLO SE REALIZO CON FINES COMPARATIVOS, SI SE DESEA TOMAR EN CUENTA LOS DATOS OBTENIDOS SE DEBE PROCEDER A EFECTUAR NUEVAMENTE LAS PRUEBAS CON PROBETAS NORMALIZADAS Y USO DE EXTENSÓMETRO.

EQUIPO:	PRENSA SERVOMECÁNICA
MODELO:	AG-1
MARCA:	SHIMADZU
SERIE:	130103801248
CAPACIDAD:	100 KN (10t)
REQUIERE CALBRACIÓN:	SI
No. INVENTARIO:	142080044009
CLAVE:	EW8047
REVISIÓN:	0
FECHA:	24/02/06

Figura 27. Ficha Técnica de la maquina.

Las dimensiones de la probeta se muestran en la figura 28.

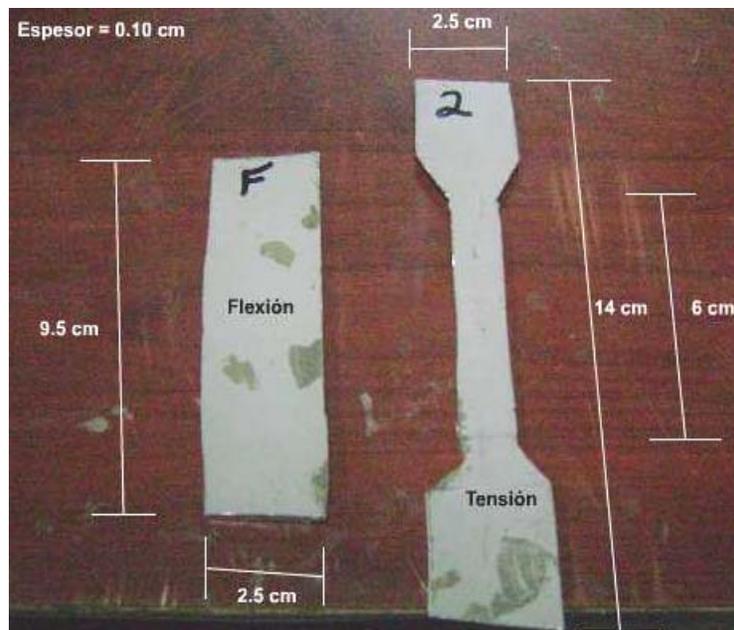


Figura 28. Dimensiones de las probetas para los ensayos.

Ensayo de tensión al material original.

La primera prueba que se realiza es la prueba de flexión, en la cual, la máquina se calibra de la siguiente forma:

Velocidad de la prueba 2 mm/seg.
Carga aplicada 1000 Kgf
Tiempo de intervalo 5 seg.

Los datos obtenidos son los siguientes:

Carga Nw	Desplazamiento mm	Área mm²	Esfuerzo MPa
21.3858	0.278	20	1.06929
45.126	0.541	20	2.2563
70.4358	0.798	20	3.52179
92.214	1.04	20	4.6107
120.4668	1.309	20	6.02334
149.5044	1.557	20	7.47522
180.9945	1.835	20	9.049725
212.877	2.104	20	10.64385
242.6994	2.397	20	12.13497
275.2686	2.63	20	13.76343
304.11	2.91	20	15.2055
330.597	3.187	20	16.52985
352.5714	3.444	20	17.62857
369.837	3.695	20	18.49185
387.2988	3.98	20	19.36494
399.4632	4.243	20	19.97316

411.8238	4.497	20	20.59119
423.9882	4.801	20	21.19941
434.583	5.039	20	21.72915
442.6272	5.303	20	22.13136
451.9467	5.576	20	22.597335
460.089	5.845	20	23.00445
468.5256	6.129	20	23.42628
475.5888	6.385	20	23.77944
481.671	6.647	20	24.08355
487.557	6.88	20	24.37785
493.6392	7.144	20	24.68196
501.291	7.469	20	25.06455
506.5884	7.711	20	25.32942
511.8858	7.999	20	25.59429
516.5946	8.239	20	25.82973
520.911	8.514	20	26.04555
526.0122	8.667	20	26.30061
526.00239	8.8	20	26.3001195
518.51736	9.001	20	25.925868
506.196	9.2	20	25.3098
485.7912	9.389	20	24.28956
475.0983	9.497	20	23.754915
465.975	9.589	20	23.29875
452.13309	9.67	20	22.6066545

A través de los datos obtenidos se grafica la carga contra el desplazamiento debido a que no se utiliza el extensómetro.

Para calcular los diferentes esfuerzos de este ensayo se utiliza la siguiente fórmula.

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Después se calcula el índice de alargamiento el cual se define con la siguiente fórmula:

$$\text{Alargamiento} = [(L_f - L_i) / L_i] \times 100$$

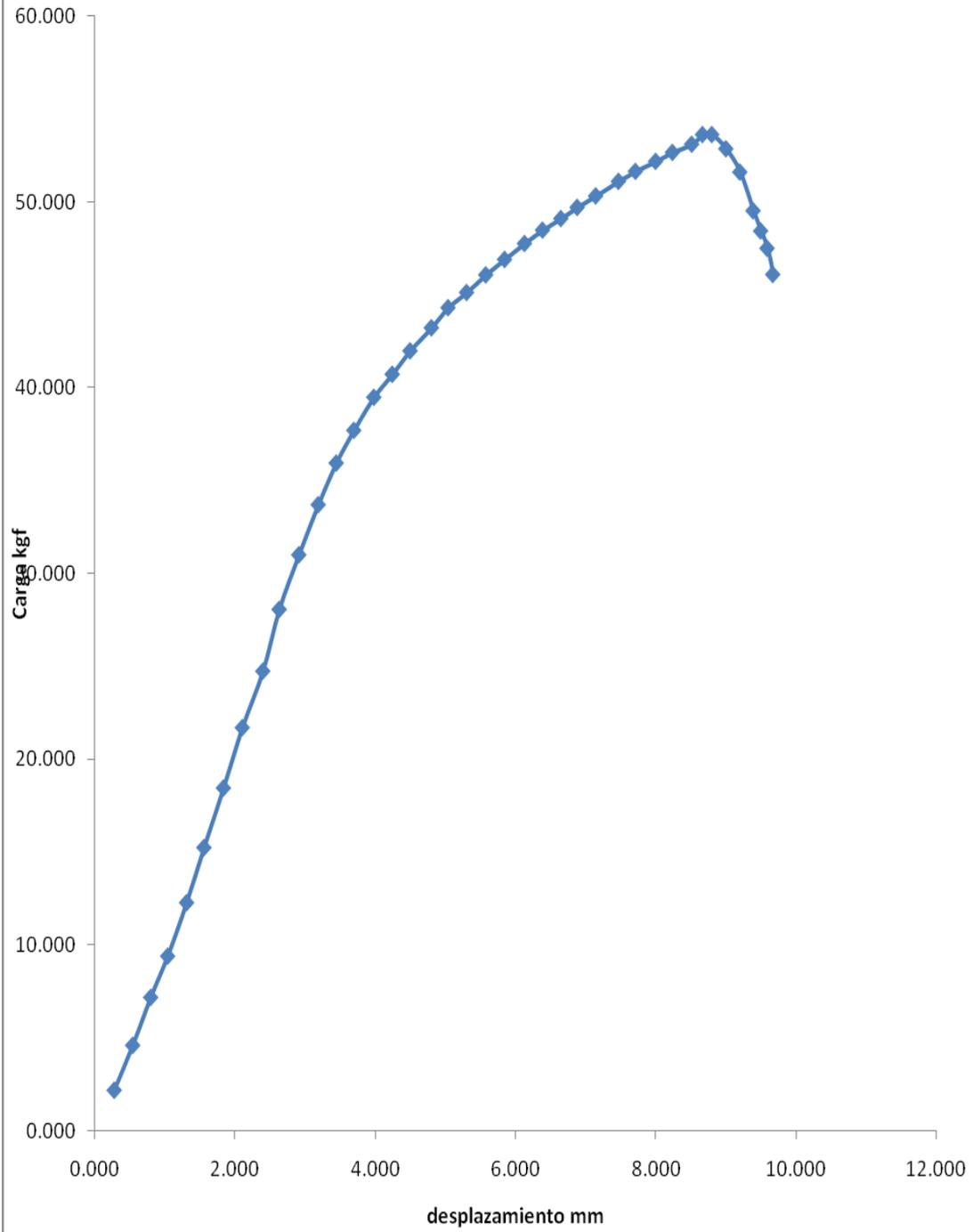
En la grafica de la página siguiente se puede observar los diferentes esfuerzos calculados que son útiles para determinar las propiedades físicas del material.

En las tablas siguientes se presentan los datos obtenidos a partir de los calculos:

Esfuerzo de cedencia	Esfuerzo máximo	Esfuerzo de ruptura
10.64 MPa	26.3 MPa	25.9 MPa

Alargamiento
9.09%

Grafica carga-desplazamiento



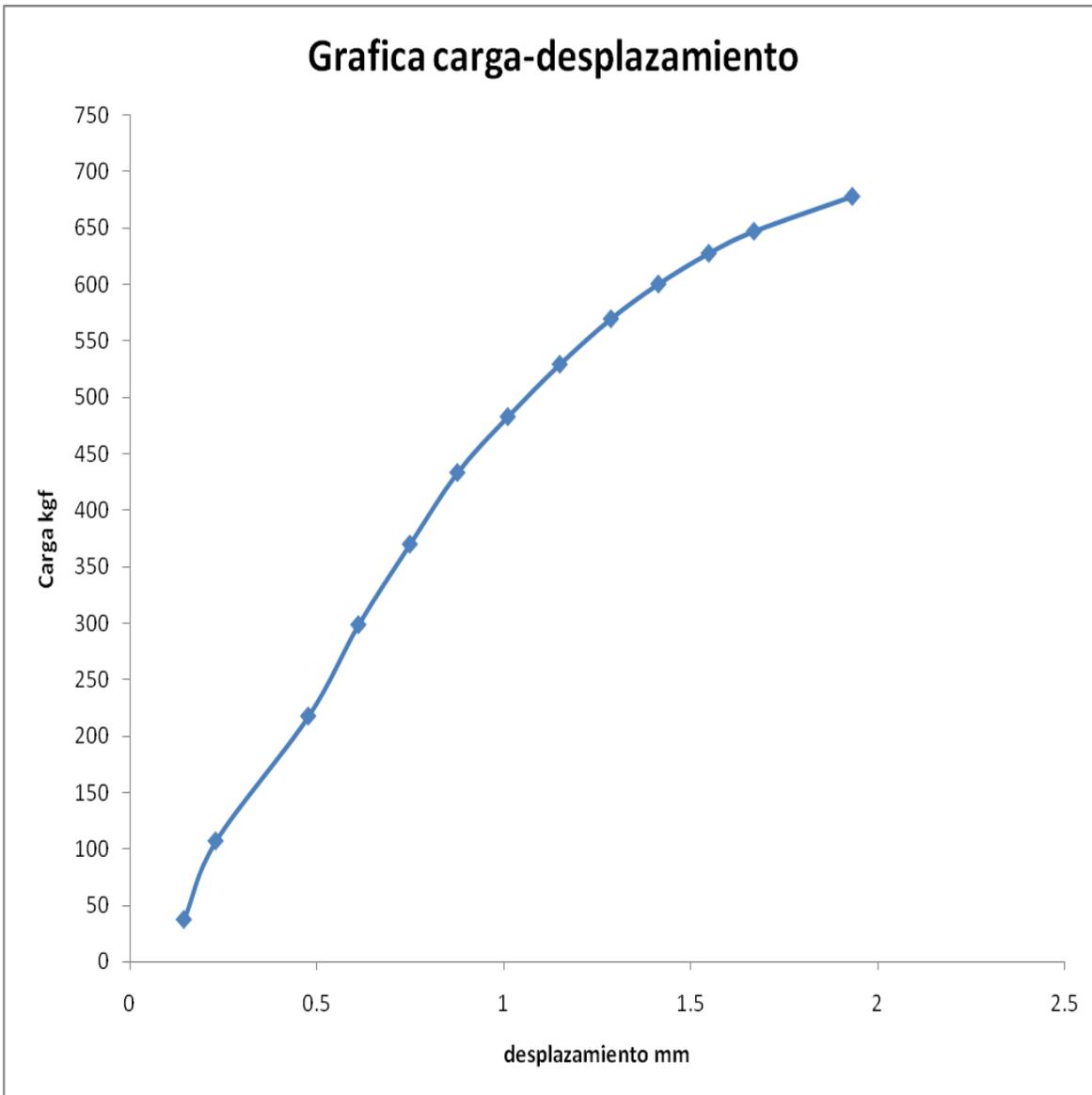
Prueba 2 Ensayo de flexión al material original.

Al momento de aplicar éste ensayo se calibra la máquina a utilizar de la misma forma de la cual se efectúa en el ensayo de tensión; dado que es una probeta del mismo material.

Y los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Carga Nw	Desplazamiento mm	Esfuerzo MPa	Área mm²
364.932	0.144	7.1837008	50.8
1047.708	0.229	20.624173	50.8
2132.694	0.477	41.982165	50.8
2926.323	0.611	57.604783	50.8
3626.757	0.749	71.392854	50.8
4248.711	0.876	83.636043	50.8
4734.306	1.011	93.195	50.8
5189.49	1.15	102.15531	50.8
5584.833	1.287	109.93766	50.8
5886.981	1.414	115.88545	50.8
6153.813	1.549	121.13805	50.8
6345.108	1.67	124.9037	50.8
6648.237	1.933	130.87081	50.8

De donde se obtiene la siguiente grafica:



Calculo del esfuerzo máximo de la placa:

a) Se tiene una placa apoyada en ambos extremos de la misma como se ilustra en la figura 28.

b) El momento flexionante máximo según la carga determinada puede determinarse por la siguiente formula.

c) $M_{max} = \frac{PL}{4}$;

d) $M_{max} = \frac{(677.7)(9.5)}{4} = 1609.5375 \text{ kgf-cm}$

e) El momento de inercia es:

f) $I = \frac{bh^3}{12}$;

g) $I = \frac{(2.5)(0.10)^3}{12} = 0.00020833 \text{ cm}^4$

h) El esfuerzo máximo es:

i) $\sigma = \frac{Mc}{I}$;

j) $\sigma = \frac{(1609.5375)(4.75)}{0.00020833} = 36703327.6 \text{ kgf/cm}^2 (3596926.1 \text{ MPa})$

k) Plano neutro:

l) $C = \frac{h}{2}$

m) $C = \frac{0.10}{2} = 0.05 \text{ cm}$

n) Modulo de la sección

o) $S = \frac{bh^2}{6}$

p) $S = \frac{(2.5)(0.10)^2}{6} = 0.004166 \text{ cm}^3$

q) Modulo de Young:

r) $E = \frac{\sigma}{\epsilon}$

s) $E = \frac{36703327.6}{0.58} = 63281599.3103 \text{ kgf/cm}^2 (6201596.73 \text{ MPa})$

t) La flecha:

u) $Y = \frac{PL^3}{48EI}$

v) $Y = \frac{(677.7)(9.5)^3}{48(63281599.3103)(0.00020833)} = 0.91820 \text{ cm}$

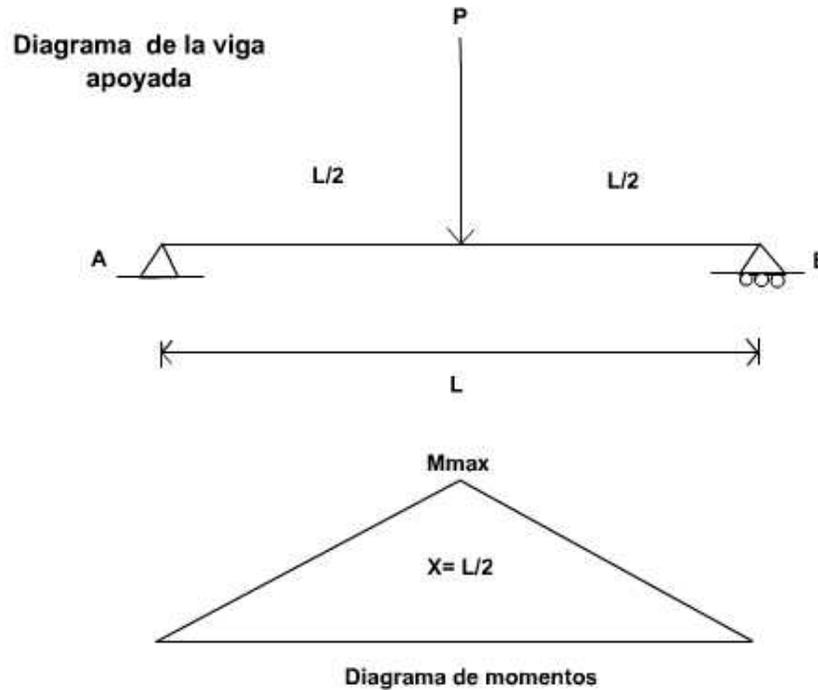


Figura 28. Diagramas de análisis.

El resultado obtenido con los ensayos se concluye que el material instalado es muy resistente a la flexión y a la tensión en cuanto a la carga y parecido a los valores obtenidos del material removido.

Sin embargo; el esfuerzo de cedencia, es de igual magnitud que el esfuerzo máximo y el esfuerzo de ruptura debido a la grafica obtenida y se considera un material frágil para fines de diseño estructural.

Por otro lado también se analizo otro material solo con el fin de compararlos y poder utilizarlo como reemplazo de la lámina del fuselaje (CLAD 0.040), donde el espesor de la lamina propuesta es menor que el material original, ensayándose también encontrado a los siguientes resultados.

Ensayo de tensión al material propuesto.

Al realizar este ensayo se utiliza el mismo régimen establecido desde el primer ensayo; con el fin de poder comparar los resultados.

Los datos obtenidos son los siguientes:

Carga Nw	Desplazamiento mm	Área mm²	Esfuerzo MPa
127.53	0.142	10	12.753
570.6477	0.279	10	57.06477
1228.212	0.417	10	122.8212
1667.7	0.548	10	166.77
2133.675	0.672	10	213.3675
2530.98	0.813	10	253.098
2766.42	0.947	10	276.642
2938.095	1.097	10	293.8095
3094.074	1.219	10	309.4074
3211.794	1.365	10	321.1794
3303.027	1.489	10	330.3027
3374.64	1.612	10	337.464
3325.59	1.68	10	332.559
2900.3265	1.87	10	290.03265
2315.30715	2.009	10	231.530715
1938.456	2.06	10	193.8456
1382.1309	2.1	10	138.21309

Con los datos de la tabla anterior se grafica la carga contra el desplazamiento debido a que no se utiliza el extensómetro.

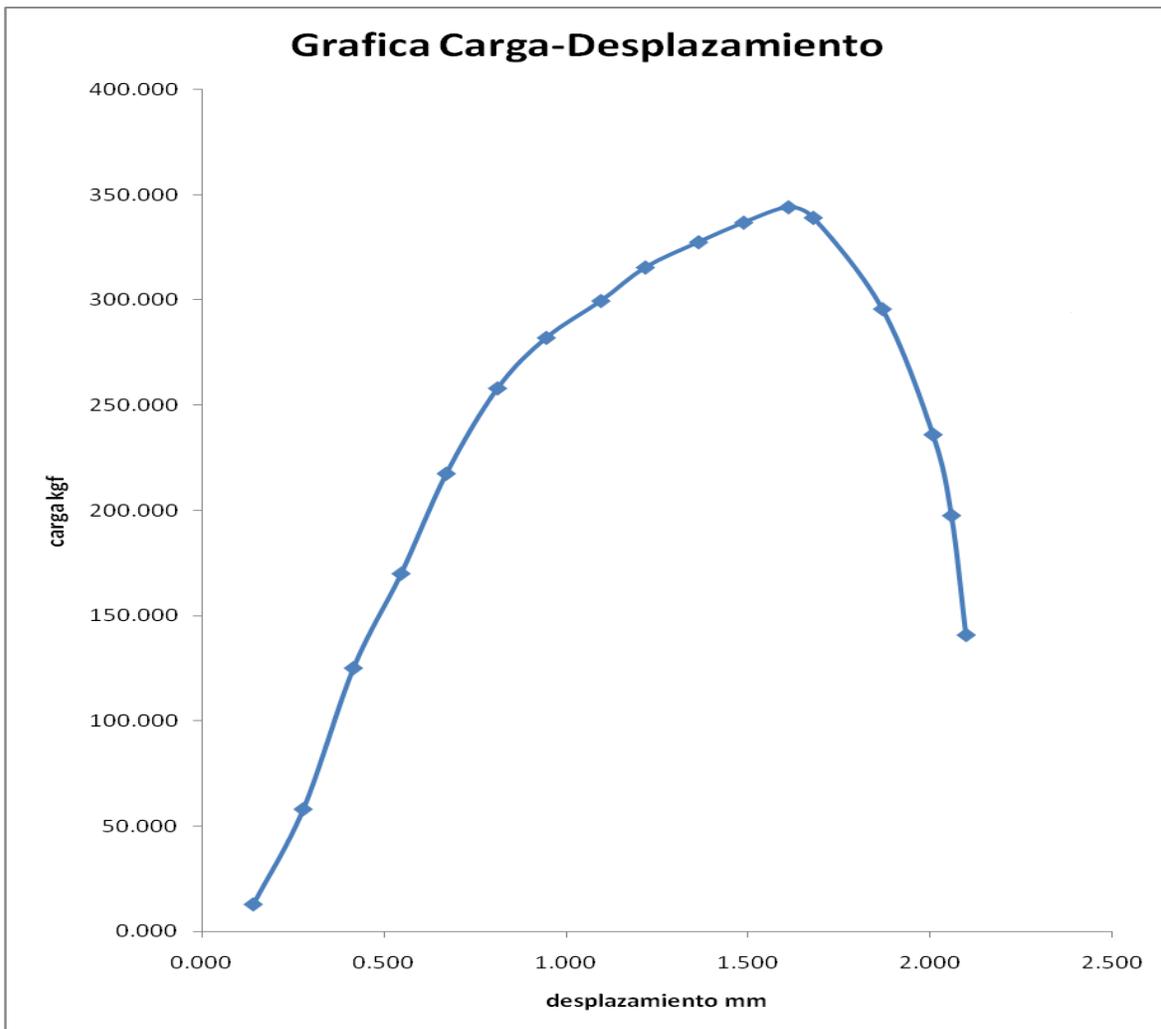
Para calcular los diferentes esfuerzos para éste ensayo se utiliza la siguiente fórmula.

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Después se calcula el índice de alargamiento el cual se define con la siguiente fórmula:

$$\text{Alargamiento} = [(L_f - L_i) / L_i] \times 100$$

En la grafica siguiente se puede observar los diferentes esfuerzos calculados que son útiles para determinar las propiedades físicas del material.



En la siguiente tabla se ilustran los datos obtenidos en el ensayo:

Esfuerzo de cedencia	Esfuerzo máximo	Esfuerzo de ruptura
122.8212 MPa	332.559 MPa	290.0326 MPa

Alargamiento

2.85%

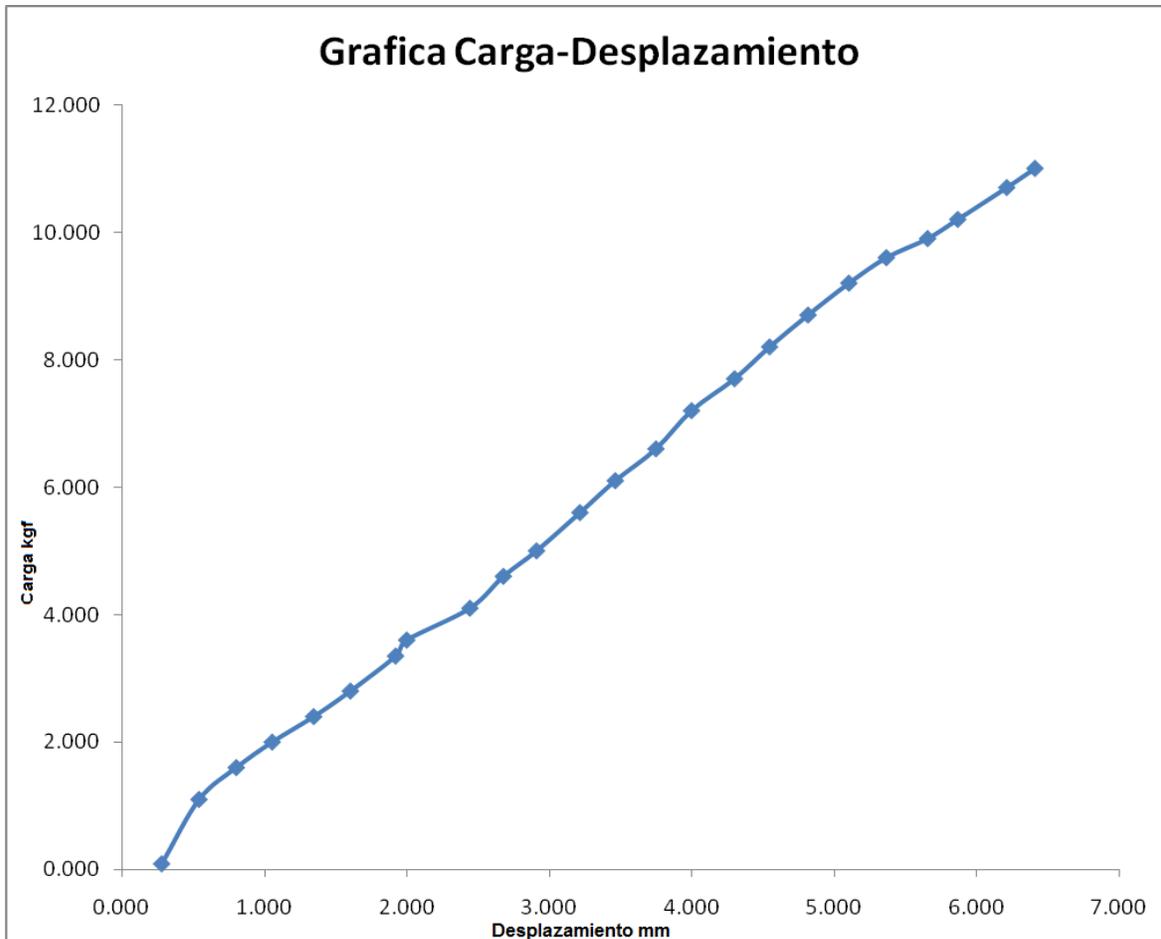
Ensayo de flexión al material propuesto.

Los datos obtenidos en la prueba fueron los siguientes:

Carga N	Desplazamiento mm	Esfuerzo MPa	Área mm²
0.8829	0.279	0.03475984	25.4
10.791	0.541	0.42484252	25.4
15.696	0.803	0.61795276	25.4
19.62	1.055	0.77244094	25.4
23.544	1.347	0.92692913	25.4
27.468	1.605	1.08141732	25.4
32.8635	1.922	1.29383858	25.4
35.316	2	1.3903937	25.4
40.221	2.444	1.58350394	25.4
45.126	2.679	1.77661417	25.4
49.05	2.912	1.93110236	25.4
54.936	3.217	2.16283465	25.4
59.841	3.465	2.35594488	25.4
64.746	3.751	2.54905512	25.4

70.632	4.001	2.7807874	25.4
75.537	4.303	2.97389764	25.4
80.442	4.549	3.16700787	25.4
85.347	4.819	3.36011811	25.4
90.252	5.106	3.55322835	25.4
94.176	5.369	3.70771654	25.4
97.119	5.659	3.82358268	25.4
100.062	5.871	3.93944882	25.4
104.967	6.215	4.13255906	25.4
107.91	6.413	4.2484252	25.4

La grafica que se obtiene es la siguiente:



Calculo del esfuerzo maximo de la placa:

a) Se tiene una placa apoyada en ambos extremos de la misma como se ilustra en la figura 28.

b) El momento flexionante máximo según la carga determinada puede determinarse por la siguiente formula.

c) $M_{max} = \frac{PL}{4}$;

d) $M_{max} = \frac{(11)(9.5)}{4} = 26.125 \text{ kgf-cm}$

e) El momento de inercia es:

f) $I = \frac{bh^3}{12}$;

g) $I = \frac{(2.5)(0.10)^3}{12} = 0.00020833 \text{ cm}^4$

h) El esfuerzo máximo es:

$$i) \sigma = \frac{Mc}{I};$$

$$j) \sigma = \frac{(26.125)(4.75)}{0.00020833} = 595659.5305 \text{ kgf/cm}^2 (58434.19 \text{ MPa})$$

k) Plano neutro:

$$l) C = \frac{h}{2}$$

$$m) C = \frac{0.10}{2} = 0.05 \text{ cm}$$

n) Modulo de la sección

$$o) S = \frac{bh^3}{6}$$

$$p) S = \frac{(2.5)(0.10)^3}{6} = 0.004166 \text{ cm}^3$$

q) Modulo de Young:

$$r) E = \frac{\sigma}{\epsilon}$$

$$s) E = \frac{595659.5305}{0.28} = 2127355.4660 \text{ kgf/cm}^2 (208693.5 \text{ MPa})$$

t) La flecha:

$$u) Y = \frac{PL^3}{48EI}$$

$$v) Y = \frac{(11)(9.5)^3}{48(595659.5305)(0.00020833)} = 1.583 \text{ cm}$$

NOTA: SOLO SON DATOS COMPARATIVOS YA QUE NO SE NORMALIZARON LAS PROBETAS.

Los resultados aproximadamente similares por lo tanto se concluye que el material propuesto para la reparación aplica solo con una finalidad didáctica, ya que esto no puede ser efectuado en una aplicación real ya que el SRM no permite un espesor menor que el que se va a reemplazar.

Sin embargo; el esfuerzo de cedencia, es de igual magnitud que el esfuerzo máximo y el esfuerzo de ruptura debido a la grafica obtenida y se considera un material frágil para fines de diseño estructural.

5.1.1 Herramienta

La herramienta existente dentro de las instalaciones de la ESIME ticoman, es apropiada para poder realizar una reparación que conlleve un remachado, remoción del daño y corte de algún área.

Por otro lado se cuenta con un equipo sofisticado de inspección como es el equipo de ultrasonido y el videscopio; los cuales son muy útiles para efectuar una inspección más minuciosa de cualquier daño, ya sea, para detectar corrosión o para inspeccionar lugares de difícil acceso.

En general la herramienta con la que se cuenta es muy óptima para llevar a cabo una rehabilitación de algún daño menor e inclusive la reparación de un daño mayor, aclarando que sería de mucho MAJOR ayuda y ahorro de tiempo realizar el trabajo con la herramienta adecuada, que es la establecida dentro del manual correspondiente.

5.1.2 Material

El material con el que se cuenta es un material utilizado en la aviación como son tornillos, remaches, y láminas tipo CLAD 0.040 y CLAD 0.025, y se pueden utilizar en cualquier reparación que implique un cambio de piel en el fuselaje.

Sin embargo existen materiales que se pueden utilizar como una alternativa por ejemplo, los materiales compuestos, que se caracterizan por ser resistentes en todas sus propiedades, además de ser ligeros, y serán de gran aplicación para llevar a cabo una reparación estructural con un material alterno.

5.2 Alternativas de solución

Dentro de las alternativas de solución encontramos distintos problemas que surgieron para poder lograr los objetivos establecidos; como puntos principales trataremos los siguientes:

A. Rehabilitación del equipo de ultrasonido

Al llevar a cabo la reparación estructural nos encontramos en la necesidad de realizar pruebas NDT para esto contamos con el equipo de ultrasonido; sin embargo el equipo no funcionaba.

Realizando un monitoreo de los sistemas del equipo se encontró con que la fuente de energía (pila) no operaba. Ver figura 29



Fig.29 elementos de la pila

El reemplazo de las pilas tiene las siguientes características:

Voltaje	1.2V
Amperaje	2mA/h

Con esto se logro reducir el tiempo de la recarga, y por lo tanto se logro realizar la prueba al larguero para determinar la inexistencia de corrosión.

B. Diseño de la plantilla para la reparación didáctica.

Para poder diseñar la reparación de una manera más simple y en un corto tiempo se utilizaron dos software llamados GIMP 2 y Flash, los cuales fueron útiles ya que son utilizados para modificar imágenes en donde se puede modificar la escala y las unidades de medición.

Con este tipo de herramienta se intenta implementar una herramienta más fácil para diseñar la reparación, dado que no es difícil su manejo y ahorra un tiempo considerable para que se lleve en efecto la reparación de la cual requiera un diseño propio.

C. Mano de obra

Se tiene casi resuelta esta problemática de la mano de obra, dado que la escuela cuenta con un programa de servicio social y prácticas profesionales; el cual puede tener una amplia publicidad para alumnos que estudien para una carrera técnica como por ejemplo el CONALEP aeropuerto. Y a través de ellos poder aplicar una orden de ingeniería o elaborar una orden de trabajo retroalimentando tanto nuestros conocimientos como son elabora las ordenes de ingeniería y para ellos al efectuar una reparación. Esto con el fin de poner en práctica los procesos de ingeniería como son las OI y las herramientas en cuanto diseño y control de los trabajos a realizar para las reparaciones estructurales.

D. Material alternativo

Al momento de llevar a cabo la reparación didáctica nos vimos en la necesidad de buscar el material apropiado y lo más apegado al utilizado en una reparación estructural dentro de una aerolínea o taller de reparación, para esto como se ha mencionado, se utilizó una lámina tipo CLAD 0.040, sin embargo, cabe mencionar que se pueden utilizar materiales alternos como materiales compuestos que se pueden elaborar dentro de las instalaciones de la ESIME ticoman, dado que se elaboran con resina epóxica y fibra de vidrio, que son materiales que ya se utilizan en la elaboración de aeronaves y que son muy resistentes a la corrosión, y que pueden ser útiles en las reparaciones de la aeronave Boeing 727-200 de la ESIME, ya que esta solo se puede utilizar para fines didácticos y así poder implementar el uso de nuevos materiales en las reparaciones con características físicas y mecánicas iguales o mejores.

E. Coordinación de laboratorios

Para lograr que este obstáculo sea derribado se tiene que contar con la colaboración de todos los encargados de cada laboratorio involucrado:

Para realizar una reparación en la cual se involucren materiales compuestos, como ejemplo, una superficie de control, a la cual se le analicen sus características aerodinámicas y finalmente se compruebe su función en la aeronave a través de la teoría que se imparte durante la formación; se necesita la colaboración principal de los siguientes laboratorios.

Laboratorio	Actividades
Materiales compuestos	<p>Reparar los diferentes compuestos de la aeronave que en su estructura sea de materiales compuestos.</p> <p>Proponer nuevos materiales para el reemplazo de los materiales dañados.</p> <p>Analizar las diferentes características que se puede obtener de un material compuesto y un material propuesto.</p>
Aerodinámica	Se puede evaluar las diferentes características aerodinámicas del componente.

Así como se ilustra anteriormente se puede realizar una asociación entre materias y laboratorios correspondientes para aplicar los distintos procesos de ingeniería y así poder conocer todo un procedimiento de mantenimiento en una aeronave, teniendo como objetivo la seguridad. Y esto conlleva a la conservación de la aeronave para fines didácticos.

Conclusiones

La infraestructura y recursos disponibles en ESIME TICOMAN son factibles para realizar reparaciones estructurales mayores y menores como las propuestas en el presente trabajo, que les permitan a los alumnos de semestres intermedios a avanzados tener competencias muy requeridas en el campo laboral.

Los tipos de reparaciones que se pueden realizar son las contenidas dentro del manual SRM, mostrados en este trabajo, y las que se encuentran fuera de éste.

El software GIMP y FLASH, que se utilizaron para el diseño de la reparación y distribución de remaches, ahorra tiempo de hasta un 80%, reduciendo así los costos de la reparación y las horas hombre requeridas de forma convencional.

El material que se analizó, Aluminio tipo "CLAD0-040", resultó factible para los fines establecidos ya que sus propiedades mecánicas resultaron mayores que la original en un 70%, lo que permitió considerarlo para llevar a cabo la reparación.

Con la información obtenida en los manuales y asesorías externas fue posible realizar la reparación de acuerdo a lo antes mencionado.

Se establecieron prácticas dentro de los anexos (Consultar CD anexo al presente trabajo) en las cuales el alumno podrá desarrollar habilidades para la medición de daños, conocimiento y análisis de la estructura de la aeronave. Así también, aplicaciones de Pruebas No Destructivas, como el método de inspección ultrasónica para la detección de daños internos y con ello determinar el estado en el que se encuentra el material. Con la finalidad de tener un punto de comparación entre el método propuesto con el método tradicional.

Con el formato sintetizado de clasificación de daños diseñado en esta tesina se logra disminuir el tiempo, así como los recursos humanos y económicos en el proceso de clasificación y análisis de los tipos comunes de daños estructurales.

Debido a la necesidad de utilizar el Equipo de Inspección ultrasónica de la Unidad, tuvo que repararse, por parte de los miembros del equipo apoyados por profesores de la Unidad, lo cual permitirá en lo futuro que los alumnos puedan utilizarlos para sus pruebas NDT.

Recomendaciones

Dentro de éste apartado se proponen prácticas para poder comprender el proceso de inspección, medición y clasificación de daños para después elaborar una OI correspondiente a cada daño y así lograr obtener una serie de reparaciones que pueden llevarse a cabo por personal capacitado.

El material utilizado para este tipo de reparación se puede proponer a el fabricante para obtener su certificación y así se pueda aprobar su uso para la Industria Aeronáutica.

Teniendo pleno conocimiento de que estas prácticas existen dentro los temarios elaborados dentro de las instalaciones de la ESIME ticoman.