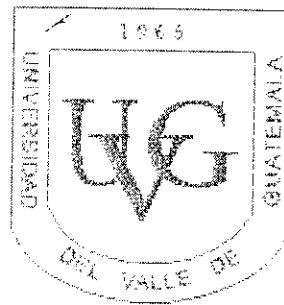


**UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA**

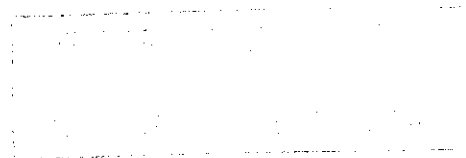
**Facultad de Ciencias y Humanidades**

Departamento de Ingeniería Mecánica



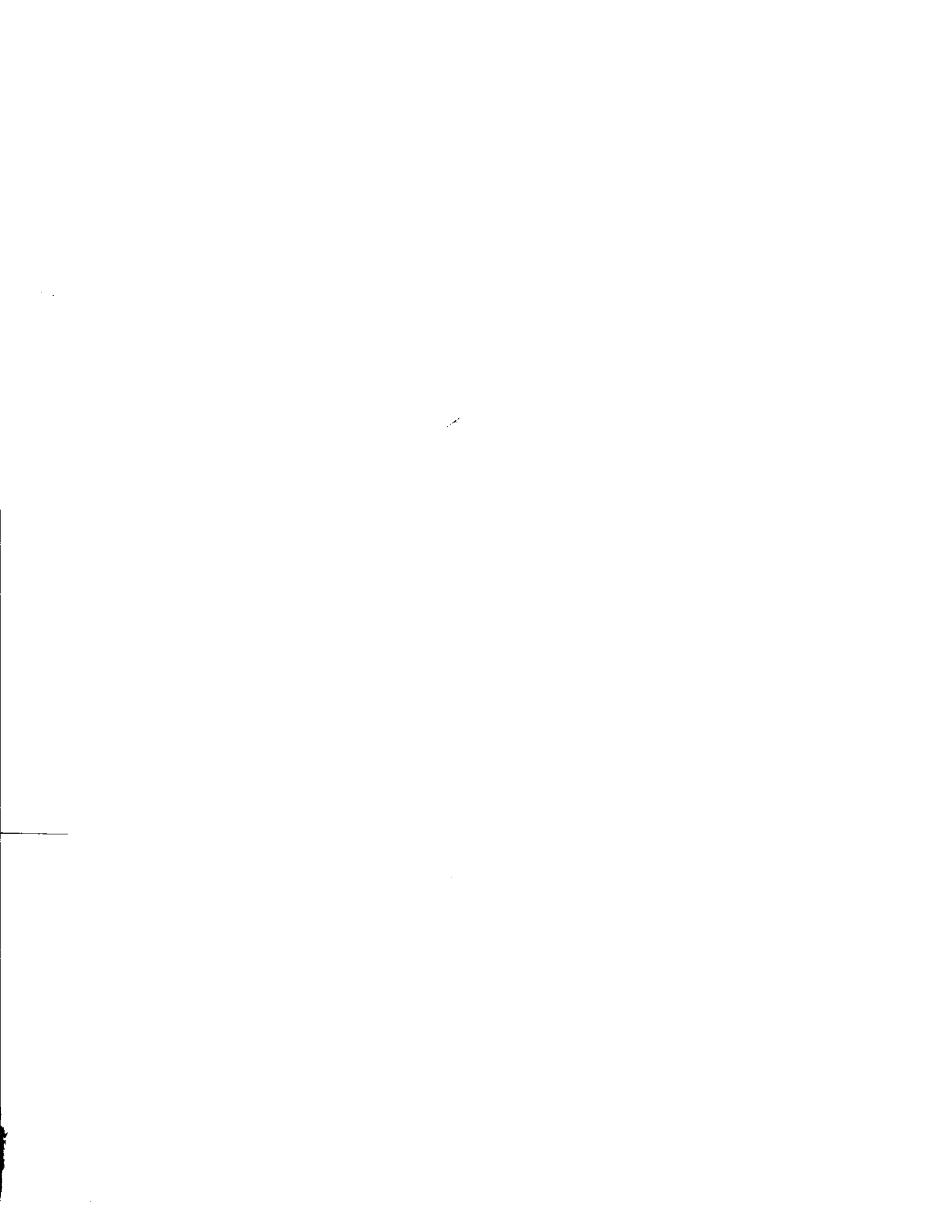
**Efecto y Control de la Fatiga de Materiales  
en Aeronaves Comerciales**

David Alejandro Ponce Mejicanos



Guatemala

1996

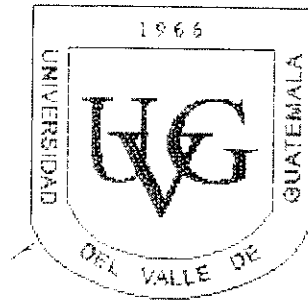


**Efecto y Control de la Fatiga de  
Materiales en Aeronaves Comerciales**

**UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA**

**Facultad de Ciencias y Humanidades**

Departamento de Ingeniería Mecánica



**Efecto y Control de la Fatiga de Materiales en Aeronaves  
Comerciales**

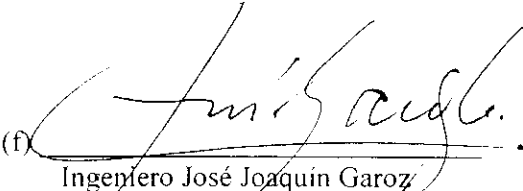
David Alejandro Ponce Mejicanos

Trabajo de graduación presentado para optar al título de Ingeniero Mecánico en el grado de  
Licenciado

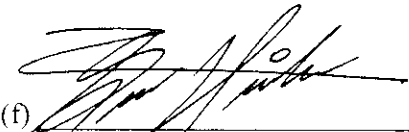
Guatemala

1996

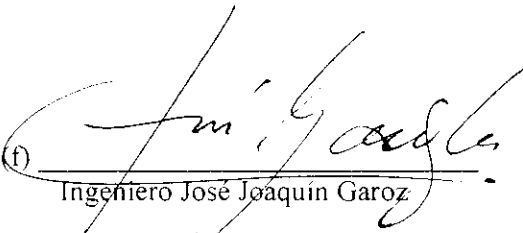
Vo. Bo.:

(f)   
Ingeniero José Joaquín Garoz  
Asesor

Tribunal:

(f)   
Ingeniero Julio Aguilar O.

(f)   
Ingeniero Luis Fernando Cordón

(f)   
Ingeniero José Joaquín Garoz

Fecha de aprobación: Viernes 8 de Noviembre, 1996

*Ami Madre*

## Agradecimientos

Aunque el presente sea un trabajo individual, sería imperdonable no agradecer a todas las personas que lo hicieron posible al colaborar con el autor de una u otra forma: incluso la menor de las ayudas en su momento fue la más valiosa. Las personas detrás de estas acciones son:

Natalia Mendizábal

Verónica Ponce

Ana Lucía González

Ing. Joaquín Garoz

Ing. Robert Piotrowski

Luis González Galindo

Igual agradecimiento se extiende a todas las personas de la Universidad del Valle de Guatemala, Aviateca, S. A. y Aeromantenimiento de El Salvador, que contribuyeron al buen término del presente.



# Contenido

<b>I. INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>1</b>
A. OBJETIVOS .....	2
1. <i>Objetivo General</i> .....	2
2. <i>Objetivos Específicos</i> .....	3
<b>II. ANTECEDENTES.....</b>	<b>4</b>
A. DEFINICIONES.....	5
1. <i>Límite Elástico</i> .....	6
2. <i>Esfuerzo Último (en tensión)</i> .....	6
3. <i>Esfuerzo de Fluencia</i> .....	6
4. <i>Tenacidad</i> .....	7
5. <i>Fatiga</i> .....	7
6. <i>Materiales Utilizados en las Estructuras Aeronavales</i> .....	19
7. <i>Tipos de Fuselajes</i> .....	20
B. ANTECEDENTES DE LA PREVENCIÓN DE LA FATIGA EN LAS AERONAVES DEL MUNDO .....	24
1. <i>Un Poco de Historia</i> .....	24
2. <i>Conceptos de Diseño de Aeronaves</i> .....	25
3. <i>Fatiga y Corrosión</i> .....	26
4. <i>Programas Structural Inspection Document (SID)</i> .....	27
C. RESISTENCIA A LA FATIGA .....	27
D. CARGAS SOBRE LA ESTRUCTURA .....	28
1. <i>Evaluación del daño acumulado</i> .....	29
<b>III. ESFUERZOS QUE CAUSAN FATIGA EN LAS ESTRUCTURAS AERONAVALES.....</b>	<b>30</b>
A. VIBRACIÓN.....	30
B. PRESURIZACIÓN.....	31
C. CICLOS DE VUELO .....	33
D. EJEMPLO ILUSTRATIVO .....	33
1. <i>Pruebas de Hidro-Fatiga en un Fuselaje B707</i> .....	33
<b>IV. EFECTOS DE LA FATIGA DEL MATERIAL EN LAS AERONAVES COMERCIALES .....</b>	<b>36</b>
A. TIPOS DE DAÑO.....	36
1. <i>Grietas</i> .....	36
2. <i>Daño por Fatiga Diseminado</i> .....	37

<b>V. DETECCIÓN DE DAÑOS.....</b>	<b>39</b>
A. PRUEBAS NO DESTRUCTIVAS .....	39
1. <i>Inspección Visual</i> .....	40
2. <i>Líquidos Penetrantes</i> .....	42
3. <i>Partículas Magnéticas</i> .....	43
4. <i>Rayos X</i> .....	44
5. <i>Ultrasonido</i> .....	45
6. <i>Corrientes Parásitas de Foucault (Eddy Current)</i> .....	47
B. RESUMEN .....	50
1. <i>Detección de Grietas Superficiales</i> .....	50
2. <i>Detección de Grietas debajo de la Superficie</i> .....	51
<b>VI. PREVENCIÓN DE DAÑOS.....</b>	<b>53</b>
A. DETALLES ESTRUCTURALES PARA UNA LARGA VIDA .....	53
B. MODIFICACIONES PREVENTIVAS .....	55
C. ACTUALIZACIÓN DE COMPONENTES MÁS RESISTENTES A LA FATIGA.....	55
D. TÉCNICAS Y PROCESOS QUE EVITAN O RETARDAN LA FATIGA DEL MATERIAL .....	56
1. <i>Golpeteo (Shot Peening)</i> .....	56
2. <i>Agujeros trabajados en frío</i> .....	59
E. EJEMPLO ILUSTRATIVO: BOEING COMMERCIAL AIRCRAFT CORPORATION .....	62
1. <i>El Proceso de Mejoras Estructurales de Boeing</i> .....	63
2. <i>Pruebas y Experiencia en Servicio</i> .....	64
3. <i>Desarrollo de Standards de Tecnología</i> .....	66
4. <i>Implementación de las Lecciones de Diseño aprendidas con la Experiencia</i> .....	68
5. <i>Resumen</i> .....	70
<b>VII. CORRECCIÓN DE DAÑOS CAUSADOS POR FATIGA.....</b>	<b>71</b>
A. MODIFICACIONES CORRECTIVAS.....	71
<b>VIII. CONCLUSIONES.....</b>	<b>73</b>
<b>IX. BIBLIOGRAFÍA.....</b>	<b>75</b>

## I. Introducción

Ante el implacable paso del tiempo, las aeronaves comerciales sufren los efectos del uso, tanto en su estructura como en sus componentes: durante su vida útil normal, sufren daños por desgaste, corrosión y fatiga. El primero ocurre por el simple hecho de que la aeronave en sí es una maquinaria en uso; la corrosión, porque las aleaciones ligeras con que se construyen los aviones son sumamente reactivas, tanto, que reaccionan incluso con el aire normal creando focos de corrosión. Finalmente, el daño por fatiga, que también es el menos conocido de los mencionados y que ocurre al someter al avión a ciclos de carga y esfuerzos durante su vida útil.

A la larga, este proceso continuo de carga y descarga provoca que el material de los diversos componentes afectados por estos ciclos se *fatigue* y falle, a menos que se tomen las medidas respectivas para prevenir la falla antes de que ocurra y para corregirla, si ya ha ocurrido. Sin embargo, la posibilidad de que aparezcan daños causados por fatiga del material aumenta con la edad del aparato y puede hacer que la vida útil del avión llegue realmente a un final, convirtiéndolo en una gran pérdida, tanto para el operador<sup>1</sup> como para el propietario de la aeronave.

Es posible que una aeronave pueda continuar volando

indefinidamente, pero si sus estructuras reciben una vida dura y eventualmente, sus componentes llegan a ser reemplazados, el hecho de mantenerla resulta antieconómico. Debe existir un punto en el cual las prácticas de mantenimiento sean suficientes para garantizar la operación segura de los aviones sin incurrir en gastos exagerados. Para disminuir la posibilidad de incidentes relacionados con fallas estructurales sin derrochar en costos sin sentido, la industria de la aviación está comprometida a mejorar sus filosofías de diseño estructural y de mantenimiento.

Según se introducen nuevos modelos de aviones, pareciera que la generación anterior de aeronaves, supuestamente reemplazada, en realidad no se ve desfasada. Tanto el alto costo de reemplazo como la constantemente creciente demanda de vuelos implican que un notable número de aviones se usen bastante más allá de su vida útil planeada.

---

<sup>1</sup> SE DENOMINA OPERADOR A LA PERSONA QUE UTILIZA LA AERONAVE COMERCIALMENTE. USUALMENTE SE REFIERE A UNA AEROLÍNEA.

A pesar de ello, desde 1960, han sucedido varios accidentes causados por fallas estructurales, involucrando aeronaves de transporte público. Aproximadamente la tercera parte de estos incidentes fueron causados por corrosión o fatiga. En 1989, un equipo de investigación de Boeing reportó que varios operadores no reconocieron la importancia de la edad del aeroplano y de la cantidad de ciclos de vuelo<sup>2</sup> realizados por el aparato en la seguridad del vuelo. Este grupo reveló, además, que en los casos donde los operadores se vieron forzados a reducir el personal de ingeniería y mantenimiento, había evidencias de modificaciones y reparaciones inadecuadas hechas en los aviones, -probablemente debido a la poca especialización del personal. Observaron, además, que se había permitido que la corrosión degradara varias estructuras sin ser detectada.

Esta negligencia, voluntaria o no, incide gravemente en la condición general de la aeronave para ser usada: una estructura que presenta fallas de importancia, como una grieta muy cerca de su longitud crítica (a partir de la cual crece muy rápidamente), es un peligro potencial tanto para los usuarios como para los operadores, quienes deben afrontar serios problemas económicos y legales si una falla no detectada crece sin control y llega a causar un accidente. El objetivo final de las firmas que fabrican aeronaves comerciales es garantizar al operador que sus pasajeros van seguros y que no necesitan invertir grandes cantidades de capital en mantener su flota con un alto nivel de seguridad; no obstante, deben proporcionarle a los operadores un programa razonable de mantenimiento que permita que la fatiga del material no influya negativamente en la aeronave, degradando su estructura o sus componentes.

## **A. OBJETIVOS**

### **1. Objetivo General**

El objetivo general del presente trabajo es dar a conocer lo que se sabe hasta el momento de la fatiga de materiales y cómo afectan estos conocimientos a la construcción y mantenimiento de las estructuras y componentes aeronavales. Aquí se tratarán temas que van desde la definición de los términos relacionados con la fatiga de materiales, hasta los esfuerzos que hacen los fabricantes de aviones para controlar la degradación de los componentes de sus productos por causa de la fatiga del material, para que el lector no familiarizado con la ingeniería aeronaval.

---

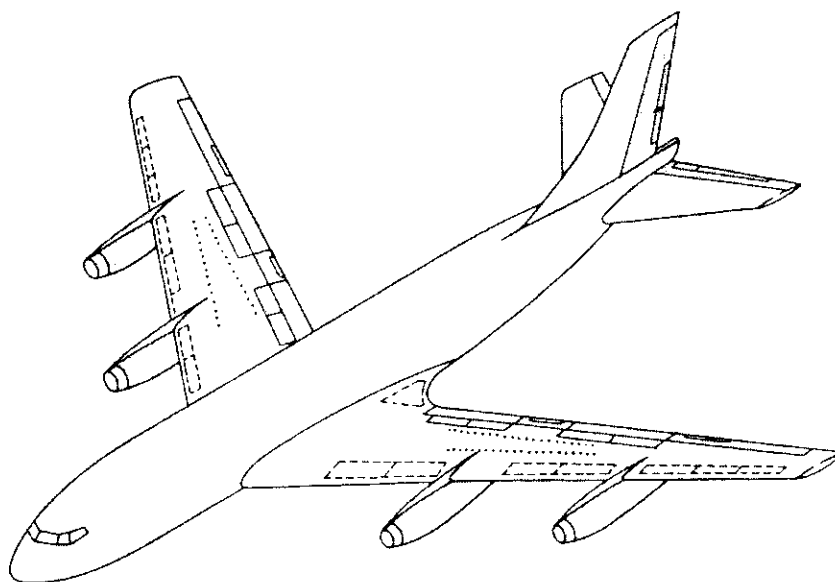
<sup>2</sup> UN CICLO DE VUELO CONSISTE DE UN DESPEGUE, UN RECORRIDO CON EL TREN DE ATERRIZAJE RETRAÍDO Y UN ATERRIZAJE NORMAL.

pero sí con la ingeniería mecánica, tenga una clara idea de qué sucede con las estructuras sujetas a esfuerzos oscilantes, sumamente comunes en la vida cotidiana de las aeronaves comerciales.

## 2. Objetivos Específicos

Específicamente, los objetivos del presente documento son hacer del conocimiento y aclarar al lector los siguientes conceptos:

- ◆ ¿Qué es la fatiga de materiales?
- ◆ La importancia de la edad de los aviones y su relación con los daños por fatiga.
- ◆ Conocer los mecanismos mediante los cuales se evita la fatiga del material.
- ◆ Comprender que es necesario modificar continuamente los aviones para mejorar el producto fuera de la línea de producción y no que los aviones sean defectuosos desde el principio.
- ◆ Saber la importancia que tiene un buen programa de inspecciones estructurales para mantener la “salud” de las estructuras de las aeronaves.
- ◆ Saber lo peligroso que puede llegar a ser la negligencia en el mantenimiento estructural de los aviones.



## II. Antecedentes

Aunque el fenómeno de la fatiga es bien conocido por los especialistas en materiales, el cómo afecta a las estructuras -especialmente las aeronavales- no se conoce a cabalidad. Muchas veces se han reportado daños por fatiga que se hacen detectables hasta 15 o 20 años después de que la estructura salió de la línea de producción, estando la aeronave en servicio o en pruebas controladas en un laboratorio.

Dado que las estructuras de los aviones son hechas principalmente de aluminio, titanio y otros metales con que se producen aleaciones ligeras, los daños por fatiga aparecen en un tiempo mucho menor al que tomaría si las mismas estructuras fueran construidas a base de acero u otros materiales más resistentes a la fatiga.

Hasta la fecha, las investigaciones en este campo han sido hechas por los fabricantes auxiliados por oficinas gubernamentales de los Estados Unidos de América como la FAA<sup>3</sup>, encargada de regular la aeronavegabilidad en el espacio aéreo de los EE. UU.; el NTSB<sup>4</sup> que toma a su cargo la investigación oficial de cualquier accidente aéreo que involucre aeronaves autorizadas para volar en territorio norteamericano; la ATA<sup>5</sup>, que representa los intereses de la industria aeronaval ante los gobiernos, principalmente los Estados Unidos y otras, pero siempre han iniciado las investigaciones a raíz de algún incidente sin explicación obvia: las caídas de los De Havilland Comets a mediados de los '50s, la pérdida de la parte superior de un Boeing 737 a mediados de los '80s, etc.

En especial, a raíz de este último, los esfuerzos de la industria aeronaval por conocer los efectos de la fatiga de materiales en sus productos adquirieron la importancia que tienen actualmente y dio lugar a que surgieran grupos especializados que se encargan de revisar los procedimientos de mantenimiento e inspección de los aviones actualmente en servicio, además de proponer mejoras para futuros diseños estructurales. El propósito del presente documento es ilustrar el impacto de la fatiga de materiales en la industria aeronaval en la forma más general que sea posible, con el objeto de que el lector relacione sus conocimientos propios acerca de la fatiga de materiales con el verdadero peligro que representan en el diseño de máquinas.

---

<sup>3</sup> FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

<sup>4</sup> NATIONAL TRANSPORT SAFETY BOARD

<sup>5</sup> AIR TRANSPORT ASSOCIATION

## A. DEFINICIONES

Para poder entender a cabalidad el comportamiento de la complicada estructura de una aeronave, es necesario conocer algunas de las propiedades de los materiales de que está constituida. También es indispensable conocer el comportamiento de estos materiales bajo diferentes tipos de carga: tensión, compresión, flexión y torsión.

Las propiedades mecánicas de un material se pueden definir como aquellas asociadas con sus reacciones elásticas e inelásticas cuando se le aplica una fuerza. Estas propiedades incluyen, entre otros, los parámetros siguientes: resistencia a la tensión, resistencia de fluencia, dureza, resiliencia y ductilidad.

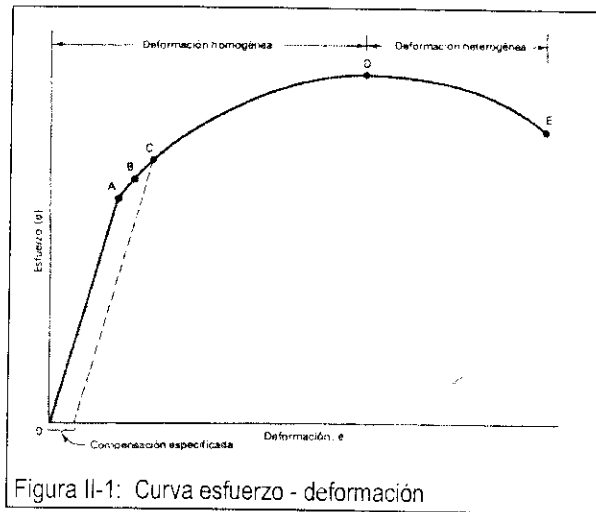
Dichas propiedades se determinan por medio de pruebas de laboratorio en una muestra del material que tiene una forma geométrica determinada. Estas pruebas se usan mucho en la ingeniería para obtener información de diseño y evaluar los materiales con relación a las especificaciones que deben cumplir para ser usados en una aplicación definida. Aunque las pruebas no se tratarán en detalle, se hará uso de los resultados que se obtienen de ellas para ilustrar el uso de los diversos tipos de aleación que se incluyen en el diseño de una aeronave para aumentar al máximo su durabilidad y confiabilidad.

Los datos que se obtienen en tales pruebas se grafican como curvas de *esfuerzo-deformación*. La forma de esta curva dependerá del material que se prueba, la historia de su proceso y de la temperatura a la que se realiza la prueba. Cuando los esfuerzos están en la región elástica, el espécimen recuperará sus dimensiones originales si se remueve la carga. La gráfica en la región elástica es lineal para los metales y las cerámicas. En muchos otros materiales aeroespaciales, como los elastómeros, el esfuerzo no es proporcional a la deformación y la deformación que se puede obtener en cada incremento de carga puede variar.

Con esfuerzos adicionales, el material excede su límite elástico y se presenta la *deformación plástica*, con lo que el material se alarga y de modo correspondiente se disminuye su área transversal. Inicialmente, esta respuesta es uniforme en toda la longitud del espécimen, pero en algún punto de la estructura se presenta una inestabilidad y entonces se concentra en esta región una deformación plástica localizada. De esa forma el espécimen se constriñe localmente y principia la fractura del espécimen.

Del análisis de la curva de deformación de un material se obtiene gran cantidad de

información valiosa sobre el mismo y su adecuación para varias aplicaciones. A continuación se dan las definiciones de algunas de las propiedades que se pueden determinar por medio de una curva de deformación y que serán posteriormente de utilidad.



### 1. Límite Elástico

Es el esfuerzo más alto que se puede imponer al material sin que haya deformación permanente cuando se remueve la carga (ver figura II-1, punto A).

### 2. Esfuerzo Último (en tensión)

El esfuerzo último en tensión es una medida de la carga máxima que puede soportar un material bajo condiciones de

carga **uniaxial**. Se determina tomando la magnitud de la carga máxima que se obtuvo durante la prueba y dividiéndola entre el área de la sección transversal *original*.

El esfuerzo último en tensión no se utiliza con frecuencia en el diseño de estructuras o equipo, porque a este nivel de esfuerzos el componente estructural ya ha sufrido una deformación plástica importante. Además, después de que se excede la resistencia última en tensión, el material puede seguir deformándose plásticamente a esfuerzos *menores* que el de este valor máximo, como se puede ver en la figura II-1, punto D.

### 3. Esfuerzo de Fluencia

El esfuerzo de fluencia ( $\sigma_{ys}$ ) corresponde al esfuerzo que se requiere para producir una deformación plástica pequeña y específica. Esto se determina estableciendo, gráficamente, una línea paralela a la porción recta de la curva esfuerzo-deformación para algún valor específico de la deformación. El esfuerzo de fluencia de una aleación, tal y como se mide en la industria aeronaval, es el esfuerzo necesario para producir una deformación plástica permanente del 0.2% en una muestra del material que se está probando. La razón de especificar el porcentaje de deformación es para evitar la dificultad práctica de establecer el inicio del comportamiento plástico. Ver figura II-1, punto C.

#### 4. Tenacidad

La *tenacidad de fractura* se puede definir, en forma cualitativa, como la resistencia que opone un material al agrietamiento rápido (frágil) bajo condiciones de carga constante o incremento de carga. Desde luego, como pronto se verá, se trata de un punto de vista muy simple, ya que son muchos los factores que influyen esta propiedad particular de los materiales.

En una forma un poco más analítica, la tenacidad de un material es un índice de qué tanta energía mecánica puede absorber el espécimen sin que se produzca una fractura. Los materiales más tenaces tienden a tener una fractura dúctil y los menos tenaces se caracterizan por una fractura frágil.

#### 5. Fatiga

La fatiga se refiere, en general, al deterioro gradual de un material que está sujeto a cargas repetidas. En los ensayos de fatiga, la probeta se sujeta a esfuerzos de amplitud constante que varían periódicamente por medio de dispositivos mecánicos o magnéticos.

Desde un punto de vista de ingeniería, se debe definir rigurosamente a la fatiga como el cambio estructural permanente localizado y progresivo que tiene lugar en un material sujeto a deformaciones repetidas o fluctuantes. Por lo general, estas deformaciones se presentan a esfuerzos mucho **menores** que la resistencia última en tensión del material y con frecuencia ocurren a esfuerzos menores que la resistencia de fluencia. Este tipo de falla tiene tres etapas características:

1. Inicio del agrietamiento
2. Propagación de las grietas
3. Fractura rápida

El agrietamiento por fatiga se puede iniciar y progresar a niveles de esfuerzos mucho más bajos que el esfuerzo de fluencia o el esfuerzo permisible de diseño (esfuerzo de trabajo). Si el proceso de fatiga se desarrolla sin que se le detecte, como sucede en muchos casos, eventualmente la grieta de fatiga puede alcanzar su tamaño crítico. Cuando se excede el tamaño crítico de una grieta, en una forma casi instantánea se presenta la fractura rápida del componente. Por desgracia, como resultado del proceso de fatiga, con mucha frecuencia una estructura falla

de modo brusco y catastrófico con poca o ninguna advertencia. Por esto, jamás se deben pasar por alto las consecuencias graves que puede acarrear la fatiga en la estructura de una aeronave.

La fatiga puede afectar prácticamente a todos los materiales de ingeniería sujetos a esfuerzos cíclicos. Los esfuerzos cíclicos incluyen los que producen las cargas externas repetitivas y los esfuerzos térmicos que resultan del calentamiento y enfriamiento alternados.

Varios factores afectan el proceso de la fatiga en un material dado, que se pueden clasificar en las categorías generales siguientes:

- Factores mecánicos.
- Factores microestructurales, y
- Factores del medio ambiente

Por lo tanto, en esta sección estudiaremos no sólo los aspectos fundamentales de la fatiga, si no también la participación de estos factores en su comportamiento.

#### a) *Esfuerzos Cíclicos*

Se mencionó antes que la fatiga se presenta como resultado de los *esfuerzos cíclicos*. Fundamentalmente, este tipo de esfuerzos pueden surgir de condiciones que, por su naturaleza, sujetan a la estructura dada a esfuerzos repetitivos o fluctuantes, tales como los esfuerzos causados por la presurización de la cabina sobre el fuselaje de los aviones; las cargas a que se somete toda la estructura durante los ciclos de vuelo (despegue, vuelo y aterrizaje); la vibración que sufren las alas en vuelo, etc.

Inicialmente, revisaremos dos categorías notables de los esfuerzos cíclicos de *amplitud constante*: los esfuerzos cíclicos inversos y los esfuerzos cíclicos repetidos.

##### (1) Esfuerzos Cíclicos Inversos

Este tipo de carga se representa en forma esquemática como un senoide, en la figura 11-2 se presenta una situación hipotética de esfuerzos inversos: una función de esfuerzos que cambian continuamente. Sin embargo, el ciclo de esfuerzos inversos

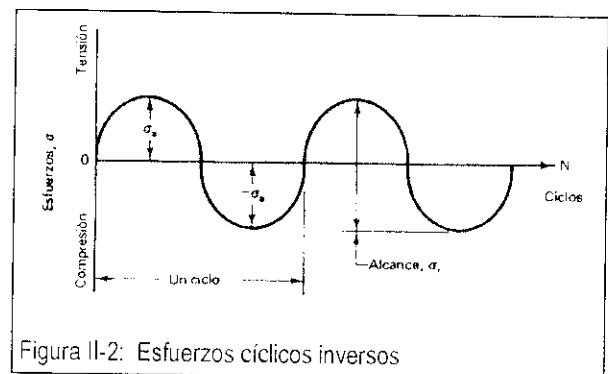


Figura 11-2: Esfuerzos cíclicos inversos

consiste de esfuerzos alternantes de tensión a compresión. Además, en este ejemplo, el esfuerzo máximo en tensión es igual al esfuerzo máximo de compresión.

En esta figura se ilustran algunos símbolos y terminología que se usan en las pruebas de fatiga. Por ejemplo, se señala un *ciclo* de la curva. Este es un segmento simple de la función de esfuerzos que se repite periódicamente. Entonces, un ciclo es cero-tensión-cero-compresión-cero. Otro término común en la fatiga es el rango de esfuerzos ( $\sigma_r$ ), que se refiere a la diferencia entre los esfuerzos máximo y mínimo que se aplican. En el caso de la figura II-2,  $\sigma_r = 2 \sigma_a$ , en la que  $\sigma_a$  es la amplitud del esfuerzo.

## (2) Esfuerzos Cíclicos Repetidos

En contraste con el tipo inverso de ciclos, los esfuerzos cíclicos *repetidos* consisten en esfuerzos alternantes de un mismo modo de carga, como la tensión. Como se ilustra en la figura II-3, este tipo de esfuerzos cíclicos también se pueden representar por medio de una función senoidal. En la figura II-3a, la amplitud de esfuerzo ( $\alpha_s$ ) se alterna en forma uniforme respecto del esfuerzo medio ( $\Sigma_M$ ). Aquí hemos ilustrado un patrón de esfuerzos que cambia

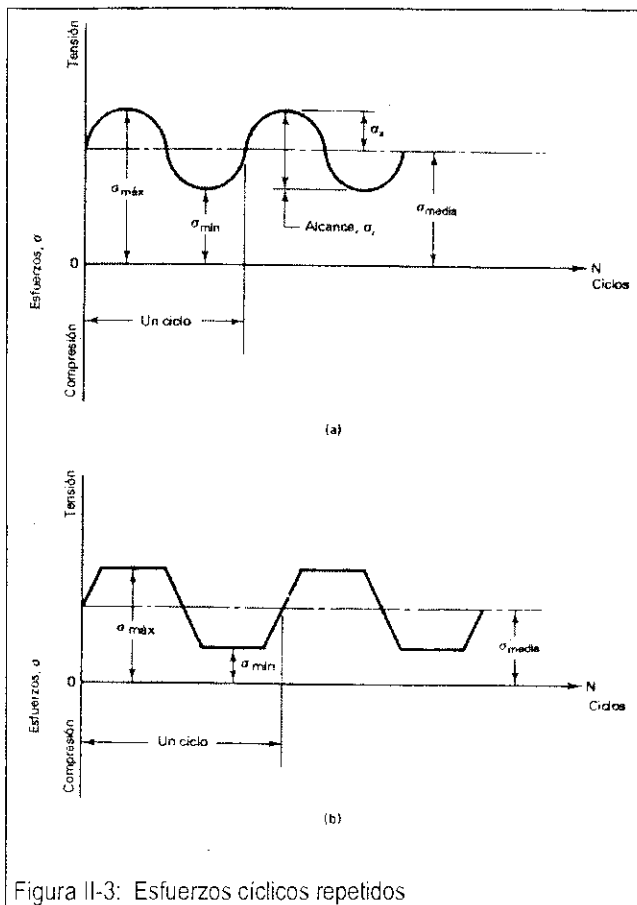
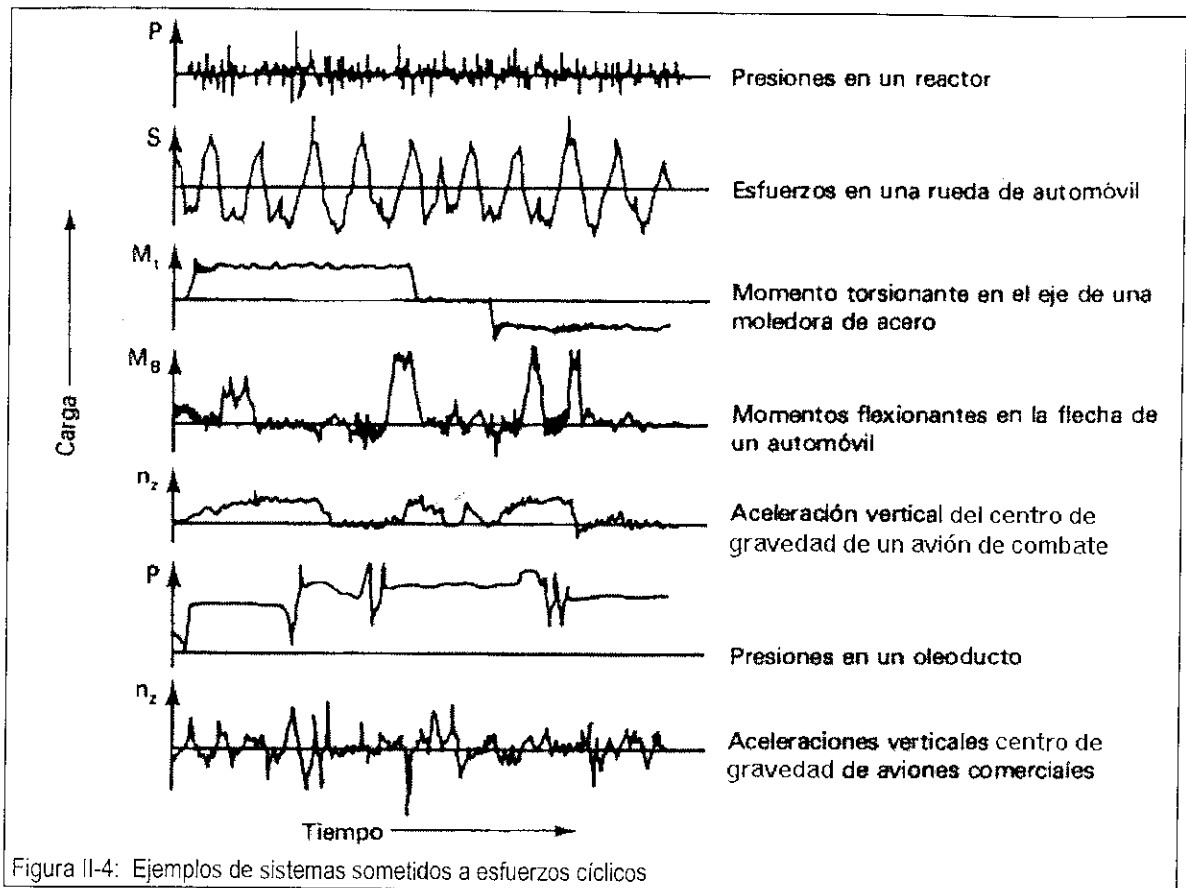


Figura II-3: Esfuerzos cíclicos repetidos

continuamente, y en la figura II-3b una situación en que los esfuerzos permanecen constantes una parte del tiempo.

Los tipos de esfuerzos cíclicos inversos y repetidos se utilizan comúnmente en las pruebas de laboratorio, puesto que no son muy difíciles de producir en un espécimen estándar de prueba. Sin embargo, de nuevo debemos recordar que las secuencias de fatiga carga-tiempo reales en servicio, con toda seguridad serán más complejas que las situaciones simples que hemos mostrado aquí. La complejidad de los esfuerzos cíclicos queda enfatizada con los antecedentes

carga-tiempo que se muestran en la figura II-4 de aplicaciones diversas.



### b) Vida de Fatiga

Se define la *vida de fatiga* de un componente o material como el número total de ciclos de esfuerzos necesarios para causar la falla ( $N_f$ ). Como se dijo antes, la vida de fatiga se puede dividir en tres etapas: iniciación de grietas ( $N_i$ ), la propagación de grietas ( $N_p$ ) y la fractura súbita. Por lo tanto, se puede establecer la vida de fatiga en términos de la cantidad de ciclos como:

$$N_f = N_i + N_p$$

en la que  $N_i$  = cantidad de ciclos que se requieren para iniciar una grieta *discernible*; que está influida principalmente por factores como el nivel de esfuerzos, concentradores mecánicos de esfuerzos, imperfecciones cristalinas del material y condiciones del medio ambiente

$N_p$  = cantidad de ciclos que se requieren para propagar o hacer crecer las grietas en forma estable hasta un tamaño crítico, después del cual se presenta la fractura súbita; es afectado principalmente por el nivel de esfuerzos, la orientación microestructural y el medio ambiente

Se observará que no se incluye la etapa de fractura súbita en  $N_f$ , puesto que es la fase terminal en la falla de fatiga de un material, sucede con mucha rapidez y contribuye muy poco a la vida total.

En su inicio, las grietas de fatiga se forman debido a un mecanismo de *deslizamiento*. Esta parte de la grieta de fatiga se orienta en forma cristalográfica a lo largo del plano de deslizamiento y con frecuencia se le conoce como *etapa I* del crecimiento de grieta. Más adelante se estudiará en este capítulo el mecanismo de inicio de las grietas de fatiga. Con el tiempo, el plano de agrietamiento se hace evidente en forma *microscópica* y es perpendicular a la dirección del esfuerzo máximo de tensión. Esta parte se llama *etapa II* o etapa de propagación.

La cantidad relativa de ciclos que entran en la etapa I y en la etapa II depende principalmente del nivel de esfuerzos. A niveles bajos de esfuerzos se requieren muchos ciclos para iniciar y desarrollar una grieta. A medida que se incrementa el nivel de esfuerzos, la mayor parte de la vida de fatiga la ocupa el inicio de las grietas. Por el contrario, con niveles relativamente altos de esfuerzos, las grietas se forman temprano en la vida de fatiga. Con base en este principio, las fallas de fatiga se dividen en dos categorías:

1. **Fatiga de ciclo alto:** Asociada con esfuerzos bajos (por lo general más de  $10^5$  ciclos).
2. **Fatiga de ciclo bajo:** Asociada con esfuerzos altos (y por lo general de menos de  $10^5$  ciclos).

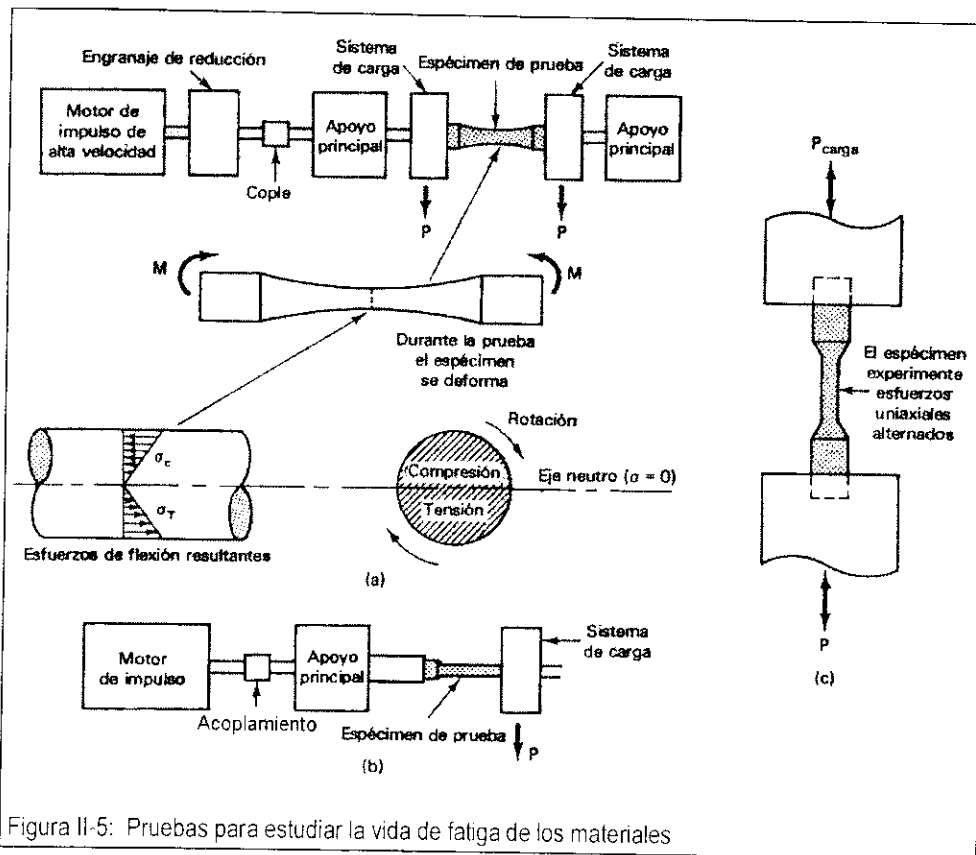
Aunque su frontera no es definida, las regiones de ciclo bajo se producen con niveles de esfuerzo y con frecuencia lo suficientemente grandes como para producir deformaciones plásticas en el componente a prueba o en servicio.

### (1) Comportamiento Esfuerzo-Vida (S-N)

Un método común que se usa para estudiar la vida de fatiga utiliza cargas cíclicas de amplitud constante. En la figura II-5 se ilustran dos tipos de pruebas que se utilizan con éste propósito. Por ejemplo, el aparato rotatorio flector que se muestra en la figura II-5a producirá los ciclos de esfuerzos inversos que se ilustran en la figura II-2a. En esta prueba en particular, el espécimen está sujeto a flexión en toda su longitud; si lo consideramos una viga simple que se deforma hacia abajo, observamos que la parte superior tiene compresión, mientras que la parte inferior tiene una tensión simultánea en dirección longitudinal. Sin embargo, puesto que esta "viga" está rotando en forma continua, en el material de la barra se presenta una alternación de esfuerzos.

### (2) Factores que afectan la vida de fatiga

Al inicio de nuestra discusión sobre la fatiga, mencionamos que las tres principales categorías de factores que tienen una influencia notable en el comportamiento de fatiga de los materiales eran factores mecánicos, microestructurales y del medio ambiente. Ahora veremos en detalle cómo cada uno de estos factores influye en la vida de fatiga de una pieza.



## (a) Factores Mecánicos

Este grupo de factores tiene que ver con los aspectos mecánicos y geométricos de la vida de fatiga. En especial se estudiarán los *esfuerzos medios*, la *concentración de esfuerzos* y los *efectos de superficie*, puesto que pueden tener una influencia considerable en la vida de fatiga.

## (i) Esfuerzos medios

La amplitud de esfuerzos ( $\sigma_a$ ) ejerce la influencia más grande en la vida de fatiga, como lo indican las pruebas *S-N*. Sin embargo, el esfuerzo medio ( $\sigma_m$ ) también afecta en forma importante la vida de fatiga. Estos esfuerzos, que se ilustraron en las figuras II-2 y II-3, se expresan de manera cuantitativa como sigue:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (1)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (2)$$

En lo fundamental, el efecto de incrementar el esfuerzo medio (pasando de compresión a tensión) es una reducción en la vida de fatiga.

Otro término que se usa para describir la relación entre  $\sigma_{\max}$  y  $\sigma_{\min}$  se denomina *R* (relación de esfuerzos), es definida como sigue:

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (3)$$

Esta relación puede variar de -1 a +1. Por ejemplo, si el esfuerzo se invierte por completo ( $\sigma_{\min} = -\sigma_{\max}$ ),  $R = -1$ . A medida que el

valor de *R* se aproxima a +1, el rango de esfuerzos ( $\sigma_r$ ) tiende a cero y la carga se convierte en monótona (constante). El efecto de que *R* se vuelva más positiva es un

incremento en la vida de fatiga, como se muestra en la figura II-6 (b).

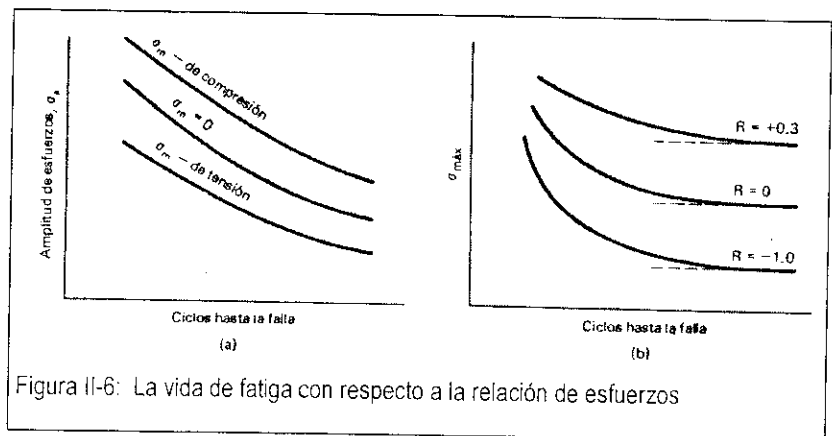


Figura II-6: La vida de fatiga con respecto a la relación de esfuerzos

(ii) Concentración de esfuerzos

El efecto neto de los *concentradores de esfuerzo* es reducir la vida de fatiga. Los concentradores de esfuerzo pueden consistir en clavijas, listones, surcos, perforaciones o regiones roscadas. Prácticamente, cualquier muesca o discontinuidad puede producir efectos de concentración de esfuerzos, aunque por lo general, mientras más agudo sea el cambio geométrico (el radio en la raíz de la muesca), será mayor el efecto.

La influencia de las muescas se evalúa al comparar curvas *S-N* con muesca y sin muesca en el mismo material. A partir de estas curvas, se puede desarrollar un factor de sensibilidad de muesca  $q$ , de tal manera que los valores relativamente altos indican un material sensible a las muescas, mientras que los valores bajos implican un material menos sensible. La sensibilidad relativa a las muescas se incrementa con una resistencia de tensión mayor y con la severidad (agudeza) de la raíz de la muesca.

(iii) Efectos de superficies

En la mayor parte de las pruebas de fatiga y las aplicaciones de servicio, los esfuerzos máximos tienden a presentarse en la superficie del material. Por lo tanto, además de los concentradores de esfuerzos, la vida de fatiga es sensible en especial a las condiciones de la superficie. Los principales factores que se deben considerar son *el acabado de la superficie* (rugosidad), *las propiedades de la superficie* y *los esfuerzos residuales*.

(a) *Acabado de la superficie*

En esencia, las marcas del maquinado son muescas o surcos pequeños que producen la acción cortante de una herramienta en la superficie de un componente. A medida que el acabado de la superficie se hace más áspero, aumenta la profundidad de esas muescas y en forma correspondiente, disminuye la vida de fatiga representada por el total de ciclos hasta la falla. Por ejemplo, considérese los efectos del acabado de la superficie y del tipo del procedimiento de acabado que se presentan en la tabla 1. Estos datos demuestran con claridad que el tipo de operación de acabado y la superficie que resulta tienen una influencia considerable en la vida de fatiga.

**Tabla 1:** Efectos del acabado de la superficie en la vida de fatiga. (Acero SAE 3130)

Operación	Acabado de la superficie		Vida de fatiga (ciclos)
	$\mu\text{m}$	$\mu\text{in}$	
Torneado	2.67	105	24,000
Pulido a mano (parcialmente)	0.15	6	91,000
Pulido a mano	0.13	5	137,000
Esmerilado	0.18	7	217,000
Esmerilado y pulido	0.05	2	234,000

(b) *Propiedades de la superficie*

Las propiedades de muchos materiales de ingeniería se alteran con los procesos de fabricación y acabado. Si estos cambios se producen exclusivamente en la superficie del material, su vida de fatiga se puede afectar de modo importante. Se puede clasificar a estos efectos en aquellos que *disminuyen* la vida de fatiga y aquellos que la *incrementan*. La deposición electroquímica (galvanoplástica) de un metal en la superficie de otro, por ejemplo, un recubrimiento de cromo en el acero para mejorar la apariencia o la resistencia al desgaste, puede disminuir la vida de fatiga por los esfuerzos de tensión y los efectos químicos asociados con la capa de recubrimiento. Si esta capa se agrieta, se puede reducir mucho la etapa del inicio de las grietas de fatiga, con la disminución correspondiente en la vida de fatiga. Básicamente, cualquier proceso que permita o facilite el agrietamiento de la superficie de un material contribuye a disminuir la vida de fatiga.

Por el contrario, algunos procesos que afectan las propiedades de la superficie pueden tener un efecto benéfico al retardar el inicio de las grietas en las capas superficiales. Estos procesos incluyen aleaciones de superficie selectiva y la modificación con técnicas de láser.

(c) *Esfuerzos Residuales*

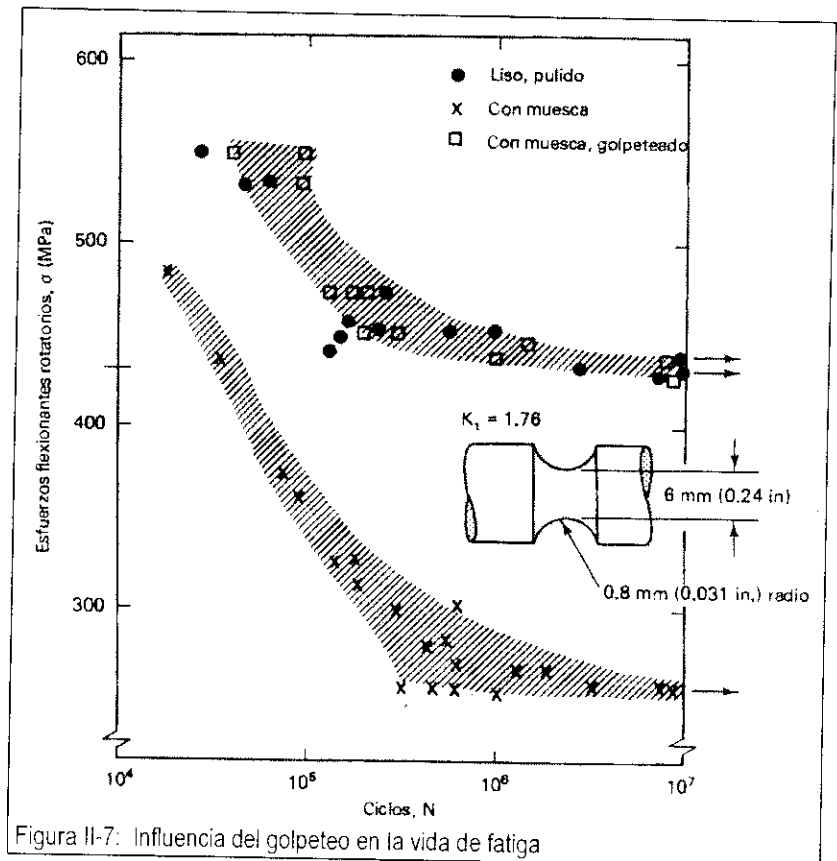
Con frecuencia quedan esfuerzos residuales producidos por el endurecimiento por deformación en un material que ha tenido deformación plástica durante su procesamiento. Si esos esfuerzos son de tensión, pueden promover el agrietamiento de fatiga y *reducir* la vida de fatiga, dependiendo de su magnitud y orientación. Por lo tanto, en cualquier material o

componente que estará sujeto a condiciones de fatiga se deben evitar esfuerzos residuales de tensión.

Por otra parte, los esfuerzos residuales de compresión en la superficie del material compensan el efecto de los esfuerzos de tensión aplicados. Puesto que en muchas aplicaciones los esfuerzos máximos de tensión se presentan en la superficie, por lo general los esfuerzos residuales de compresión aumentan la vida total de fatiga. Esta condición se puede obtener cuando se induce en un material una deformación plástica no uniforme. Por ejemplo, una práctica común para desarrollar esfuerzos residuales de compresión en la superficie de un material es el *golpeteo* (shot peening), que consiste en dirigir contra la pieza una corriente de alta velocidad de esferitas de acero. Este procedimiento es obligatorio en ciertos tipos de reparación que se hace en los aviones, principalmente en la lámina que da al exterior.

A pesar de que en general cualquier técnica que introduzca esfuerzos residuales de compresión beneficia a la vida de fatiga, se debe hacer una observación precautoria. Los esfuerzos residuales de compresión en la superficie de una pieza, necesariamente deben ser balanceados por una cantidad igual de esfuerzos de tensión en otra parte del componente para que exista una condición de equilibrio. Por ejemplo, la distribución de esfuerzos de un componente golpeteado, bajo ciertas condiciones, puede presentar el inicio de grietas *subsuperficiales*, si los esfuerzos de tensión correspondientes son muy altos.

Al resumir estos aspectos de la superficie, vale la pena estudiar de nuevo el comportamiento



*S-N* que se ilustra en la figura II-7. Este ejemplo presenta datos de especímenes del mismo acero con muescas y sin muescas, *junto* con la influencia del golpeteo. Lo más notable es que la disminución de la resistencia de fatiga producida por las muescas se restableció por completo cuando las barras se golpetearon. Con toda certeza esto demuestra el efecto benéfico de los esfuerzos residuales de compresión.

### (b) Factores Microestructurales

El diseño estructural y los factores mecánicos que se mostraron previamente, tienen una influencia muy marcada en el comportamiento a la fatiga de los materiales tecnológicos. Por esto, no es de sorprender que se pueden obtener mejoras importantes en la vida de fatiga por medio de un diseño apropiado y la atención cuidadosa a los factores mecánicos que intervienen en una situación particular de fatiga. Es posible que no sean tan importantes los incrementos de la vida de fatiga que se puedan obtener con cambios en la microestructura, pero de todos modos estos juegan un papel importante en el comportamiento de los materiales de ingeniería.

Los factores microestructurales determinantes de la vida de fatiga de un material incluyen al **tamaño de grano** de los cristales del material; mientras más grandes sean los granos, menor será la vida de fatiga. Aparentemente un tamaño pequeño de grano inhibe las etapas iniciales de la fatiga porque en ese momento la grieta crece a una escala cristalográfica. Puesto que las fronteras de grano son defectos cristalinos y un tamaño pequeño de grano implica más regiones de fronteras de grano, esta característica tiende a impedir la etapa I del crecimiento de grietas.

Las inclusiones metálicas de otros materiales o las partículas precipitadas como impurezas en una aleación tienen una influencia grande en el inicio de las grietas de fatiga, debido a que actúan como concentradores de esfuerzos y facilitan su inicio. En el caso de una grieta que se propaga (etapa II), su efecto puede ser mixto. Dependiendo de ciertas circunstancias estas partículas pueden ayudar o inhibir la propagación de grietas. Por ejemplo, si su interfaz con la matriz<sup>6</sup> es débil, la separación entre las partículas y la matriz en frente de la raíz de la grieta puede acelerar el crecimiento de la grieta. Por otra parte, si las partículas están

---

<sup>6</sup> SE DENOMINA LA MATRIZ AL MATERIAL QUE CONFORMA LA MAYOR PARTE DE LA ALEACIÓN.

enlazadas fuertemente a la matriz, la fractura de la propia partícula o el desvío de la grieta alrededor de la partícula (delaminación) puede conducir a una propagación más lenta de la grieta.

También influye en la vida de fatiga la orientación microestructural del material: es menor en un espécimen que tiene una orientación microestructural transversal a la dirección del moldeado mecánico, lo que implica que el plano de agrietamiento es paralelo a la dirección del moldeo.

### (c) Factores del medio ambiente

Además de los factores mecánicos y microestructurales, existen varios factores del *medio ambiente* que afectan la vida de fatiga. En esencia, se pueden considerar como casos especiales de fatiga e incluyen los *efectos térmicos*, la *fatiga de contacto* y los *efectos de corrosión*.

#### (i) Efectos Térmicos

Se puede considerar el efecto de la temperatura en el comportamiento a la fatiga desde dos puntos de vista diferentes: Fatiga a una temperatura constante (elevada o baja) y fatiga producida por *ciclos térmicos* (también conocida como fatiga térmica).

1. **Temperatura Constante:** el efecto de la temperatura en la fatiga es consistente con su efecto en la resistencia de tensión, esto es, a medida que disminuye la temperatura, la rigidez aumenta. Por lo tanto, siendo más frágil el material, se hace más sensible a las muescas, y esto lo hace menos resistente a la fatiga.
2. **Ciclos Térmicos:** ya sabemos que existe un problema de fatiga en los componentes sujetos a condiciones de ciclos térmicos. Esas partes pueden o no estar sujetas a esfuerzos mecánicos importantes, además de los esfuerzos térmicos e incluyen las siguientes aplicaciones: motores de combustión interna, componentes de turbinas, hornos y equipos de tratamiento de calor, etc. En el caso específico de las aeronaves comerciales, el cambio de temperaturas al pasar de una altitud a otra, induce un ciclo térmico en la estructura del avión, debido a las bajas temperaturas que predominan a las altitudes normales de vuelo.

(ii) **Fatiga de contacto**

La falla que se produce por la fatiga de *contacto* se presenta cuando las superficies se tocan repetidamente. Los esfuerzos que se desarrollan son más complejos que los de la flexión estándar o la fatiga axial. En muchos casos, el área de contacto tiende a ser pequeña y los esfuerzos resultantes son muy grandes. En general, la fatiga de contacto produce tres tipos de daños: *picaduras de superficie, picaduras bajo la superficie y escamaduras*.

(iii) **Fatiga por Corrosión**

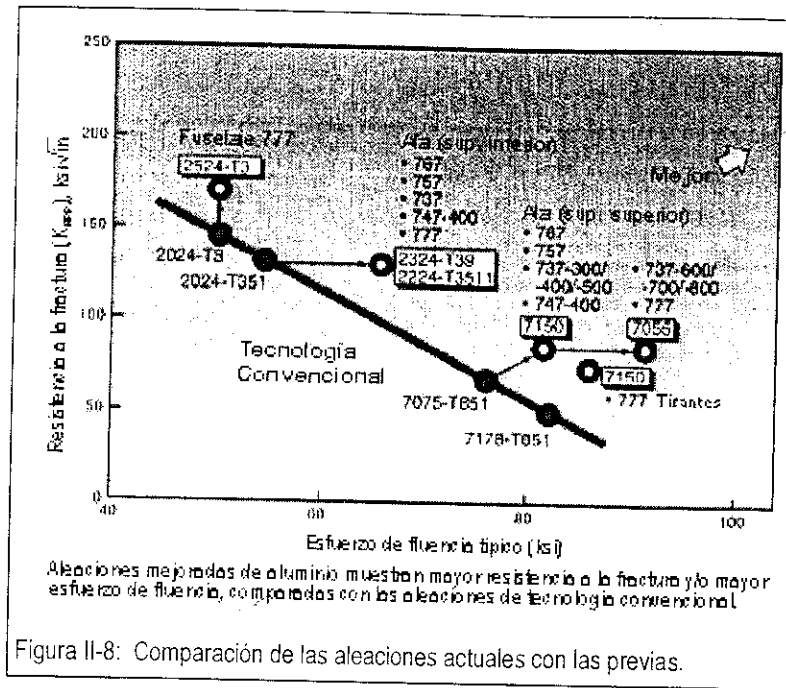
Se puede considerar la fatiga por corrosión como un caso especial de la fatiga general, en la que hay algunos efectos modificantes que resultan del medio ambiente. Pero la combinación de un medio ambiente corrosivo con esfuerzos cíclicos puede ser mucho más perjudicial que cualquiera de los dos factores al actuar por separado. Las reacciones de corrosión que crean picaduras u otros daños en la superficie, pueden reducir en forma muy importante el tiempo o los ciclos necesarios para el inicio de las grietas por fatiga. Además, en un medio ambiente corrosivo puede incrementar mucho la proporción de la propagación de grietas de fatiga.

## **6. Materiales Utilizados en las Estructuras Aeronavales**

Las aleaciones de aluminio utilizadas en la estructura de los aviones son muy fuertes y resistentes. Las propiedades de fuerza y resistencia se miden por medio del *esfuerzo último* (en tensión o compresión, según sea la aplicación que tendrá el material dentro de la aeronave), el *esfuerzo de fluencia* y la *resistencia a la fractura* (tenacidad) del material.

A pesar de ser aleaciones muy livianas, algunas de ellas soportan esfuerzos últimos de hasta 100,000 libras por pulgada cuadrada; las hay también con esfuerzos de fluencia de alrededor de 90,000 libras por pulgada cuadrada.

Mientras que el esfuerzo último y el esfuerzo de fluencia son parámetros para el diseño de una estructura sin grietas, la tenacidad del material es un parámetro que determina la fuerza residual de una estructura con una grieta. Generalmente, para aleaciones convencionales de aluminio, la tenacidad decrece a medida que la resistencia aumenta. Una de las metas de diseño de las aleaciones ha sido precisamente superar esta relación entre resistencia y tenacidad. La figura 11-8 muestra una familia de aleaciones estructurales con una mejora significativa de



resistencia y tenacidad. Estas mejoras hacen posible diseñar estructuras de aviones que son más ligeras y tolerantes al daño.

Las aleaciones utilizadas para la estructura primaria de los aeroplanos son reforzadas añadiéndoles pequeñas cantidades de elementos de aleación: por ejemplo, zinc, magnesio y cobre. Estas aleaciones generalmente se ubican en una de dos categorías:

- Serie 2000: El principal material de aleación es cobre y es aproximadamente el 4% del peso del material. Pequeñas cantidades de magnesio también se agregan para aumentar la resistencia del material.
- Serie 7000: Su principal elemento de aleación es el zinc y consiste de 5 a 8 por ciento del peso de la aleación. Es usual agregar pequeñas cantidades de cobre y magnesio para aumentar la resistencia.

## 7. Tipos de Fuselajes

El fuselaje es la estructura principal o cuerpo del avión. En él se encuentra el espacio necesario para la carga, controles, accesorios, pasajeros y cualquier otro equipo que se lleve "dentro" del avión. En los aviones monomotores también contiene al motor.

En general, existen dos tipos de construcción de fuselajes: el tipo de *armadura* y el tipo *monocoque*. Un fuselaje de armadura se construye, generalmente, a base de tubería de acero soldada, de tal manera que todos los miembros de la estructura puedan soportar cargas tanto de tensión como de compresión. En algunos aeroplanos, especialmente los más ligeros, las armaduras se construyen de aleaciones de aluminio y para unirlos se remachan o atornillan para formar una sola pieza formando los refuerzos cruzados con tubos o rodillos hechos de los mismos materiales usados en el resto de la estructura.

#### a) *El Tipo Monocoque*

Un fuselaje del tipo monocoque (del griego un solo casco) obtiene su fuerza directamente de la piel o cubierta para soportar los esfuerzos principales. El diseño monocoque se divide además, en tres clases:

1. Monocoque
2. Semi-monocoque
3. Celda reforzada

La construcción de monocoque puro usa cuadernas y armazones de marco (ambas forman las "costillas") y *bulkheads* para formar el fuselaje, pero la piel es la que soporta los esfuerzos en su mayoría. Como no se utilizan elementos rigidizantes, la piel debe ser lo suficientemente fuerte para conservar la rigidez del fuselaje. Por lo tanto, el mayor reto en la construcción monocoque es hacer una estructura fuerte y resistente sin hacerla excesivamente pesada.

Para superar el problema peso / resistencia en la construcción monocoque, se desarrolló una variación llamada *semi-monocoque*.

En la construcción semi-monocoque, adicionalmente a las cuadernas, armazones de marco y *bulkheads*, existen refuerzos longitudinales. El tipo de celda reforzada tiene la piel completamente reforzada por una estructura completa por debajo, es decir que el avión requiere la piel únicamente para conservar una forma aerodinámica.

Aunque en una misma estructura existan los tres tipos de construcción en diferentes áreas, se considera que la mayoría de aviones modernos son del tipo semi-monocoque.

### b) *El Tipo Semi-monocoque*

Los fuselajes semi-monocoque se construyen principalmente de aleaciones de aluminio y magnesio, aunque el acero y el titanio se encuentran en áreas que sufren gran desgaste. Los esfuerzos principales de flexión son absorbidos por los largueros, los cuales usualmente cuentan con varios puntos de soporte. Los largueros se complementan con otros miembros longitudinales, denominados *tirantes* en inglés. Los tirantes son mucho más numerosos y de peso más ligero que los largueros principales.

Los elementos estructurales que dan la forma sobre un plano vertical son las cuernas, marcos y *bulkheads*. Los más pesados de estos elementos se encuentran localizados a intervalos para absorber cargas concentradas y en puntos en los cuales se fijan otras unidades, como las alas, motores y estabilizadores.

Los *tirantes*, más livianos que los largueros, se usan en realidad como "relleno". Aunque tienen cierta rigidez, sirven principalmente para dar forma y fijar la piel para formar el fuselaje. Los largueros sostienen las cuernas y marcos, los cuales a su vez, sostienen los *tirantes*. Todos ellos unidos forman un fuselaje rígido.

La verdadera diferenciación entre cuernas y marcos, largueros y *tirantes*, etc. sólo la pueden dar los fabricantes de los aviones, ya que ellos deciden cómo llaman a los elementos de sus productos.

Los largueros y los *tirantes* previenen que el fuselaje sea deformado por esfuerzos de tensión y compresión. Los *tirantes* generalmente se hacen de una sola pieza de aleación de aluminio y se diferencian de los largueros en que éstos pueden fabricarse de varias piezas remachadas entre sí.

El diseño semi-monocoque tiene varias ventajas sobre el de armadura. Las *bulkheads*, marcos, cuernas, *tirantes* y largueros facilitan el diseño y la construcción de fuselajes aerodinámicos y proveen rigidez y resistencia a la estructura. La principal ventaja, sin embargo, consiste en el hecho de que la integridad estructural no depende de pocos miembros que proveen rigidez y resistencia. Esto significa que un fuselaje semi-monocoque, por concentrar los esfuerzos en la piel exterior, puede soportar daños estructurales considerables y seguir teniendo la fuerza y resistencia para funcionar normalmente.

### c) *Fuselajes Anchos y Angostos*

Las tendencias de construcción de aviones comerciales modernos, todos con estructuras semi-monocoque, buscan optimizar la capacidad de carga útil en el interior, a la vez que tratan de ser un poco conservadores en el diseño de la estructura, las monturas de las alas y otros componentes. Para lograr este objetivo, la industria ha desarrollado aeronaves de *fuselaje ancho*. Estas nuevas aeronaves se distinguen de sus predecesores por una capacidad mayor de carga. Generalmente tienen una mayor capacidad de pasajeros (del 16 al 20%) que su equivalente en fuselaje angosto y una mucho mayor capacidad de carga (del 20 al 30 %).

Un claro ejemplo de esta tendencia son los B757 y B767. El segundo es una versión de fuselaje ancho del primero. Las diferencias a nivel estructural, sin embargo son grandes. Como se verá más adelante, por tener una sección transversal mayor, las cargas provocadas por la presurización son mucho mayores y la estructura, por lo tanto, debe ser más resistente. Por otro lado, el hecho que esta estructura sea más resistente y tenga componentes más grandes resulta en una mayor vida de fatiga.

El por qué de esto, lo podemos observar en los ensayos de fatiga realizados en los laboratorios: aunque un material sea sujeto a fatiga, el espécimen se puede dimensionar de tal manera que bajo las cargas impuestas **nunca** fallará por fatiga. Este es el caso de los fuselajes de cabina ancha. Como sus elementos son de dimensiones mayores, son menos propensos a la fatiga de materiales, pues aunque las cargas que soportan son mayores, los esfuerzos que el material debe absorber en general son menores. Por esto, los nuevos aviones de fuselaje ancho, junto con la experiencia de los fabricantes para evitar la fatiga del material, están mucho menos expuestos a los efectos negativos de la fatiga de materiales sobre sus estructuras de lo que están los más antiguos de fuselaje angosto. Sin embargo, con el mantenimiento adecuado, los aviones de fuselaje angosto pueden exceder por mucho su meta de diseño. Como se puede observar en la tabla #2, la mayoría de los modelos que existen han sobrepasado su meta de diseño, aunque muchos que salieron de la fábrica configurados para el transporte de pasajeros, actualmente se utilizan para el traslado de carga, no por no ofrecer la seguridad necesaria sino por carecer de las comodidades que tienen los modelos más modernos para el manejo de pasajeros.

Tabla 2: Estadísticas del Inventario Mundial de Aeronaves de Fuselaje Angosto (Sep. 1995)

Modelo	Producidos	Activos	Fecha inicial de despacho	Meta de diseño	Aparatos excediendo la meta de diseño	Vida probada en laboratorio	Promedio de edad (años)
DC - 8	556	306	1959	25,000 vuelos	75	70,200	27.67
				50,000 hrs	253	140,000	-
				20 años	306	-	-
DC - 9	976	881	1965	40,000 vuelos	713	102,000	24.25
				30,000 hrs	840	78,000	-
				20 años	698	-	-
B 727	1819	1176	1964	60,000 vuelos	15	-	-
				50,000 hrs	529	-	-
				20 años	590	-	-
B 737	2706	2490	1968	75,000 vuelos	20	-	-
				51,000 hrs	223	-	-
				20 años	290	-	-
MD - 80	1128	1119	1980	50,000 vuelos	0	50,000	7.17
				50,000 hrs	0	50,000	-
				20 años	0	-	-
MD - 90	9	9	1993	60,000 vuelos	0	60,000	0.83
				90,000 hrs	0	90,000	-
				20 años	0	-	-

## B. ANTECEDENTES DE LA PREVENCIÓN DE LA FATIGA EN LAS AERONAVES DEL MUNDO

### 1. Un poco de historia

Siguiendo la Conferencia sobre Flotas Antiguas, que tuvo lugar en Washington en junio de 1988, la Asociación de Industrias Aeroespaciales de América (AIA, por sus siglas en inglés) y la Asociación de Transporte Aéreo (ATA, por sus siglas en inglés) establecieron un Grupo de Trabajo para Flotas Antiguas (Ageing Aircraft Working Group), que más tarde fue renombrado como Grupo de Trabajo de Aseguramiento de la Aeronavegabilidad (Airworthiness Assurance Working Group - AAWG). Compuesto por operadores, fabricantes y miembros regulatorios, la tarea del AAWG es determinar si las recomendaciones sugeridas por sus Grupos de Trabajo Estructurales (STG, en inglés) son apropiadas o no.

El AAWG formó Grupos de Trabajo de Estructuras, los cuales fueron originalmente conocidos como Structures Working Groups (SWG) y luego como Structural Task Groups

(STG), para siete tipos de aeronaves de *fuselaje angosto*<sup>7</sup>: los British Aircraft Company (BAC) 1-11, Fokker (F) 28, Boeing (B)707/720, B727, B737, McDonell-Douglas DC-8 y DC-9. Cuatro aviones de *fuselaje ancho* fueron incluidos en el programa: el Lockheed-1011, B747, DC-10 y Airbus (A)300B4. Se espera que otras series de aviones sean incluidas en la lista en el futuro cercano. El programa de flota antigua (Ageing Fleet) está comprendida de 5 áreas principales:

- Revisión de Boletines de Servicio
- Control y Prevención de la Corrosión
- Guías de Programas de Mantenimiento
- Revisión del Programa de Inspecciones Estructurales y,
- Asesoría de Reparaciones Estructurales

## 2. Conceptos de Diseño de Aeronaves

McDonell-Douglas ha fijado sus metas de diseño para una vida útil y económica de 20 años, coincidiendo con el plazo mínimo de 20 años de amortización por parte del comprador. Para garantizar que el aparato estará libre de problemas de fatiga en ese período, la estructura se construye para soportar 40 años de servicio activo.

Para lograr esto, varios factores deben considerarse en el diseño de los componentes que principalmente han de soportar la carga impuesta en servicio. Se debe considerar, no sólo la cantidad de material requerido para prevenir una falla estructural bajo condiciones extremas de carga, sino además, la cantidad de material necesaria para mantener la integridad estructural, mientras ciertos niveles de daño no detectado existen en la nave. Los fabricantes deben considerar, asimismo, qué tanto material usar, de tal manera que el avión sea resistente a la fatiga durante su vida activa.

Desde los años 60's las estructuras aeronavales fueron diseñadas para ser del tipo de falla segura (fail safe). Bajo esta filosofía, los componentes deben ser capaces de soportar las cargas producidas en vuelo después de que un sólo elemento ha fallado; si los componentes

---

<sup>7</sup> SE DIFERENCIA UNA AERONAVE DE FUSELAJE ANGOSTO DE OTRA DE FUSELAJE ANCHO DEBIDO A QUE LAS ESTRUCTURAS SON COMPLETAMENTE DIFERENTES, A PESAR DE VERSE SIMILARES. VER EL CAPÍTULO CORRESPONDIENTE A LAS DEFINICIONES.

principales, como los largueros, sufren una falla parcial o completa, el aparato será capaz de volar con seguridad hasta que el problema sea descubierto en la siguiente inspección de rutina.

El diseño de falla segura, combinado con una inspección adecuada es la base de la estructura tolerante de daño. Sin embargo, bajo la filosofía de diseño de tolerancia de daño, los operadores reconocen una limitación primaria del principio de falla segura: no contempla situaciones más complejas, como varios elementos agrietados a la vez, por ejemplo. Por lo tanto, el trabajo de mantenimiento debe realizarse de acuerdo con los hallazgos de la inspección, no según la programación.

Los aviones más recientes, como el B757, el F100 y otros han sido diseñados para ser tolerantes al daño desde el principio. Más aún, algunos fabricantes como Airbus han introducido en aeronaves antiguas la filosofía de tolerancia de daño mediante la implementación de boletines de servicio.

### **3. Fatiga y Corrosión**

Ciertos componentes esenciales tienen una vida de servicio fija, después de la cual son descartados. Típicamente, cada componente de este tipo está diseñado para funcionar tres veces el tiempo de su vida útil proyectada para reducir la probabilidad de falla a un límite aceptable.

Para estructuras que no tienen vida finita, una de las mayores preocupaciones es que las grietas puedan propagarse lo suficiente como para debilitar la estructura, según el avión acumula ciclos de vuelo. Al diseñar un nuevo avión, deben considerarse los factores de crecimiento de las grietas y la facilidad de detectarlas antes de que constituyan un peligro.

Las pruebas simuladas de fatiga proveen una buena fuente de información, especialmente para la determinación de la vida útil estimada. Tanto los sistemas existentes como proyectados son colocados en bancos de pruebas y se someten a cargas cíclicas. Así, el diseño puede ser modificado, o un boletín de servicio puede ser creado para corregir deficiencias en los sistemas que se hallan en operación.

La corrosión es un problema igualmente serio que, además, reduce el área transversal de una estructura, reduciendo así su integridad. Más aún, puede asociarse con grietas causadas por fatiga; ciertos tipos de corrosión pueden producir concentraciones de esfuerzos, las cuales aceleran el crecimiento de las grietas. Hoy en día, la industria aeroespacial tiene un mucho mejor entendimiento de los materiales usados en la construcción de la mayoría de aeronaves

comerciales. Actividades como eliminar aleaciones susceptibles a la corrosión y propensas al crecimiento de grietas han reducido estos fenómenos a niveles controlables. Al contrario de la fatiga, la gravedad del daño es proporcional a la edad calendario del avión, condiciones ambientales y la calidad del mantenimiento que ha tenido. Actualmente, las nuevas generaciones de aviones tienen control de la corrosión incluido en sus programas de mantenimiento.

#### **4. Programas *Structural Inspection Document (SID)***

El objetivo de los programas SID (por sus siglas en inglés) es modificar el programa de mantenimiento de rutina para detectar daños provocados por fatiga antes de que comprometa la seguridad de la aeronave. Esto fue logrado, inicialmente, especificando procedimientos para analizar la tolerancia al daño de la estructura y luego haciendo un muestreo de una sección transversal de cada modelo de avión en servicio activo, para determinar áreas de inspección.

Gracias a ese análisis, ahora existen lapsos establecidos que definen los tiempos o ciclos que pueden transcurrir antes de que sea necesario inspeccionar el aparato. Si se encuentra evidencias de agrietamiento o de corrosión, la estructura debe repararse inmediatamente. Según el avión envejece, más partes del mismo son sujetas a investigaciones de este tipo. Nuevas técnicas de inspección, tales como rayos X, infrarrojos, ultrasonido y corrientes parásitas de Foucault (*corrientes parásitas*) han reducido el tiempo que la aeronave debe permanecer en tierra debido a dichas inspecciones.

Los programas de muestreo son una invaluable fuente de retroalimentación para los miembros reguladores. Dicha información puede usarse para identificar qué tipos y modelos de avión son particularmente sensibles a cierto problema, salvaguardando de este modo las flotas de esos modelos específicos alrededor del mundo.

#### **C. RESISTENCIA A LA FATIGA**

La resistencia a la fatiga juega un rol muy importante en la satisfacción de las metas de diseño en cuanto a durabilidad. Una vez que los criterios de diseño se han establecido y las cargas externas son determinadas, se puede comenzar a trabajar en los detalles estructurales. La resistencia a la fatiga puede cuantificarse y controlarse escogiendo niveles apropiados de esfuerzos en la operación, detalles de diseño y materiales apropiados. Como el avión está compuesto de muchos componentes y detalles estructurales separados, una buena forma de unirlos es determinante de la resistencia a la fatiga de toda la estructura.

#### D. CARGAS SOBRE LA ESTRUCTURA

Los análisis de fatiga intentan tomar en cuenta todas las cargas experimentadas en servicio normal por la aeronave. Estas cargas difieren significativamente de las cargas límites utilizadas para la "estática" del diseño, las cuales se encuentran, aproximadamente, una vez en la vida de la estructura.

La severidad del efecto de diferentes cargas de operación sobre el rendimiento contra la fatiga puede compararse en términos de daño causado por la fatiga. El esfuerzo medio, el esfuerzo alternante y la frecuencia se obtienen del análisis practicado a las condiciones normales de operación en sus cargas y los esfuerzos a que someten la estructura. El daño debido a cada tipo de carga se calcula utilizando una curva  $S-N$  y una teoría de daño acumulativo, por ejemplo, la de Miner.

Las curvas estándar  $S-N$  son útiles sólo en el caso de una condición de cargas repetitivas y de magnitud constante. Un avión se sujeta a miles de ciclos de carga que varían ampliamente de magnitud. Los investigadores han encontrado que el daño producido por estos ciclos es acumulativo y han desarrollado diversos métodos para contabilizar este daño acumulado.

Boeing utiliza la teoría de acumulación lineal de daño, desarrollada por Palmgren y Miner para contabilizar la acumulación de daño. El método Palmgren-Miner establece que *el daño acumulativo por fatiga es igual a la suma de los daños causados por todos los ciclos*. La falla ocurre cuando esta suma es igual a 1, por ende

$$\text{Daño acumulado por fatiga} = \sum \frac{n_i}{N_i}$$

en el cual  $n_i$  = número de ciclos con esfuerzos idénticos soportados, y

$N_i$  = número de ciclos con esfuerzos idénticos hasta la falla (curva  $S-N$ )

Esta teoría es comúnmente conocida como *el método de Miner*. La figura II-9 muestra el daño acumulado durante un ciclo de vuelo.

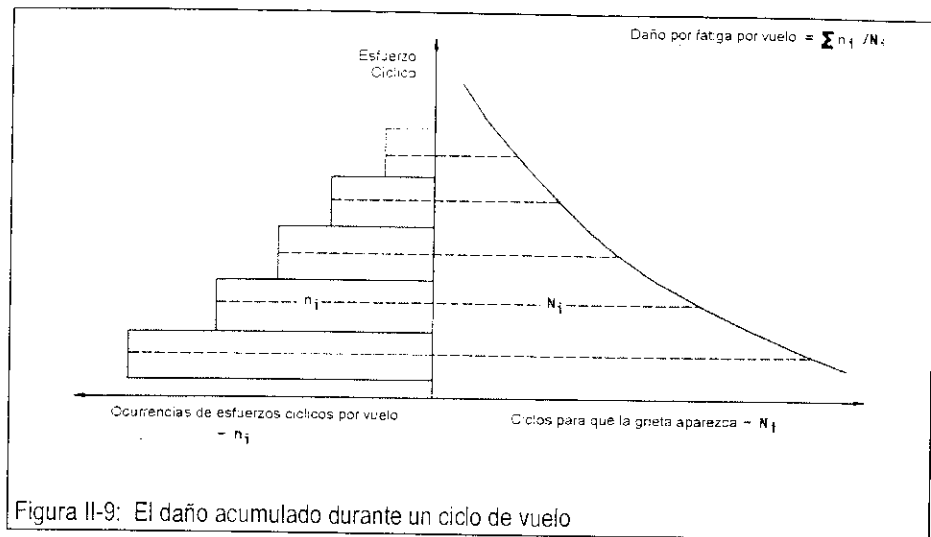


Figura II-9: El daño acumulado durante un ciclo de vuelo

### I. Evaluación del daño acumulado

Durante un vuelo típico, la superficie inferior del ala se ve expuesta a una gran cantidad de momentos causados por las variaciones atmosféricas. Estos momentos provocan esfuerzos de diferentes magnitudes en la piel del ala. Un cálculo teórico de la reducción de la vida de fatiga debido a estos esfuerzos se muestra en la figura II-10.

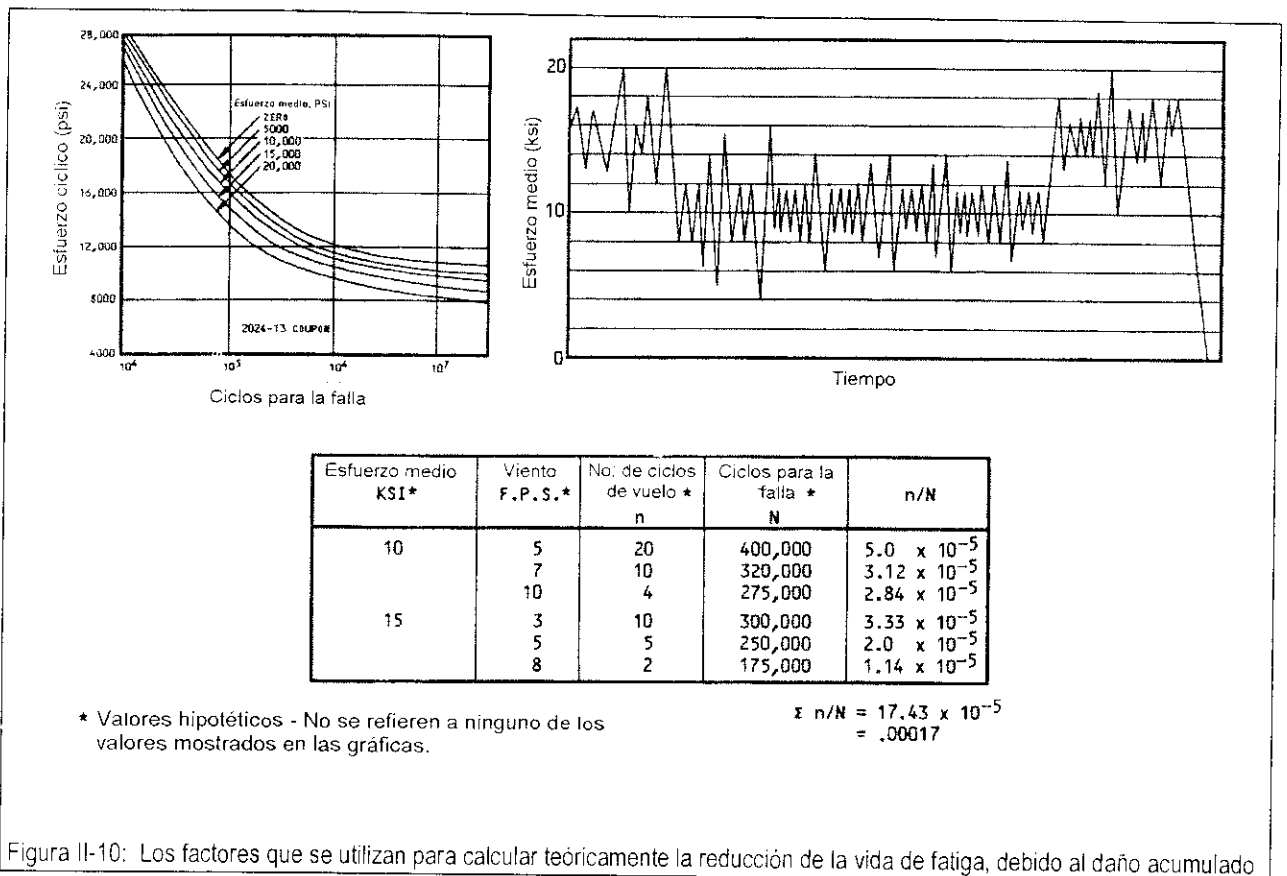


Figura II-10: Los factores que se utilizan para calcular teóricamente la reducción de la vida de fatiga, debido al daño acumulado

### III. Esfuerzos que Causan Fatiga en las Estructuras Aeronavales

Hasta ahora se ha hablado de la fatiga de materiales en general, de la teoría desarrollada al respecto, de los efectos que tiene sobre los componentes y cómo los afecta según su geometría. A partir de aquí, el estudio se centrará en los efectos de la fatiga de materiales en los componentes estructurales y mecánicos de las aeronaves. Veremos a continuación los esfuerzos que provocan fatiga en varios de los elementos y componentes de una aeronave.

#### A. VIBRACIÓN

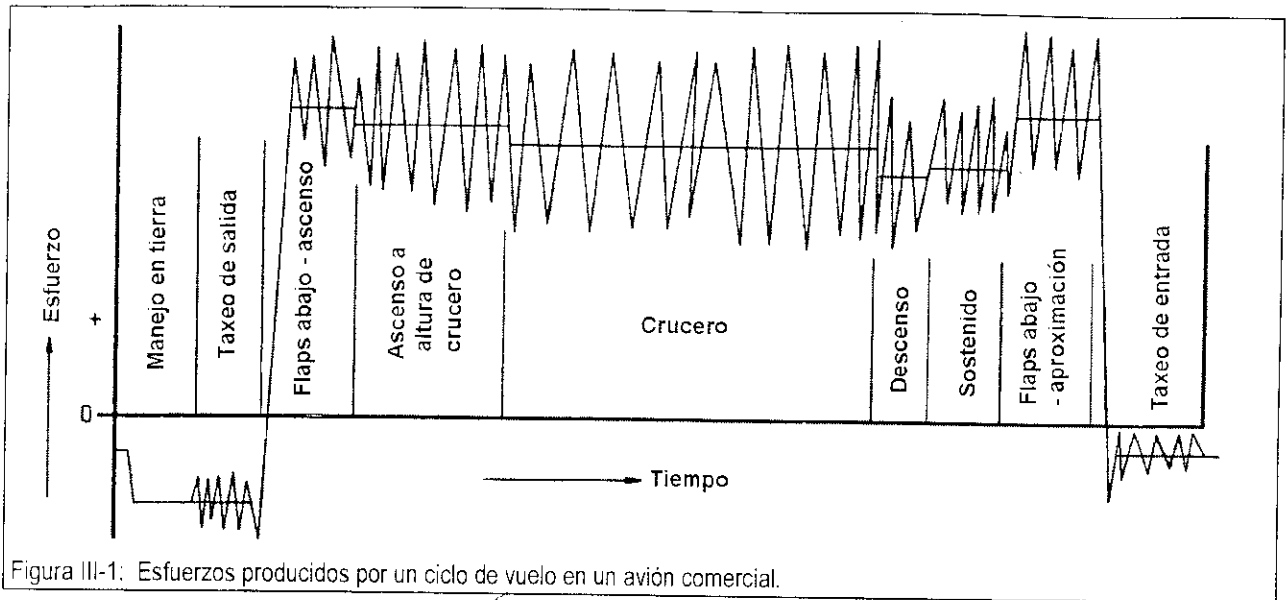
La vibración que el manejo en tierra, el *taxeo*<sup>8</sup>, el accionamiento de las superficies de vuelo (flaps, slats, alerones) produce en las alas, así como las vibraciones normales en vuelo son la principal fuente de esfuerzos que provocan fatiga en la estructuras de las alas, ver figura III-1. Las alas deben soportar este tipo de vibraciones en toda su estructura: desde las pieles externas hasta los largueros principales que componen su estructura.

Otras partes de la estructura, como las monturas de los estabilizadores horizontales y vertical, junto a los estabilizadores mismos sufren vibraciones que dependen de muchos factores, por ejemplo, el factor de Mach con que se desplaza el avión, las condiciones ambientales (turbulencia, lluvia, etc.), el movimiento de las superficies (elevadores y timón), maniobras en vuelo, etc. Sin embargo, por tratarse de estructuras mucho más resistentes, los efectos de la fatiga en ellas tardarán más en aparecer.

Una fuente importante de esfuerzos que provocan fatiga en las alas sucede en el momento en que la aeronave toca tierra: las alas hasta ese momento sostenían al avión en vuelo, a partir de que el avión se apoya en la tierra por medio de sus trenes de aterrizaje, reciben un cambio repentino en la dirección de la carga y luego quedan colgando en voladizo (en la mayoría de los aviones comerciales modernos) de tal manera que el sentido del momento de torsión sobre las alas se invierte, aunque reduce su magnitud (el peso del avión en vuelo es mayor que el de las alas solas). Y, dado que los tanques de combustible se encuentran en las alas, este cambio

---

<sup>8</sup> EL TAXEO CONSISTE EN EL DESPLAZAMIENTO POR TIERRA DE UNA AERONAVE POR SUS PROPIOS MEDIOS.



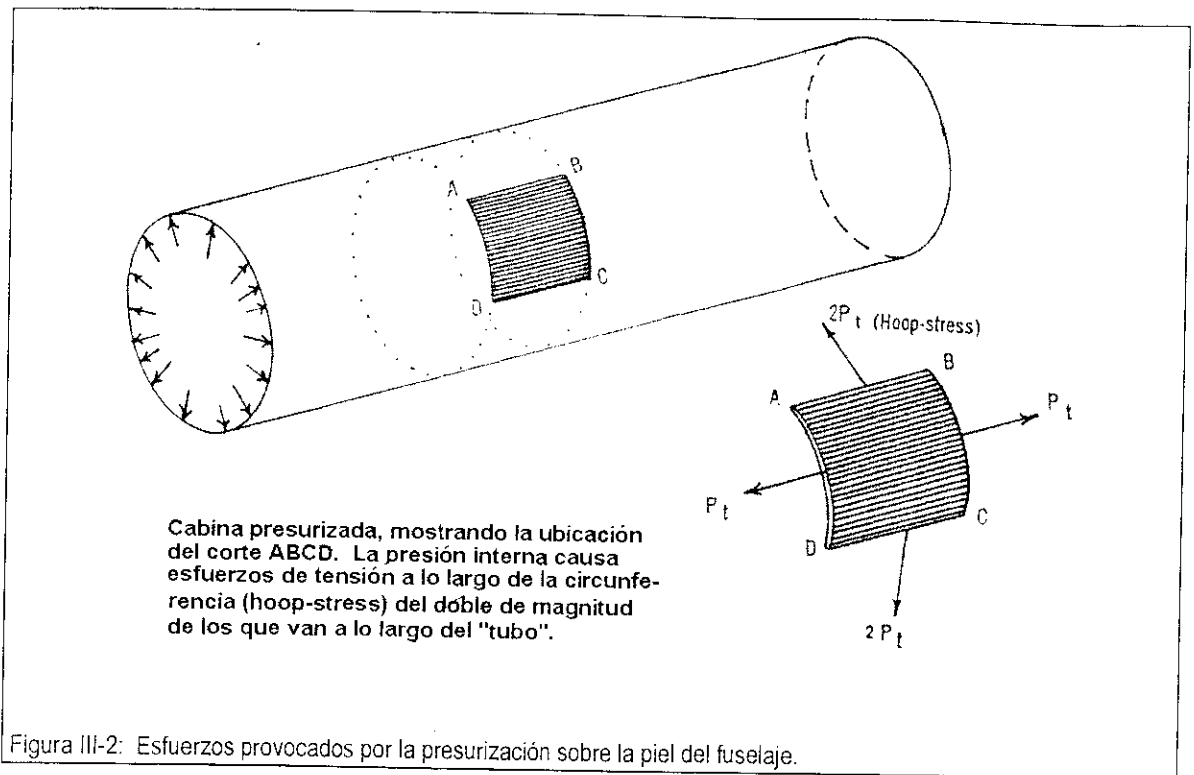
también depende de la cantidad de combustible con que cuente el avión al momento de llegar al suelo (ver figura III-1)

Al rodar sobre la tierra, la superficie no uniforme del suelo transmite vibraciones desde las ruedas hacia las monturas del tren de aterrizaje, en todos sus puntos de unión con el resto de la estructura. Aunque los trenes de aterrizaje y rodaje cuentan con amortiguadores de impactos, los fabricantes recomiendan hacer un overhaul de los mismos cada cierto tiempo, así como mantener inspecciones periódicas para descubrir en sus etapas más tempranas cualquier indicio de agrietamientos por fatiga.

Otras fuentes menores de vibración, tales como caminar por los pasillos, acomodarse el pasajero en su asiento, el rodaje de los carritos de servicio, etc. influyen en menor medida en la fatiga del material del avión, pero en ciertos casos (generalmente extremos) una de estas situaciones rutinarias puede llegar a ser el punto inicial de una fractura provocada por la fatiga del material.

## B. PRESURIZACIÓN

La presurización de la cabina, que permite la respiración de los pasajeros y pilotos sin el uso de equipo especial de respiración, provoca un esfuerzo particularmente grande al fuselaje. Este esfuerzo es comparable a un incremento de presión dentro de una tubería, el cual causa esfuerzos de tensión a lo ancho de la piel del tubo (figura III-2).



El fuselaje de los aviones está formado por una estructura hecha a base de perfiles de aluminio y cubierta con láminas del mismo material, las cuales se unen entre sí por medio de dos tipos de juntas: a tope (*butt-splices*) y traslapadas (*lap-joints*). Estas últimas son las que sufren la tensión causada al presurizar la cabina y de no tomarse las medidas respectivas (inspeccionar y/o modificar el área) pueden aparecer grietas de grandes dimensiones, como las que provocaran que un avión en vuelo perdiera una gran parte del fuselaje de la cabina de pasajeros hace algunos años.

Por otro lado, el hecho de que no todo el fuselaje se presuriza (los espacios para el tren de aterrizaje, los tanques de combustible, entre otros) provoca esfuerzos no uniformes en la geometría del avión.

Esta no uniformidad de los esfuerzos es compensada con una estructura no uniforme, la cual está diseñada para absorber mayores esfuerzos en ciertas áreas y, aún dentro de esas áreas, puede absorber mayores esfuerzos en ciertas direcciones específicas.

Más adelante se presentará con más detalle el tipo de daños que pueden producir la fatiga del material y la importancia de la distribución de las cargas en toda la estructura.

### **C. CICLOS DE VUELO**

Los ciclos de vuelo consisten en un taxeo de salida, un despegue, un vuelo nivelado con el tren de aterrizaje retraído, un aterrizaje y un taxeo de entrada. Como se mostró anteriormente, cada una de estas etapas incluye un conjunto de esfuerzos para la aeronave, la cual debe absorberlos todos en cada vuelo completado. Los fabricantes saben esto y han adoptado como medida estándar del uso de los aviones el número de ciclos de vuelo completados. Según eso, todos los programas que existen para la implementación de modificaciones o inspecciones relacionadas con daños por fatiga tienen en lugar de una fecha límite, un número determinado de ciclos de vuelo para ser efectuados. El número de ciclos del límite es diferente para cada modelo de avión (ver tabla # 1) y coincide, generalmente, con la meta de vida útil del diseño.

### **D. EJEMPLO ILUSTRATIVO**

#### **1. Pruebas de hidro-fatiga en un fuselaje Boeing 707**

Las pruebas de fatiga constituyen siempre un factor importante para la determinación del rendimiento a largo plazo de cualquier material o estructura. Sólo por medio de pruebas que simulan las condiciones reales de trabajo es posible hacer predicciones acerca de la vida de servicio. Esto es particularmente cierto para las estructuras de las aeronaves. El fuselaje cuidadosamente integrado de un avión moderno debe soportar una variedad de esfuerzos cambiantes. El efecto de estos esfuerzos a lo largo de un período de años puede ser previsto sólo por comparación con estructuras similares que han estado en servicio durante un largo tiempo. Si dichas estructuras similares no existen, la vida de servicio deberá ser simulada. Esta es la función de los tests de hidro-fatiga. Al someter la estructura a miles de ciclos de cargas simuladas, representando años de servicio, el efecto acumulativo puede determinarse en un tiempo relativamente corto. En el caso del Boeing 707, las pruebas de fatiga permitieron el establecimiento de períodos realistas para inspeccionar la estructura del fuselaje.

Como su nombre indica, las pruebas de hidro-fatiga es un método de análisis de la fatiga por medio del uso de agua. Aunque las pruebas hidroestáticas no son nuevas, Boeing redefinió la técnica aplicándola a estructuras de aeroplanos. El agua se usa para simular el efecto de la presurización en una sección del fuselaje. Mientras el fuselaje se halla presurizado, como sucedería en vuelo, la sección se somete a un ciclo de cargas en el aire y en la tierra. En menos de un minuto el fuselaje absorbe los esfuerzos de un despegue, un vuelo y un aterrizaje.

El uso de agua como elemento de prueba del fuselaje tiene una importante ventaja sobre el uso de aire porque la incompresibilidad del agua permite elevar o reducir rápidamente la presión dentro del fuselaje. Si se usara aire para presurizar una sección del fuselaje, se requeriría un compimir primero y luego descomprimir un volumen grande de gas para efectuar un ciclo: esto resulta antieconómico debido al alto costo y al tiempo que tomaría presurizar el fuselaje con aire - un gas compresible.

Por otro lado, una sección que se prueba con agua no necesita drenarse para aliviar la presión. Las variaciones en la presión se obtiene simplemente incrementando o disminuyendo la presión del agua dentro de la sección que se está probando.

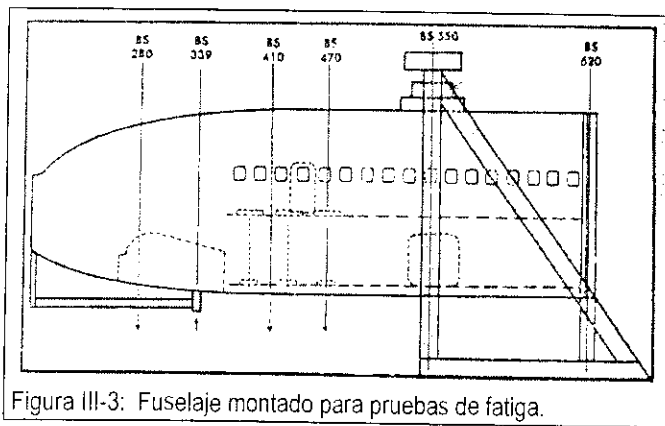


Figura III-3: Fuselaje montado para pruebas de fatiga.

La sección frontal del fuselaje usada en las pruebas de hidro-fatiga del B707, incluyendo la cabina de mando, una puerta de servicio y una puerta de carga. La sección de fuselaje se fija a una pared grande de presión, la cual la hace hermética; esta misma pared se fija a un soporte. Por otro lado, el fuselaje se cuelga por medio de cintas de aluminio. En los lugares en que van los asientos, unos cilindros hidráulicos ejercen presión como si se tratara de lugares ocupados por pasajeros, lo mismo se hace en el compartimiento de carga, zonas del tren de aterrizaje delantero.

Para las pruebas, la sección de fuselaje se monta en un tanque abierto, con una capacidad de alrededor de 175,000 galones. El agua se bombea dentro del tanque y el fuselaje hasta que la sección de prueba se llena de agua y está completamente sumergida. Con todas las aberturas del fuselaje cerradas, la presión dentro del fuselaje se incrementa hasta que es mayor que la exterior en 9 psi. Esta diferencia de presión es ligeramente mayor que los 8.6 psi que se deben mantener como máximo en un vuelo presurizado real. En vuelo, el flujo de aire en el aeroplano crea pequeñas áreas de presión negativa (succión). En estas zonas localizadas el diferencial de presión entre el interior y el exterior de la aeronave puede ser mayor que 8.6 psi. Hacer la prueba a 9 psi toma esto en consideración.

El incremento y la reducción de la presión de agua dentro del fuselaje se lleva a cabo en menos de un minuto. Un ciclo de presurización, simulación de cargas en vuelo y alivio de la

presión forma un espectro. La figura III-3 muestra un diagrama de la combinación de la presurización con los esfuerzos de vuelo en un espectro típico. Durante el lapso de prueba, las cargas hidráulicas (cilindros) se incrementan y disminuyen tres veces. Como se muestra en la figura III-4, el mayor

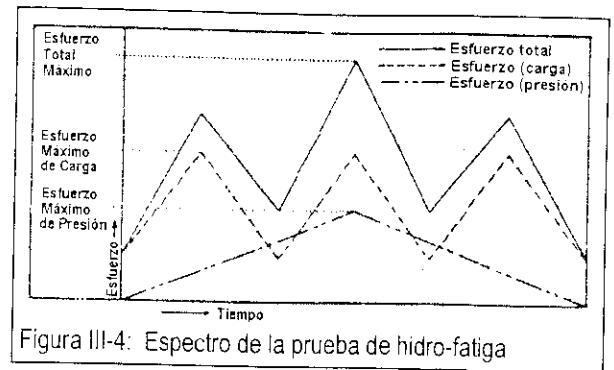


Figura III-4: Espectro de la prueba de hidro-fatiga

esfuerzo total ocurre en el punto medio del lapso de prueba, donde el esfuerzo debido a las cargas aplicadas hidráulicamente coinciden con el esfuerzo máximo causado por la presurización. Una prueba de fatiga puede incluir 50,000 o más ciclos para simular la vida de servicio.

Los controles de presión y las cargas aplicadas son automáticos. Levas accionadas eléctricamente que giran a velocidades constantes controlan las cargas y los ciclos de presurización. Las cargas son monitoreadas y registradas constantemente. También se registran las lecturas de un cierto número de medidores de esfuerzos. Estos medidores han sido estratégicamente colocados en la estructura del fuselaje, de modo que se pueda hacer una verificación constante de los efectos de la carga y la presión.

Durante una prueba de hidro-fatiga, el fuselaje absorbe los esfuerzos equivalentes a años de servicio normal. Los resultados de estos y otras pruebas confirman la confiabilidad de la estructura y provee información útil para programar mantenimientos y reparaciones

## IV. Efectos de la Fatiga del Material en las Aeronaves Comerciales

### A. TIPOS DE DAÑO

Aunque el daño que produce la fatiga del material en las estructuras aeronavales suele ser en forma de grietas, cabe hacer notar que no sólo grietas pueden aparecer como resultado de la fatiga del material. Puede surgir, además, un tipo especial de corrosión causada por la fatiga local del material o bien la pieza puede perder su área transversal original, produciendo una pérdida de la integridad estructural. En las siguientes páginas, se verá cómo se distinguen estos tipos de daño y las condiciones bajo las cuales existen.

#### 1. Grietas

El crecimiento de grietas, generalmente desde la superficie hacia adentro del material, es el daño comúnmente asociado a la fatiga de materiales. Estas grietas pueden surgir en cualquier lugar de la aeronave; sin embargo, hay lugares en los cuales estas grietas son particularmente frecuentes y se recomienda, por parte de los fabricantes, inspeccionar continuamente, según los



Figura IV-1: Fractura de lap-joints por fatiga (hoop stress)

procedimientos de ensayos no destructivos en estas áreas.

Una de las localizaciones en las que las fábricas recomiendan especialmente las inspecciones, es el área de juntas de traslape (*lap-joints*) a lo largo

del fuselaje. En estas secciones suele aparecer un daño como el mostrado en la figura IV-1. Estas grietas en los *lap joints* son causadas por la presurización de la cabina y son de gran importancia, pues de dejarse crecer pueden llegar a cubrir secciones completas de la piel del fuselaje, causando una pérdida considerable de integridad estructural y poniendo en un serio

peligro la aeronavegabilidad del avión. Por otra parte, la reparación de dicho daño tiene un costo sumamente elevado, tanto en materiales como en mano de obra y tiempo en tierra; por eso, es indispensable mantener un programa de inspecciones consistente que permita detectar las grietas mucho antes de que alcancen su longitud crítica y comprometan la seguridad del aparato en vuelo.

## 2. Daño por fatiga diseminado

Como una vez armada la estructura del avión debe considerarse una unidad -de ahí el término *integridad* de la estructura-, los daños por fatiga pueden aparecer en varios puntos relacionados o que pertenecen a un área diferenciable causando lo que se conoce como *daño por fatiga diseminada* (WFD, por sus siglas en inglés).

El daño por fatiga diseminado se define como una estructura caracterizada por la presencia simultánea de grietas en múltiples detalles estructurales y que tiene un tamaño y densidad tal que la estructura no conserva su tolerancia al daño original. Esta definición fue desarrollada por el Comité Industrial del Daño por Fatiga de Área Ampliada. Otros términos importantes relacionados con el daño por fatiga de área ampliada son el *daño en sitios múltiples* (MSD, por sus siglas en inglés) y el *daño de elementos múltiples* (MED, por sus siglas en inglés).

El daño en sitios múltiples (MSD) se define como una fuente de WFD caracterizada por la presencia simultánea de grietas de fatiga en el mismo elemento estructural; por ejemplo, grietas de fatiga que pueden interactuar o no con otro tipo de daño, induciendo una pérdida de la fuerza residual indispensable.

Por su parte, el daño de elementos múltiples fue definido como una fuente de WFD caracterizada por la presencia simultánea de grietas de fatiga en elementos estructurales similares y adyacentes.

La importancia del WFD puede representarse gráficamente. Comenzando con la formación de grietas de fatiga, en la figura IV-2 se muestran dos modos de propagación del daño. Los programas previos relacionados con la fatiga del

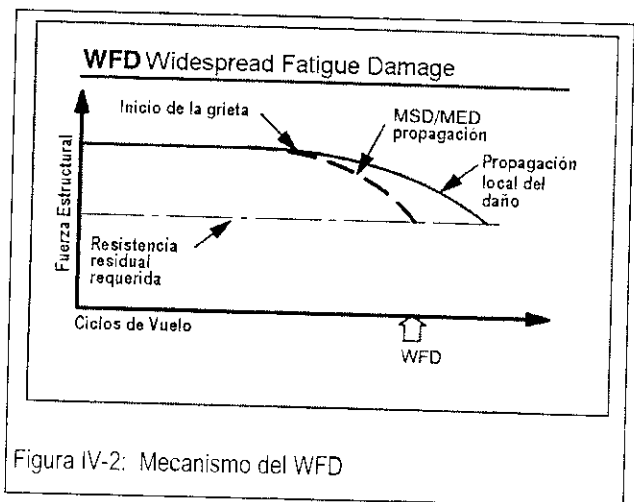


Figura IV-2: Mecanismo del WFD

material, como el SSIP, sólo consideraban la propagación local del daño. En la propagación local, se toman en cuenta daños múltiples, pero se supone que se unen en una sola grieta antes de reducir la fuerza residual de la estructura por debajo de los límites requeridos. Esto se muestra con la línea continua en la figura IV-2. Sin embargo, si se considera el WFD, las grietas simultáneas en elementos múltiples de la estructura pueden presentarse, tanto antes como *después* de que la fuerza residual de la estructura ha caído debajo de los niveles aceptables. La presencia de estas grietas adicionales puede acelerar la pérdida de la fuerza residual como muestra la línea punteada en la figura IV-2.

El efecto total es un período más corto para detectar el daño antes de que comprometa la integridad de la estructura.

La fotografía en la figura IV-3 muestra siete de doce cuadernas agrietadas durante las pruebas de presurización de un fuselaje 727 retirado de servicio. Las reparaciones que fueron instaladas se muestran en un color claro. Estas grietas se encontraron en una inspección visual.

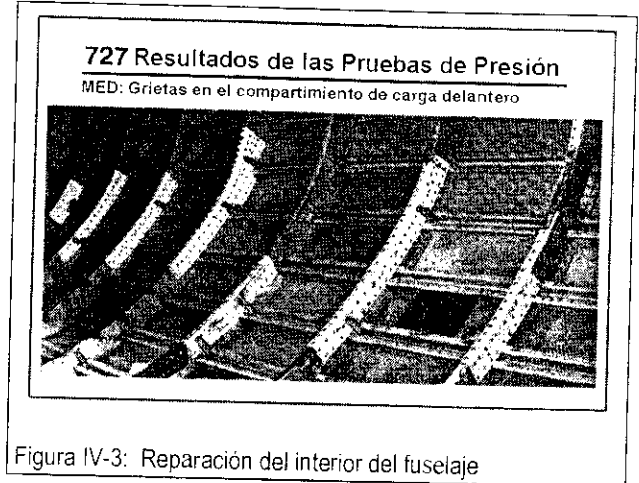


Figura IV-3: Reparación del interior del fuselaje

A la fecha, se han identificado ciertas áreas de los aviones que son particularmente sensibles al WFD. Estas estructuras típicamente tienen características como elementos similares operando bajo esfuerzos similares en los cuales la capacidad estructural puede verse afectada por la interacción de grietas similares.

## V. Detección de Daños

Como ya se mencionó en las secciones anteriores, las grietas es el daño causado por la fatiga de materiales en las estructuras aeronavales. Estas grietas deben ser detectadas por medio de pruebas no destructivas, las cuales se caracterizan por no dañar ni alterar en manera alguna el material de la parte que se desea inspeccionar.

En el mantenimiento de la industria aeronáutica se utilizan, principalmente, los seis métodos listados a continuación de pruebas no destructivas:

- ◆ Inspección visual
- ◆ Líquidos penetrantes
- ◆ Partículas magnéticas
- ◆ Rayos x
- ◆ Ultrasonido
- ◆ Corrientes parásitas

Generalmente, uno o más de los métodos listados arriba pueden ser usados para asistir al operador a determinar la condición de la estructura con el objeto de repararla o modificarla. El término *método* es usado para definir a grosso modo las categorías de END (Ensayos No Destructivos). La palabra *procedimiento* se refiere a las instrucciones para efectuar una inspección específica. Por ejemplo: el procedimiento de inspeccionar un agujero de un remache con corrientes parásitas de alta frecuencia.

No hay un **mejor** método de inspección. Los diversos métodos de END se complementan unos con otros. Uno de ellos hace un buen trabajo en una situación en la que otro sería inaplicable. Aunque la inspección visual no se incluye normalmente dentro de las técnicas de END, en la industria se considera como el método básico y más importante de inspección.

Los otros métodos se usan en conjunto con la inspección visual para detectar defectos muy pequeños, para ver dentro del material o para investigar áreas que no son accesibles visualmente.

### A. PRUEBAS NO DESTRUCTIVAS

En las siguientes páginas se hablará con más detalle de en qué consisten las pruebas de ensayos no destructivos (END) y la forma en que se efectúan.

## 1. Inspección Visual

### a) *Inspección de 360°*

Una inspección visual puede ser un "paseo" alrededor de la aeronave por parte de un miembro de la tripulación, una inspección estructural general o una inspección detallada de una sección específica. Para ser efectiva, es esencial que el ingeniero a cargo defina por escrito el nivel de la inspección; si va a ser una inspección de 360° (una vuelta alrededor), una inspección general o una inspección detallada de un componente. Además, debe quedar claro qué es lo que el inspector va a buscar (grietas, corrosión, pintura despegada, arena, etc.).

Una inspección visual implica que la estructura en cuestión es visualmente accesible. El hecho que la zona que se va a inspeccionar sea visible, puede requerir la apertura de puertas de acceso o la remoción de algunos paneles no estructurales. En el caso de las inspecciones dentro de los tanques de combustible, se requiere la remoción de las puertas de acceso, el drenaje y purga del tanque que se desea ver.

Algunas partes de la estructura pueden requerir limpieza extensa o la remoción de pintura suelta antes de que sea considerada visualmente accesible.

Si alguien hace una inspección visual puede utilizar una variedad de instrumentos, por ejemplo: linternas, espejos, lupas o boroscopios<sup>9</sup>. Si se requieren auxiliares ópticos para obtener el acceso apropiado o para detectar un defecto en especial, es el ingeniero encargado el que debe especificarlo al emitir la orden de inspección.

### b) *El Boroscopio*

Los boroscopios más recientes son herramientas muy versátiles que pueden usarse en una variedad de situaciones en las que el acceso para una inspección visual es limitado.

Sin embargo, no son recomendables para una inspección general en la cual se desea detectar pequeñas grietas. Sin embargo, pueden usarse en áreas restringidas para buscar grietas grandes o estructuras rotas o deformadas.

---

<sup>9</sup> ANGLICISMO PARA BORESCOPE. VER SECCIÓN SIGUIENTE.

El diseño original del boroscopio consistía en un tubo recto fijo con un ocular y un sistema de lentes en una punta y otro sistema de lentes y un espejo (usualmente a 90°, aunque existen a diferentes ángulos) en la otra. La iluminación era provista por un pequeño bulbo cerca del espejo, alimentado por una batería externa u otra fuente de corriente directa, ver figura V-1.

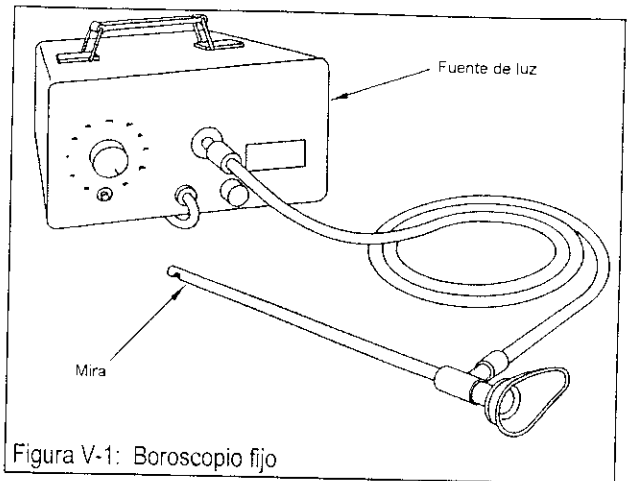


Figura V-1: Boroscopio fijo

Los nuevos tienen una "guía de luz" de fibra óptica, que consiste en un haz continuo de fibras que va de la fuente de luz a la punta superior del boroscopio. Otro haz de fibras ópticas ilumina el área examinada por medio de una luz externa muy intensa reflejada por un espejo en la parte inferior del aparato. La idea de que la fuente de luz sea externa es para que el calor generado por ésta se disipe fuera del sistema y no dentro de la sonda y que además, al final de la misma haya una luz muy brillante.

#### (1) Boroscopios de Fibra Óptica

Existen boroscopios en los cuales tanto la vista como la iluminación se transmiten a lo largo de un solo haz de fibras ópticas. Este tipo de instrumentos son flexibles y pueden tomar cualquier forma, con límites típicos de flexiones de 3" de radio. De acuerdo a la figura V-2, el boroscopio A puede doblarse y fijarse en alguna forma particular; tanto el A como el B tienen pequeñas fuentes luminosas incluídas en el mango, mientras que el aparato C utiliza una fuente externa. Tanto el B como el C pueden ajustarse a cualquier forma desde un control en el mango.

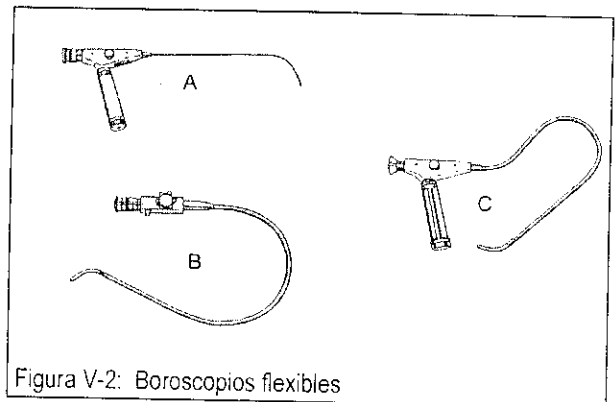


Figura V-2: Boroscopios flexibles

## 2. Líquidos Penetrantes

### a) Generalidades

Existen dos tipos de inspecciones por medio de fluidos penetrantes: "dye-check" y el sistema de penetrantes fluorescentes.

El *Dye-Check*, que usa una tintura penetrante de color rojo, es el método más común de este tipo de inspecciones hechas en estructuras ensambladas de aviones.

El método de penetrante fluorescente utiliza un líquido que fluoresce bajo la luz ultravioleta. Este tipo de inspección puede efectuarse solamente a oscuras o con iluminación muy baja para permitir que la luz ultravioleta cumpla su cometido.

NOTA: Se prefiere el método fluorescente al dye-check en todas las aplicaciones de fluidos penetrantes. El dye-check **no** se recomienda para aplicaciones relacionadas con la detección de grietas causadas por fatiga.

### b) El Proceso de Dye-Check

La parte más importante del proceso es la limpieza de la parte que se va a inspeccionar. Es absolutamente necesario que el área de inspección esté completamente limpia para que la inspección sea efectiva. Esto se debe a que la detección de una grieta depende únicamente de que el líquido penetre en ella. Si la grieta está sucia o cubierta de aceite, grasa o polvo, la tintura no entrará.

El tratamiento de limpieza dependerá en qué tan sucia esté la superficie y los materiales que fueron utilizados como agentes anticorrosivos, pinturas, etc. Asimismo, el área deberá estar libre de virutas o rebabas de metal. Esto se puede lograr tanto por medios mecánicos como químicos.

Sobre la superficie preparada se aplica liberalmente la tintura y se deja suficiente tiempo. El tiempo depende de la temperatura de la pieza y puede ser de 20 a 40 minutos. En algunos casos se requiere calentar la pieza a 35 °C por lo menos utilizando lámparas infrarrojas.

Después de un tiempo prudencial, se remueve la tintura excesiva con un trapo hasta que el área quede limpia a simple vista. Luego se aplica el revelador, el cual consiste usualmente en una suspensión de polvo de yeso en alcohol u otro solvente. Cuando el revelador se seca, el

polvo blanco absorbe rápidamente la tintura que se halla depositada en la grieta, identificándola plenamente.

Este método no es recomendable para detectar grietas causadas por fatiga. Puesto que este tipo de grietas tiene una separación sumamente pequeña, la tintura en lugar de penetrar en ellas, las cubre, haciendo imposible su detección por cualquier método de fluidos penetrantes.

El procedimiento para fluidos fluorescentes es muy similar al anterior.

### **3. Partículas Magnéticas**

#### ***a) General***

Las inspecciones realizadas por medio de partículas magnéticas constituyen el método más confiable para detectar defectos superficiales o muy cercanos a la superficie en materiales ferro-magnéticos. Los materiales que no se magnetizan, no pueden ser inspeccionados por éste método.

#### ***b) Principios de operación***

Cuando una pieza está magnetizada, el campo magnético sufre una discontinuidad en la superficie de cualquier defecto. Las partículas magnéticas secas o en suspensión, serán atraídas hacia la discontinuidad (porque existen dos polos muy cercanos) y formarán una línea visible a lo largo del borde del defecto.

Las partes de acero se prueban durante la manufactura por medio de grandes estaciones de prueba magnética permanente. En las estaciones se inducen fuertes campos magnéticos de corriente directa capaz de detectar defectos a poca profundidad de la superficie del material, así como grietas e incrustaciones.

En el campo, pueden usarse equipos portátiles electromagnéticos o imanes fijos para efectuar la inspección por partículas magnéticas en parte de acero de las aeronaves. Sin embargo, el área de inspección queda limitada por la distancia entre las "patas" (polos) de los imanes, así que el instrumento deberá moverse y la inspección deberá hacerse en varios sitios para poder revisar una pieza relativamente grande.

Algunos de los instrumentos electromagnéticos son ajustables, de modo que sus patas pueden doblarse para ajustarse al contorno de una pieza y obtener un mejor contacto magnético.

En algunos casos, luego de una inspección por partículas magnéticas, las piezas quedan magnetizadas. Para desmagnetizar estas piezas, se usan electromagnetos portátiles de corriente alterna.

En lo concerniente a piezas de acero, siempre se prefiere el método de partículas magnéticas a cualquier otro (dye-check, corrientes parásitas, etc.), los cuales deben emplearse sólo en el caso que sea imposible aplicar partículas magnéticas.

#### 4. Rayos X

El uso principal para las inspecciones con rayos X (radiografías) es para detectar grietas y rasguños en las estructuras aeronavales que no son accesibles para una inspección visual. Las técnicas radiográficas detectan una estructura rota, grietas grandes cuando hay un desplazamiento de los elementos y pequeñas grietas cuando la geometría de la estructura, el espesor del material y la localización del generador de rayos X, respecto de la grieta, son ideales. Las radiografías no son recomendables como una técnica de exploración de un área si la inspección visual es posible.

Tabla 3

Aplicaciones	Ventajas	Desventajas
Detección de discontinuidades (grietas, porosidad, incrustaciones, rechupes, etc.) examen de soldaduras, inspecciones para detectar inclusiones no deseadas y detección de agua en estructuras a base de compuestos en forma de panal de abejas.	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Posibilidad de ubicar defectos en las superficies interiores o exteriores.</li> <li>2. Posibilidad de inspeccionar partes o estructuras cubiertas u ocultas.</li> <li>3. Proveen un record permanente de las pruebas (impresiones)</li> <li>4. La preparación requerida es mínima.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Costoso</li> <li>2. El avión debe drenarse de combustible.</li> <li>3. Debe evitarse que el personal tenga contacto con la radiación.</li> <li>4. Anisotropía, el resultado depende de la orientación de la fuente de rayos X.</li> <li>5. Se requiere un alto nivel técnico para llevar a cabo la prueba, y para revelar e interpretar los resultados.</li> <li>6. Se requiere acceso a ambos lados del objeto que se inspecciona.</li> </ol>

### a) *Métodos de inspección con Rayos X*

Una inspección con rayos X se hace al transmitir un haz de radiación a través de un objeto hacia una película fotosensible. Este haz es absorbido parcialmente por el material que atraviesa.

Ciertos defectos causan una reducción en el espesor total del material, lo cual redunda en una absorción menor de los rayos X. Cualquier cambio local en la absorción de los rayos X resultan en un cambio en la intensidad de los rayos X que llegan a la placa fotosensible. La placa se revela para formar una imagen visible que se llama *radiografía*.

Las grietas muy cerradas representan un cambio muy pequeño en el espesor total del material y son muy difíciles de detectar. Las grietas deben estar alineadas con la orientación del haz de rayos X para obtener una imagen de ellas.

Grietas laminares o muy cerradas que difieren en más de 5° de la orientación del haz de rayos X no son detectables. Por otro lado, los rechupes y las partes rotas y desplazadas son relativamente fáciles de detectar con rayos X.

## 5. Ultrasonido

Las inspecciones ultrasónicas pueden efectuarse prácticamente en cualquier tipo de material usado en la estructura de aeronaves. Es un método extremadamente sensible para detectar fallas en la superficie y debajo de ella. En relación al mantenimiento y overhaul de componentes de avión, este método se ha usado principalmente para revisar alrededor de los agujeros de tornillos y remaches en los trenes de aterrizaje.

Tabla 4

Aplicación	Ventajas	Desventajas
Usada para detectar imperfecciones en la superficie y debajo de ella (por ejemplo, grietas, delaminaciones, porosidad), se usa también para medir el espesor del material.	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Aplicable a fallas superficiales y subsuperficiales</li> <li>2. Sensible a imperfecciones pequeñas</li> <li>3. Provee resultados inmediatos</li> <li>4. La preparación de la parte es mínima.</li> <li>5. Costo moderado</li> <li>6. Se inspecciona una superficie solamente</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. La parte o superficie debe ser accesible para la sonda.</li> <li>2. Superficies rugosas interfieren con los resultados</li> <li>3. Los resultados dependen de la orientación de la sonda.</li> <li>4. Se requiere un alto grado de experiencia para preparar la prueba e interpretar los resultados según las condiciones</li> <li>5. No queda un record permanente (usualmente).</li> </ol>

**a) Descripción del método de inspecciones ultrasónicas**

En este método se transmiten pulsos de frecuencia ultra alta (2.25 Mhz - 10 Mhz) a través del material de la pieza por medio de un transductor piezoeléctrico (cristal). Cuando estas ondas se reflejan en las superficies de una falla, las ondas reflejadas son detectadas por el transductor. Estas ondas reflejadas y el tiempo que le toma al sonido viajar entre las superficies se muestran en la pantalla de un tubo de rayos catódicos. El tamaño relativo de un defecto puede determinarse al medir la amplitud de estos reflejos. La profundidad relativa del defecto puede determinarse por el tiempo requerido para que los reflejos vuelvan al transductor.

La inspección ultrasónica se limita a la parte en contacto con el transductor, ya que las ondas sonoras no traspasan la interface entre dos piezas. Por lo tanto, una capa de aceite o grasa se requiere para "acoplar" el transductor a la pieza que se prueba, pues la energía ultrasónica no puede viajar por el aire hasta la pieza. Una inspección ultrasónica puede llevarse a cabo sobre una superficie pintada, siempre que ésta se encuentre limpia y suave al tacto.

Este tipo de inspecciones requieren el uso de un estándar de referencia (de comparación). Este estándar de referencia contiene una grieta simulada y está hecho del mismo material y tiene esencialmente la misma geometría que la parte inspeccionada.

## 6. Corrientes Parásitas de Foucault (Eddy Current)

### a) Generalidades

En los últimos años, las pruebas de corrientes parásitas han ganado la reputación de ser uno de los más versátiles y confiables métodos de inspección disponibles. El desarrollo de equipos pequeños alimentados por baterías ha hecho de las inspecciones por corrientes parásitas las ideales para el mantenimiento de los aviones.

Tabla 5

Aplicaciones	Ventajas	Desventajas
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Se usa para determinar aleaciones, tratamientos térmicos y para la evaluación de daños causados por fuego.</li> <li>2. Alta frecuencia se usa para detectar grietas superficiales, picaduras, porosidad y corrosión.</li> <li>3. Baja frecuencia es utilizada para detectar grietas subsuperficiales y corrosión en una superficie interna.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Portabilidad</li> <li>2. Costo moderado</li> <li>3. Provee resultados inmediatos</li> <li>4. Sensible a defectos pequeños</li> <li>5. Preparación mínima de la pieza.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. La superficie debe tocarse con la sonda.</li> <li>2. Sólo es aplicable a metales</li> <li>3. No provee un record permanente.</li> <li>4. Se requiere un alto nivel de experiencia y capacidad para manejar el equipo.</li> <li>5. Tardado en inspecciones de áreas grandes.</li> <li>6. Bordes naturales cercanos a las grietas dan lecturas erráticas.</li> </ol>

### b) Descripción del método

Para iniciar *corrientes eddy* en un objeto de prueba, una corriente alterna de frecuencia determinada se aplica a un inductor de prueba (sonda). Cuando se coloca cerca de una pieza metálica, la sonda induce un campo magnético de la misma frecuencia en la parte que se quiere examinar. Esto hace que fluyan corrientes "eddy" dentro de la pieza. Este flujo de corrientes genera su propio campo magnético que altera el campo inicial causado por el inductor. El campo magnético resultante se convierte en la fuente de señales analizadas electrónicamente para obtener la información requerida. De esta información se obtiene la condición de la pieza.

### c) *Principios de Corrientes parásitas*

#### (1) Equipo básico

Para entender correctamente el funcionamiento de un instrumento de *corrientes parásitas*, considérese un puente de diodos similar al circuito Wheatstone, utilizado para hacer medidas de resistencia eléctrica. El circuito se ajusta mediante el balance variable hasta que se obtiene una corriente igual en ambas ramas exteriores del circuito.

Con el puente balanceado, el sistema es muy sensible a cualquier cambio. El más ligero cambio en el valor reactivo de cualquier componente en las ramas del puente romperá el equilibrio de corrientes, causando un flujo a través del medidor. Con un amplificador, el medidor es ún más sensible.

El inductor para las pruebas de *corrientes parásitas* es una de las ramas de este circuito. Cualquier cambio en la corriente del inductor resultará en un cambio en el medidor colocado en el puente.

#### (2) Operación

El instrumento de *corrientes parásitas* responde a cambios en la conductividad y permeabilidad del metal inspeccionado. La conductividad o conductividad aparente de los metales puede ser alterada por los siguientes eventos:

- Cambios en la geometría del objeto (tamaño, forma)
- Grietas, picaduras, porosidad, rechupes, incrustaciones o discontinuidades
- Variaciones de la composición química del material
- Tratamiento térmico y mecánico.

Para los propósitos de esta inspección, se considera que la permeabilidad eléctrica ocurre solamente en metales ferro-magnéticos. Sin embargo, debido a la interferencia debida por variaciones locales de la permeabilidad, la inspección por *corrientes parásitas* no se recomienda para partes hechas de acero.

### (3) Preparación

Las partes que se van a inspeccionar, solamente requieren limpieza mínima antes de efectuar la inspección, que se puede hacer a través de pintura, aceite o cualquier material uniforme no conductor.

En la detección de grietas se utiliza tanto baja como alta frecuencia. Las frecuencias encima de 100 Khz generalmente se consideran como alta frecuencia en inspecciones por *corrientes parásitas*; las frecuencias bajas oscilan entre 60 y 100.000 Hz

#### (a) *Inspecciones a alta frecuencia:*

- ◆ Detección de grietas superficiales.
- ◆ Los inductores son pequeños.
- ◆ Detecta grietas de 0.060 pulgadas (1.52 mm) de largo por 0.030 pulgadas (0.76 mm) de profundidad en la superficie, o una grieta de 0.030" x 0.030" (0.76 mm x 0.76 mm), en un agujero de remache, aproximadamente.

#### (b) *Inspecciones a baja frecuencia*

- ◆ Se usa para detectar grietas subsuperficiales o en una segunda capa de material (*doublers* o *tirantes*)
- ◆ Los inductores son relativamente grandes
- ◆ Detecta grietas más o menos grandes: por ejemplo, una grieta de 0.5 pulgadas (12.7 mm) en un *doubler* debajo de una piel de 0.25 pulgadas (6.35 mm) de espesor.

### (4) Sondas de Corrientes parásitas

Existen diversos fabricantes de instrumentos que producen aparatos de *corrientes parásitas* utilizables en el mantenimiento de aeronaves. Todos estos instrumentos tienen las siguientes características:

- ◆ Pequeños / portátiles
- ◆ Operados por baterías (generalmente recargables)
- ◆ Electrónica estable

## B. RESUMEN

### 1. Detección de Grietas Superficiales

Los métodos de detección de grietas superficiales en una superficie visible se listan a continuación, en orden de preferencia:

Tabla 6

Aluminio	Acero	Titanio
1. Visual	1. Visual	1. Visual
2. Corrientes parásitas	2. Partículas magnéticas	2. Fluidos penetrantes
3. Fluidos penetrantes	3. Fluidos penetrantes	3. Corrientes parásitas
4. Rayos X	4. Rayos X	4. Rayos X

En cada situación la inspección visual se considera el método básico y el primero que debe usarse. Sin embargo, en muchos casos la inspección visual no es completamente adecuada debido al difícil acceso de un daño.

Otros métodos de END se usan para complementar la inspección visual en situaciones en que la inspección visual podría no ser confiable para la detección del tipo o el tamaño del defecto involucrado.

#### a) *Aluminio*

*Corrientes parásitas* constituye un método versátil de inspeccionar estructuras de aluminio. Una variedad de sondas rectas o en ángulo (ver pág. ) se halla disponible para inspeccionar cualquier tipo de estructura de aluminio expuesta.

*Corrientes parásitas* superficiales se prefieren para la inspección de las estructuras de aluminio debido a que es el método más sensible, requiere poca o ninguna preparación de la superficie, no se ve afectado por bajas temperaturas y es muy rápido. Este método es práctico para aplicaciones en que la inspección está restringida a un área definida.

Por otro lado, este tipo de inspección no es práctica para inspeccionar áreas grandes ya que la sonda debe pasarse por toda la superficie involucrada. En estos casos, se sugiere utilizar fluidos penetrantes.

### b) *Acero*

El método preferido de inspección en componentes de acero es por medio de partículas magnéticas para detectar pequeñas grietas en la superficie de aceros ferro-magnéticos. Se recomienda, además, el uso de imanes o electroimanes portátiles ya que esto permite inspeccionar piezas mientras están instaladas en su lugar de servicio.

El método de partículas magnéticas es el más sensible para detectar grietas en aceros ferro-magnéticos. Es un método relativamente rápido y sólo requiere una limpieza menor de la superficie.

### c) *Titanio*

El método de líquidos penetrantes es el preferido para inspeccionar estructuras de titanio, sin embargo, se debe tener mucho cuidado en la limpieza de las partes.

El titanio se utiliza generalmente en áreas expuestas a grandes temperaturas y puede estar cubierto de aceite quemado y hollín. Se requiere una limpieza minuciosa para asegurar que los defectos estén lo suficientemente limpios para que la tintura penetrante sea efectiva. Las áreas que no puedan limpiarse completamente deberán inspeccionarse con *corrientes parásitas*.

## 2. **Detección de grietas debajo de la superficie**

*Corrientes parásitas* de baja frecuencia, rayos X o procedimientos con ultrasonido pueden usarse para la detección de grietas escondidas o debajo de la superficie del material. Las siguientes líneas dan una guía general para la elección de un método de inspección:

### a) *Corrientes parásitas:*

- Puede inspeccionar superficies debajo de la primera (segunda, tercera, etc)
- Puede detectar grietas en un ángulo
- La sensibilidad decrece rápidamente con la profundidad. Las grietas detectables debajo de una capa de 0.25 pulgadas (6.35 mm) son de aproximadamente 0.5 pulgadas (12.7 mm) de largo.
- No detecta grietas laminares
- No debe usarse en acero.

b) *Rayos X*

- Se pueden inspeccionar superficies debajo de la primera (segunda, tercera, etc)
- La sensibilidad decrece con el espesor TOTAL del material. La profundidad de las grietas detectables es del 30% al 40% del espesor de la parte.
- Debe ser posible colocar la fuente de rayos X y la película de tal modo que el haz de rayos X esté perpendicular a la superficie (suponiendo que la grieta se halla a 90° de la superficie).
- Las grietas muy cerradas deben ser alineadas hasta estar casi perpendiculares a la superficie para que sean detectables (ángulo máximo ~5°).
- El peligro de la exposición a la radiación implica que en el área no debe haber personal mientras se inspecciona con rayos X.

c) *Ultrasonido*

- Detecta grietas en un ángulo (perfil metálico)
- Detecta grietas laminares
- Detecta grietas subsuperficiales de aproximadamente 0.060 pulgadas de largo por 0.060 pulgadas de profundidad (1.52 mm de largo por 1.52 mm de profundidad).
- No puede utilizarse para inspeccionar una superficie debajo de la primera; la inspección se limita a la parte en contacto con el transductor.
- Requiere el más alto nivel de preparación personal de todos los métodos de END.

## VI. Prevención de Daños

Para prevenir los daños causados por la fatiga de materiales, se comienza con un diseño claramente orientado en ese sentido, como veremos un poco más adelante. Sin embargo, es imposible para los humanos adelantarse a cada una de las situaciones que la estructura aeronaval tendrá que enfrentar en servicio, por eso, a lo largo de la vida útil de los aviones, los fabricantes continúan la investigación del diseño original a través de los reportes de los operadores, para determinar fallas repetitivas y comunes a la mayoría de la flota existente de un modelo en especial.

Según la experiencia que obtengan de la retroalimentación obtenida de los operadores, los fabricantes pueden tomar una de varias medidas para prevenir los daños por fatiga que puedan llegar a comprometer la aeronavegabilidad de los aviones:

- Emisión de comunicados oficiales a los operadores
- Emisión de cartas de servicio
- Emisión de boletines de servicio
- Emisión de boletines de servicio de alerta
- Emitir Directivas de Aeronavegabilidad, a través de la F.A.A. de los E.U.A.

En estos documentos aparecen desde sugerencias (los primeros) hasta modificaciones o inspecciones que son necesarias para que el avión pueda volar legalmente. Aún dentro de cada categoría de documentos, la variedad de trabajos que se requieren tienen una incontable variedad: desde inspecciones visuales a una piel externa hasta la remoción y reemplazo de las monturas de los 4 motores de los 747, por ejemplo.

A partir de este punto, en el presente capítulo se mostrarán los esfuerzos de los fabricantes y los operadores para prevenir la degradación de la estructura debido a la fatiga de materiales.

### A. DETALLES ESTRUCTURALES PARA UNA LARGA VIDA

Muchos de los aviones a reacción de transporte de pasajeros son muy parecidos en su exterior. Las diferencias están por dentro. Un ejemplo de esas diferencias en los *jets* de Boeing es la resistencia estructural de las alas, de la cual depende la continuidad en servicio de la aeronave, la resistencia a la fatiga y la seguridad en la operación. La integridad estructural resulta de muchos detalles de diseño: rigidizantes mecanizados en las superficies inferiores y

áreas esculpidas en el interior de los paneles de las superficies inferiores de las alas se hallan entre los más importantes de estos detalles. Pruebas especiales hechas a los detalles de las estructuras de las alas en los aviones comerciales han producido un diseño que es notable por su relación resistencia - peso. Más de 65 secciones separadas del ala fueron probadas en su resistencia estática y para ser resistentes a la fatiga en maquinaria de lo más variada, algunas de las cuales fueron construidas específicamente para éste fin.

Una sección de prueba de un ala convencional falló bajo esfuerzos normales a los 43,000 ciclos de carga (carga y descarga) en los equipos de prueba. Una prueba similar efectuada sobre una sección de ala con juntas estructurales hechas de lámina y rigidizantes maquinados, resistió 230,000 ciclos antes de fallar. A lo largo del programa de pruebas, las construcciones hechas con las *pieles* y rigidizantes mecanizados de Boeing probaron consistentemente tener una resistencia a la fatiga de tres a cinco veces mayor que las estructuras aeronavales convencionales, sin aumentar el peso.

Esta vida de servicio mejorada resulta de una reducción de los niveles de esfuerzo en áreas que normalmente tienen grandes cargas y concentraciones de esfuerzos. El primer paso - usual- para reducir los esfuerzos es añadir metal o "engordar" la parte. Sin embargo, una reducción de esfuerzos (por lo tanto una mejora en la vida de fatiga) sin incrementar significativamente el peso depende de cómo y dónde se añade el metal; esto es el diseño de los detalles de la estructura.

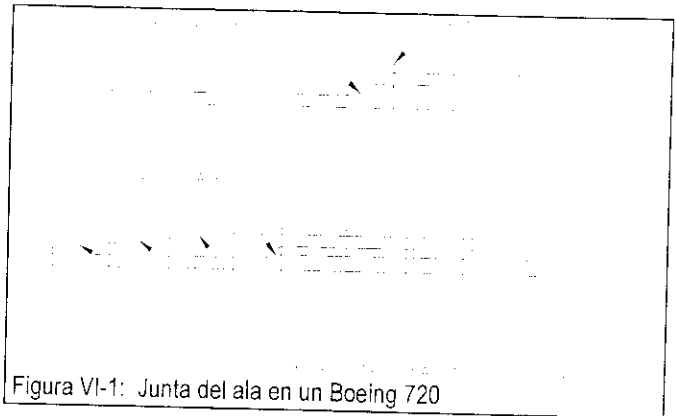


Figura VI-1: Junta del ala en un Boeing 720

Las pruebas de Boeing probaron que una forma eficiente de reducir los niveles de esfuerzos en las juntas consiste en mecanizar o esculpir el metal entre las juntas para permitir que el espesor creciera gradualmente en los lugares donde se necesitara (figura VI-1). En realidad, se requiere una cantidad de pruebas extensa para refinar el diseño y obtener las configuraciones actuales de estas áreas mecanizadas.

Los diseños presentes de las alas son el producto de muchas pruebas hechas a los detalles de diseño. La vida de fatiga mejorada de las juntas en las alas, según se ve en las pruebas, se

atribuye a una transferencia suavizada de cargas y a la eliminación de concentraciones de esfuerzos apreciables. Las estructuras aeronavales resistentes a la fatiga se caracterizan por una vida larga, libre de problemas.

Los reportes recibidos de líneas aéreas que han completado *overhauls* mayores en sus aviones Boeing indican que la resistencia estructural de estos aviones está asegurada por varios años de servicio continuado. Muchos detalles estructurales superiores se incluyen actualmente en los aviones para darles una vida larga, confiable y económica.

## **B. MODIFICACIONES PREVENTIVAS**

Las modificaciones preventivas que se hacen en las estructuras aeronavales consisten en cambiar o reforzar un elemento de la estructura. La decisión de modificar el área surge de las estadísticas de los reportes de daños en esa zona específica que los operadores han generado con el tiempo.

Las modificaciones estructurales pueden ser tan simples como instalar un pequeño ángulo de refuerzo en las intersecciones de algunas vigas, cuyo procedimiento se reduce a remachar o atornillar los refuerzos en su lugar; o tan complicadas como cambiar los soportes de los trenes de aterrizaje principales, lo cual requiere la alineación del ala y del eje de traslación del tren de aterrizaje con un plano longitudinal y perpendicular al nivel del suelo.

El hecho que constantemente se hagan modificaciones preventivas, no implica que las aeronaves sean poco confiables; por el contrario, el programa de modificaciones preventivas muestra que los aviones son confiables porque la fábrica no los abandona cuando salen de la línea de producción. Estos mismos aviones son objeto de programas de investigación mucho más intensos de los que tuvo el programa original de diseño. Esto es así debido a que resulta imposible adelantarse a todos los esfuerzos que tendrá que soportar la estructura o componente instalado en el avión; además, la experiencia con aviones que han estado o están en operación da a los fabricantes una idea mucho más clara de los puntos "débiles" de las aeronaves y de la forma en que pueden eliminarlos.

## **C. ACTUALIZACIÓN DE COMPONENTES MÁS RESISTENTES A LA FATIGA**

Conforme el tiempo transcurre, los operadores de los muy diversos modelos de aeronaves comerciales reportan a la fábrica ciertos daños que son iguales y repetitivos en un componente particular. Si el número de reportes de este tipo acerca de un componente dado son

suficientes, se inicia una investigación de parte del fabricante; esta investigación va desde un cotejo de los reportes para obtener su frecuencia y similitud hasta un rediseño completo del componente en cuestión.

El componente de que se trata puede ser un perfil en ángulo que forma parte del conjunto de las vigas del piso hasta la montura de un tren de aterrizaje. La mayoría de modificaciones de componentes con vistas a evitar la fatiga, generalmente son obligatorias y se convierten fácilmente en A.D.s (Airworthines Directives, Directivas de aeronavegabilidad).

Durante la investigación, tal y como sucede con el fuselaje, un componente sujeto a una cantidad notable de reportes se somete a un ensayo en el cual se le aplican varios miles de ciclos de carga, muy similares a los que debe soportar en servicio, para observar cómo aparece la falla, cómo crece y en qué forma puede llegar a fallar el componente, así como en qué puede afectar a la seguridad del vuelo.

Con toda esta información, los diseñadores pueden revisar lo que pasaron por alto en el pasado y repararlo, avisando a los operadores que deben hacer el cambio entre el diseño antiguo y el nuevo. Incluso cuando el cambio ha sido efectuado, la investigación continúa sobre el nuevo componente de la misma forma como sucedió con el original.

## **D. TÉCNICAS Y PROCESOS QUE EVITAN O RETARDAN LA FATIGA DEL MATERIAL**

### **1. Golpeteo (Shot Peening)**

Desde su introducción hace más de 50 años en procesos de manufactura de válvulas de motores de automóvil, el golpeteo (shot peening) se ha desarrollado considerablemente.

A lo largo de los años, el *golpeteo controlado* se ha convertido en un proceso que se especifica regularmente para prevenir o retrasar la fatiga del material y el agrietamiento por corrosión. El principio básico del proceso es que cuando pequeñas esferas (shots, municiones) son impulsadas contra una pieza con suficiente energía y por suficiente tiempo, la superficie queda cubierta de minúsculas abolladuras trabajadas en frío que se yuxtaponen unas sobre otras.

Estas abolladuras provocan una deformación plástica y la elongación de las fibras superficiales del material, las cuales son soportadas por el material debajo de la superficie, resultando en un esfuerzo residual de compresión en las vecindades de la superficie. Tales esfuerzos eliminan los esfuerzos residuales de tensión dejados por procesos de esmerilado,

tratamientos térmicos, soldaduras, chapados, etc. Más aún, cuando el componente golpeado se sujeta a una carga externa, como un esfuerzo de flexión, el esfuerzo residual de compresión reduce los esfuerzos de tensión en las vecindades de la superficie, que es precisamente donde casi todas las fallas por fatiga se inician.

En palabras sencillas, si la suma algebraica de los esfuerzos de tensión aplicados y los esfuerzos residuales de compresión queda debajo del valor crítico de propagación de las grietas, éstas no se iniciarán. Siendo este el caso, los ingenieros diseñadores necesitan saber los valores extremos esperados de los esfuerzos involucrados, la magnitud de los esfuerzos residuales de compresión y la profundidad a que éstos se encuentran en concentraciones significativas. Para la mayoría de las aleaciones estructurales, estos valores pueden predecirse con precisión a partir de las propiedades mecánicas del material y de los parámetros principales del golpeo: actualmente, se dispone de la asistencia de ordenadores para predecir los esfuerzos residuales de compresión obtenidos mediante el golpeo.

Sin embargo, no existe un método confiable de pruebas no destructivas para verificar el perfil del esfuerzo residual vs. la profundidad obtenido en la práctica, por lo tanto, debe ponerse un mayor énfasis en los procesos de control del proceso de golpeo para que sea uniforme y confiable.

#### **a) Intensidad**

La intensidad del golpeo es una medida de la transferencia de energía cinética de la corriente de municiones a la pieza y es, por lo tanto, una de las variables más importantes en la cuantificación del esfuerzo residual de compresión aplicado a la superficie de la pieza. Es una función del tamaño de la munición, la forma, la dureza, la velocidad y el ángulo de incidencia. El método Almen<sup>10</sup> se utiliza para determinar la intensidad del golpeo mediante la medición de la curvatura permanente que adquiere una tira de acero de resorte SAE 1070 cuando se expone a la corriente de perdigones por un período determinado.

---

<sup>10</sup> EL MÉTODO ALMEN ESTÁ DESCRITO EN LAS NORMAS SAE J442 Y SAE J443

Existen tres tiras Almen estándar, cada una usada para medir diferentes intensidades. La tira A tiene 1.295 mm (0.051 pulgadas) de espesor y se usa para medir intensidades que producen un arco de entre 0.152 mm (0.006 pulg.) y 0.61 mm (0.024 pulg.) de longitud de arco (figura VI-2).

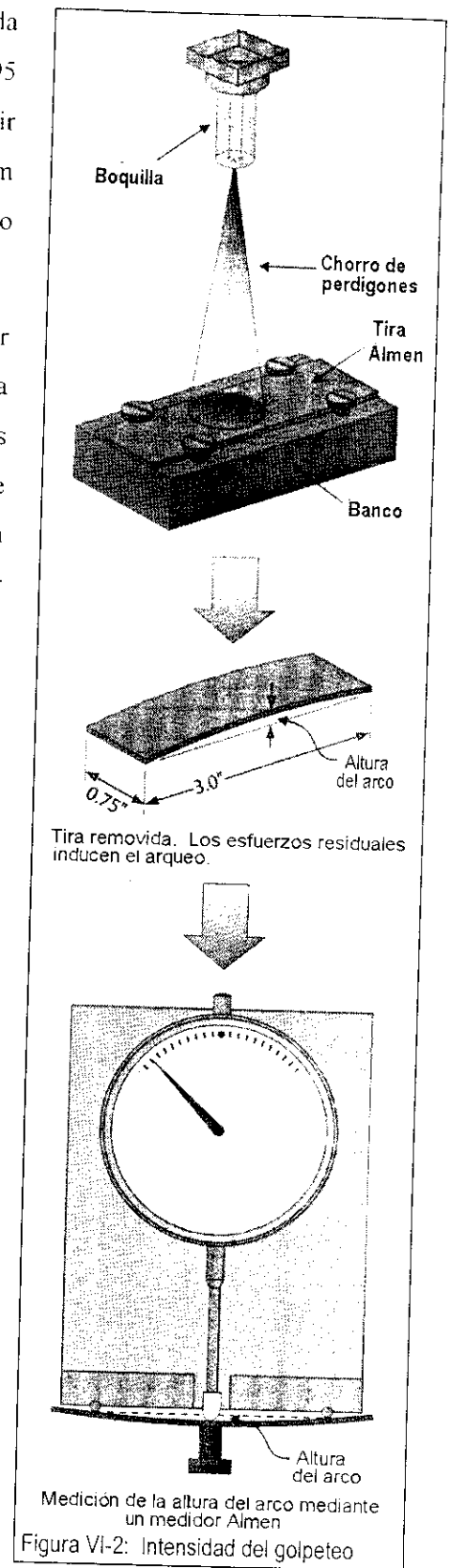
La tira N tiene 0.787 mm (0.031 pulg.) de espesor y se usa para medir intensidades menores; finalmente, la tira C, que tiene 2.388 mm (0.094 pulg.) de espesor es utilizada para intensidades mayores. Las unidades de medida de la intensidad se clasifican según la deflexión real obtenida y el tipo de tira Almen empleada. Por ejemplo, una intensidad de 10 significa una cuerda de arco de 0.010 pulg. (0.254 mm) en una tira A.

Un concepto importante al hablar de intensidad es la saturación. La saturación se define por el primer punto en una curva de cuerda de arco vs. tiempo de exposición, cuando al duplicar el tiempo de la exposición produce un aumento en la cuerda del arco menor al 10%. En la práctica, la intensidad se establece normalmente al colocar varios sujetadores para tiras sobre una pieza simulada de trabajo y verificando la saturación en cada tira.

#### b) Cobertura

El acabado superficial de la pieza queda completamente destruido por el golpeteo con perdigones. Para verificar que la cobertura requerida ha sido lograda es normal utilizar inspecciones visuales modestamente aumentadas (10x). La exactitud de estas inspecciones depende de la habilidad y experiencia del inspector.

Un método alternativo de verificación de la



cobertura requiere la aplicación de un líquido penetrante fluorescente antes del golpeteo. Al final del proceso, la pieza se examina con luz ultravioleta para establecer si aún hay áreas con el líquido penetrante, el cual debería ser expulsado por el continuo golpeteo. Coberturas de más del 100% se pueden obtener utilizando tiempos de exposición que sean múltiplos del tiempo requerido para obtener el 100% de cobertura.

### c) *Asistencia de Ordenadores*

En los años recientes, el control de los procesos de golpeteo con perdigones ha dado un paso adelante con la introducción de sistemas computarizados de golpeteo. Estos sistemas están diseñados para monitorear, controlar y documentar parámetros críticos del proceso, tales como el flujo de perdigones en cada tobera, rotación y traslación de la pieza trabajada, tasas de acercamiento / alejamiento de la tobera a la pieza, distancias entre la tobera y la pieza, tiempo de exposición y tiempo de ciclo (lapso aproximado entre un golpe y otro).

Por lo menos una vez por segundo, el ordenador compara cada parámetro del proceso con los límites programados para un trabajo específico. Cuando detecta una desviación de esos parámetros, la operación se detiene inmediatamente y el motivo se despliega en el panel de control. Después de que la acción correctiva ha sido efectuada, el proceso arranca de nuevo en el mismo lugar en que fue suspendido. La información recolectada durante el proceso se almacena en una computadora maestra y constituye el registro permanente del trabajo hecho.

Ya sea que el proceso de golpeteo se lleve a cabo automáticamente o no, la asistencia de especialistas en *shot peening* es necesaria. Estos especialistas eligen el tipo, dureza y tamaño de los perdigones; además, ellos definen las áreas que deben trabajarse, las que deben cubrirse, áreas opcionales de trabajo y las que deben trabajarse en disminución. Adicionalmente, ellos son quienes definen la verificación del rango de la intensidad en cada posición así como la cobertura requerida y las especificaciones del golpeteo con perdigones.

## 2. **Agujeros trabajados en frío**

El espaciado y la orientación de los agujeros, respecto de la dirección de las cargas en una zona determinada, pueden tener un efecto importante en la concentración relativa de esfuerzos. En la figura VI-3 se puede ver la concentración relativa de esfuerzos para varias configuraciones de agujeros dobles, comparados con un agujero solo.

Los agujeros dobles, o escasamente espaciados, paralelos a la dirección de la carga, pueden llegar a dar buenos resultados, mientras que los agujeros dobles que se encuentren perpendiculares a la dirección de la carga tienen un efecto muy negativo sobre la resistencia a la fatiga de la estructura.

Las características de fatiga de un agujero pueden cambiarse radicalmente al modificar la configuración del agujero terminado. La figura VI-4 muestra el cambio en la expectativa de

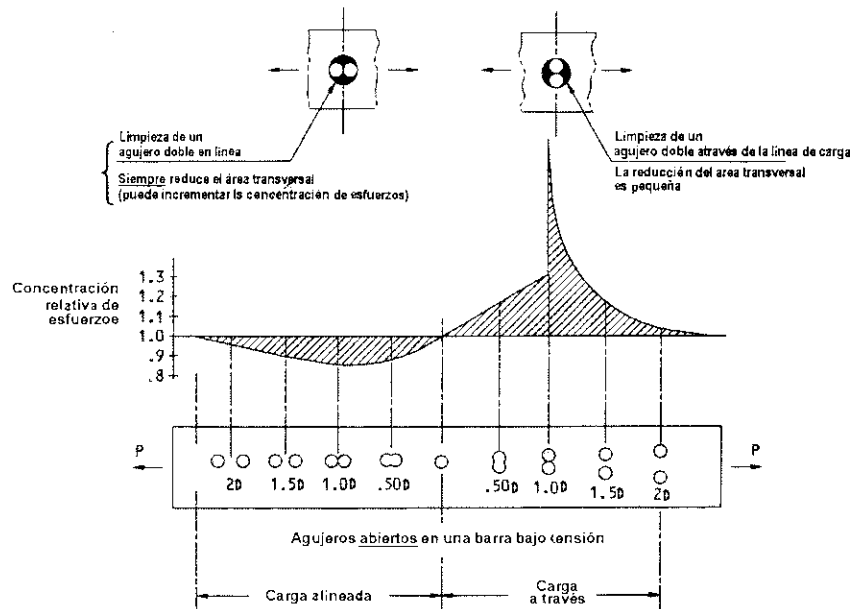


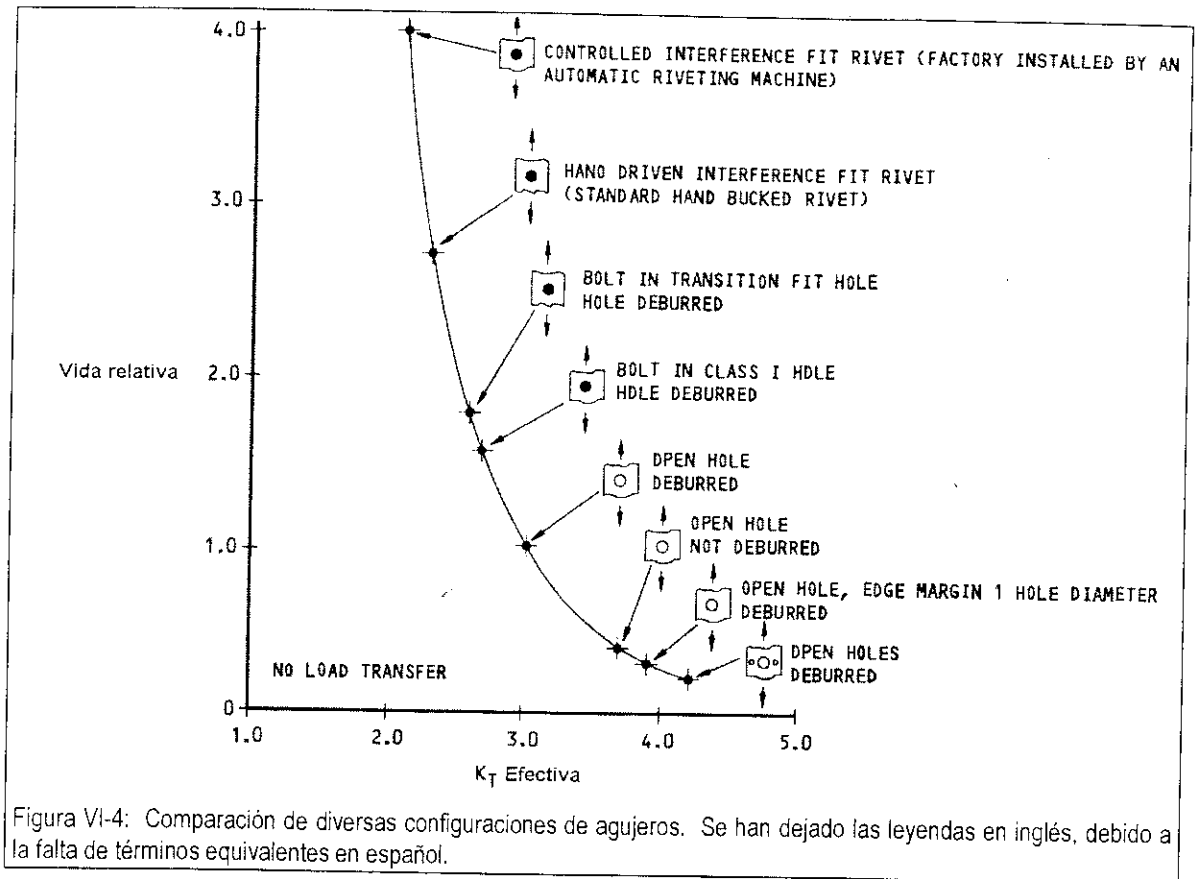
Figura VI-3: Configuraciones de agujeros mal perforados

vida que ocurre cuando la configuración del agujero es modificada a partir de una base: un agujero pasado limpio.

Este cambio en la expectativa de vida va de 20% de la base cuando se usa una tuerca con chapa hasta 400% para un agujero encamisado con un remache de interferencia controlada.

El método más efectivo para proteger agujeros de grietas causadas por fatiga consiste en trabajarlos (expandirlos) en frío. Este procedimiento se basa en el hecho observado de que las grietas de fatiga se propagan solamente en áreas de esfuerzos cíclicos de **tensión** y no en áreas de esfuerzos de compresión.

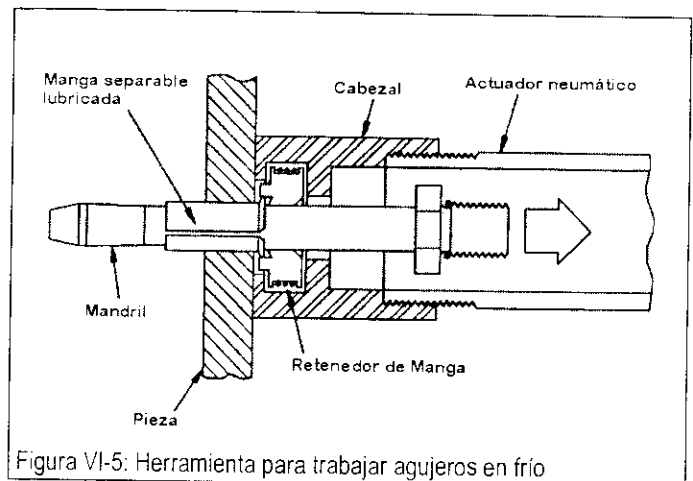
El proceso de expansión en frío introduce un esfuerzo residual de compresión en el metal que rodea un agujero. Como estos esfuerzos residuales de compresión deben hacerse por medio



de un esfuerzo de tensión, debe usarse un escudo que absorba el esfuerzo de tensión y transmita sólo la deformación que introduce el deseado esfuerzo residual de compresión en el agujero.

Para efectuar la expansión en frío, se utiliza un actuador hidráulico o neumático que mueve una herramienta biselada (mandril) a través de un buje abierto y lubricado, que ha sido deslizado por el agujero. El agujero entonces es trabajado en un segundo de tiempo, el buje deformado se descarta, y el agujero ya trabajado se puede acabar para darle la dimensión exacta que se requiere para el sujetador correspondiente (ver figura VI-5).

El trabajo en frío del agujero crea una zona de esfuerzos residuales de compresión; típicamente un área circular con un espesor muy cercano a la mitad del diámetro del agujero. Una zona de tensión se crea también fuera de la zona de compresión, pero



como esa tensión es interna, no provoca problemas de fatiga

De esta forma, la vida de fatiga de un agujero para un sujetador se mejora de 3 a 10 veces, permitiendo diseñar procedimientos de construcción o reparación más durables.

Como a lo largo del agujero se forma un anillo "comprimido", es posible agrandar un agujero sin necesidad de trabajarlo. Cada fabricante recomienda ciertos valores de sobremedida los cuales permiten que el agujero tenga sus bordes dentro de la zona de esfuerzos residuales de compresión.

### **E. EJEMPLO ILUSTRATIVO: BOEING COMMERCIAL AIRCRAFT CORPORATION.**

La industria aeronaval tiene un excelente récord de seguridad. Para la estructura de los aviones, esto se obtiene al poner especial atención a los siguientes aspectos:

- Diseño de los detalles
- Pruebas
- Manufactura
- Mantenimiento
- Procedimientos de inspección

En Boeing - y en toda la industria aeroespacial - todos estos aspectos estructurales han sido mejorados durante las recién pasadas décadas. Durante este tiempo, los requerimientos legales que establecen los estándares mínimos de diseño han evolucionado también. Como resultado, los aviones de hoy en día son más durables, tolerantes al daño y resistentes a la corrosión que los modelos predecesores.

El principal reto de la industria aeronaval, actualmente, es cómo integrar exitosamente los requerimientos de seguridad y los estándares de diseño con las actividades operacionales. Enfrentar este reto garantizará la operación segura y económica de los aviones.

En las siguientes páginas se presentará, a *grosso modo*, las mejoras estructurales de Boeing, tanto en diseño como en tecnología. Estas mejoras aseguran una continua aeronavegabilidad de los aviones con un impacto económico mínimo para los operadores. También se mostrará cómo estos adelantos son el resultado de un proceso formal y sistemático. Finalmente, se proveerán varios ejemplos de mejoras del rendimiento estructural en durabilidad, tolerancia al daño y resistencia a la corrosión.

## 1. El proceso de mejoras estructurales de Boeing

El proceso de mejoras estructurales de Boeing se compone de los siguientes elementos esenciales:

1. Pruebas y experiencia en servicio
2. Desarrollo de estándares tecnológicos.
3. Implementación en el diseño de las lecciones obtenidas de la experiencia

El proceso es continuo, vivo: según las mejoras se identifican, son implementadas en el avión inmediato en producción. A lo largo de los años, las fábricas de Boeing han completado más de 7,400 jets comerciales, que constituyen la familia Boeing de aeronaves. Basándose en características estructurales, esta familia tiene tres generaciones:

### a) *Primera Generación:*

La primera generación de transportes jet fue diseñada en los años 50's y 60's. Estos son el 707, 727 y los primeros modelos de 737 (-100 y -200) y 747 (-100, -200, -300 y SP). Estos aviones se caracterizan por un diseño principalmente dedicado a la resistencia y a la seguridad de falla. La estructura está diseñada con fuerza y redundancia suficiente para soportar en forma segura la carga que se produciría si un elemento estructural primario falla.

### b) *Segunda Generación:*

La segunda generación de transportes jet de Boeing son los 757, 767 y los modelos actuales de 737 (-300, -400, -500) y de 747 (-400). Adicionalmente a la fuerza y la seguridad en caso de falla requeridos para la primera generación, estos aviones se caracterizan por la incorporación de estándares de tolerancia de daños y durabilidad en el diseño. La estructura ha sido diseñada además, para volar con seguridad con un nivel de daño definido y un programa de inspecciones planeado que provee suficientes oportunidades para detectar el daño antes de que llegue al nivel definido.

### c) *Tercera Generación:*

La tercera generación de los transportes jet son el 777 y la siguiente generación de 737 (-600, -700, -800). Estos, adicionalmente a las características de las generaciones anteriores, incluyen en el diseño mejoras significativas en la prevención y control de la corrosión.

Según se desarrollan actualizaciones en el diseño, éstas se van incorporando en la producción de los aviones. Así, el proceso de mejora estructural es un proceso vivo y continuo en Boeing. La siguiente es una pequeña discusión del proceso en cuestión:

## **2. Pruebas y experiencia en servicio**

El principal elemento del proceso es la obtención de información sobre el rendimiento estructural. Esta información viene de las pruebas de fatiga a escala natural; las inspecciones que se hacen luego, desarmando completamente la sección probada en servicio; y programas de vigilancia para aviones que envejecen. La información de rendimiento estructural da validez al diseño como método de aseguramiento de la seguridad, así como de la economía de operación de la aeronave.

### ***a) Pruebas de fatiga a escala natural***

Las pruebas de fatiga de escala completa, forman una parte importante de la obtención de información de rendimiento estructural en Boeing (tabla 1). Adicionalmente a validar los conceptos de diseño aplicados en el avión, la prueba de fatiga se usa con frecuencia para identificar acciones preventivas de mantenimiento para la flota, sin importar si las pruebas se hacen al mismo tiempo que se certifica el nuevo modelo o si se hacen en una estructura sacada del servicio activo.

El Objetivo de Servicio para el Diseño (DSO, por sus siglas en inglés) es el número de vuelos que un comprador experimentará en 20 años de servicio. Durante este tiempo, la estructura primaria está diseñada para permanecer libre de grietas (causadas por la fatiga), con un alto nivel de confiabilidad. Las pruebas de fatiga a escala completa generalmente cubren el doble del DSO mínimo. En toda la historia de pruebas de este tipo en los aviones de la familia Boeing, ha habido dos excepciones: los 727 y los 747.

El 727 fue originalmente probado en fatiga hasta su DSO de 60,000 ciclos de vuelo. Sin embargo, aproximadamente hace dos años<sup>11</sup>, Boeing adquirió un 727 con 47,000 ciclos de vuelo, el cual fue probado 123,000 ciclos más.

El 747 fue originalmente probado para su DSO de 20,000 ciclos. Igual que en el caso del 727, Boeing compró un 747 con 20,000 ciclos acumulados y probó el fuselaje en fatiga por 20,000 ciclos adicionales. Más aún, las dos secciones anteriores del fuselaje del 747-400 (mejoradas notablemente respecto de los diseños anteriores) fueron probadas con esfuerzos cíclicos de presurización 60,000 veces, lo cual representa el triple del DSO.

Estas pruebas adicionales de fatiga confirmaron que, tanto las estructuras de los 727 como la de los 747, poseen una durabilidad excelente. Los puntos de interés encontrados durante estas pruebas se manejan por medio de las publicaciones existentes de servicio al consumidor (Service Bulletins, Service Letters, etc.).

**b) *Inspección detallada de estructuras en servicio***

La inspección detallada (desarmando el avión) de aviones en servicio, es otra parte del programa de recolección de información de rendimiento estructural. Para esto, Boeing compra aviones con altos niveles de uso, y luego los desarma para inspeccionarlos. Esto permite un detallado aseguramiento de la integridad estructural.

Para probar los aviones y componentes principales por fatiga, y efectuar las inspecciones detalladas, generalmente se requieren preparativos e instalaciones extensos.

**c) *Programas de vigilancia para aviones que envejecen***

El propósito del programa de Vigilancia de Aviones que Envejecen (Aging Fleet Program) es obtener información del rendimiento estructural de los aviones en diferentes ambientes de mantenimiento y operación. Típicamente el programa involucra a un equipo de seis especialistas de estructuras de Boeing, quienes vigilan un avión con mucho tiempo de vuelo durante un servicio estructural pesado de mantenimiento normal, los cuales llamaremos "chequeos"<sup>12</sup>. Boeing inició este programa en 1987 y, a la fecha, se han visto los de 185 aviones de 95 operadores (aerolíneas). Los aviones revisados incluyen todos los modelos, excepto los 777, que entraron en servicio a mediados de 1995.

---

<sup>12</sup> ANGLICISMO DERIVADO DE LA PALABRA "CHECK", QUE ES UTILIZADA PARA DESIGNAR LAS DIFERENTES ETAPAS DEL CICLO DE MANTENIMIENTO DE LAS AERONAVES. ES EL TÉRMINO UTILIZADO NORMALMENTE POR LAS PERSONAS RELACIONADAS CON EL MANTENIMIENTO DE AERONAVES.

### 3. Desarrollo de estándares de tecnología

El segundo elemento del proceso de mejoras estructurales de Boeing es el desarrollo de nuevos estándares de tecnología de estructuras. Desde el principio de los años 70's, Boeing ha dedicado sus esfuerzos a desarrollar métodos y materiales que mejoran la capacidad de análisis de estructuras nuevas y antiguas.

Las cantidades significativas de pruebas llevadas a cabo, sirvieron como verificación del desarrollo de nuevos estándares de tecnología. Estas pruebas incluyeron pruebas de fatiga de escala completa y de los componentes, así como inspecciones minuciosas. También fueron probados pequeños especímenes de materiales candidatos a incluirse en las estructuras.

Los primeros estándares que fueron desarrollados fueron los de durabilidad, y fueron seguidos por los de tolerancia de daños. Estos dos estándares fueron incorporados en el diseño de la segunda generación de aviones, los 757 y 767. Los estándares de Boeing para tolerancia de daños fueron utilizados para certificar a los 757 y 767 como tolerantes de daño. Esta tolerancia de daños fue certificada por la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (F. A. A., por sus siglas en inglés) y fue incorporada en los Documentos de Inspección Suplementaria para los programas de flota que envejece para los Boeing 707, 727, 737 y 747.

Desde los inicios de los 70's, la corrosión ha sido reconocida como uno de los factores dominantes en las actividades de mantenimiento e inspección de las aerolíneas. Boeing ha dedicado una gran cantidad de recursos para desarrollar estándares de tecnología en las áreas de prevención y control de la corrosión<sup>13</sup>. Como resultado del desarrollo de estándares respecto de la corrosión, se ha ampliado la cobertura y estos estándares han sido incorporados en las líneas de producción de todos los aeroplanos actualmente en producción, así como en los Aging Fleet Structures Work Groups<sup>14</sup>.

Por ejemplo, los 757 y 767 fueron probados al doble de su vida útil de diseño (DSO) en ciclos de vuelo; técnicas mejoradas de prueba permitieron terminar estas pruebas en menos tiempo del que tomó probar los 747, justamente a su DSO en ciclos de vuelo.

---

<sup>13</sup> VER "CORROSION PREVENTION AND CONTROL PROGRAMS" BOEING AIRLINER, JANUARY-MARCH, 1996.

<sup>14</sup> VER ANTECEDENTES DE LA PREVENCIÓN DE LA FATIGA EN LAS AEROLÍNEAS DEL MUNDO, EN EL CAPÍTULO II DEL PRESENTE DOCUMENTO.

Incluso, los cambios de diseño identificados en las pruebas de fatiga de los 757 y 767 en dos DSO en ciclos son mucho menos que los hallados para el 747 en su prueba de un DSO. Estas mejoras fueron posibles porque los estándares de durabilidad fueron incorporados al diseño original de los 757 y 767.

Otra parte del desarrollo de nuevos estándares de tecnología en Boeing, lo constituye la investigación en materiales. Con materiales tecnológicos convencionales, -aluminios de aleaciones de las series 2000 y 7000- la resistencia a la fractura (tenacidad) disminuye a medida que el esfuerzo de fluencia aumenta. Con la nueva tecnología, las aleaciones avanzadas de aluminio proveen una resistencia mayor a la fractura y/o esfuerzos de fluencia superiores a sus contrapartes convencionales. Por ejemplo, la aleación de aluminio 2524-T3 fue desarrollada para usarse en la *piel* exterior del 777. La resistencia a la fractura ( $K_{APD}$ ) de esta aleación es mayor que la del aluminio 2024-T3, utilizada en las pieles de modelos anteriores.

De igual manera, los paneles superiores de las alas en los 757, 767, 737-300, -400, -500 y en los 747-400, están hechos de aluminio 7150; esta aleación tiene una resistencia a la fractura mayor así como un punto de fluencia más alto comparado con el aluminio 7075-T651 utilizado anteriormente. En la última generación de aviones (777, 737-600, -700, -800), los paneles superiores de las alas están hechos de aluminio 7055 que es una versión mejorada del 7150.

En comparación con los materiales metálicos, los materiales de compuestos avanzados ofrecen ventajas potenciales en peso estructural, durabilidad, tolerancia al daño y resistencia a la corrosión. Sin embargo, dos retos grandes deben resolverse antes de obtener esos beneficios en las flotas de aviones comerciales alrededor del mundo:

- Costo inicial elevado
- Falta de operación comprobada en servicio comercial, incluyendo reparaciones y mantenimiento.

Los estándares de tecnología de Boeing en compuestos avanzados está dirigida a superar estos obstáculos. La intención es implementar progresivamente los compuestos en elementos de estructuras primarias de una manera que sea competitiva con la tecnología actual en técnica de metales, tanto en rendimiento como en costos.

Como su primer paso en esta implementación progresiva, Boeing seleccionó materiales compuestos para las estructuras de los estabilizadores horizontales y verticales en el diseño del 777<sup>15</sup>.

A través de investigación y desarrollo se obtuvo la utilización de materiales avanzados, metálicos y compuestos, en la construcción del 777. Este avión ha utilizado más materiales estructurales avanzados que cualquier otro avión contruido por Boeing, como se puede ver en la figura VI-6.

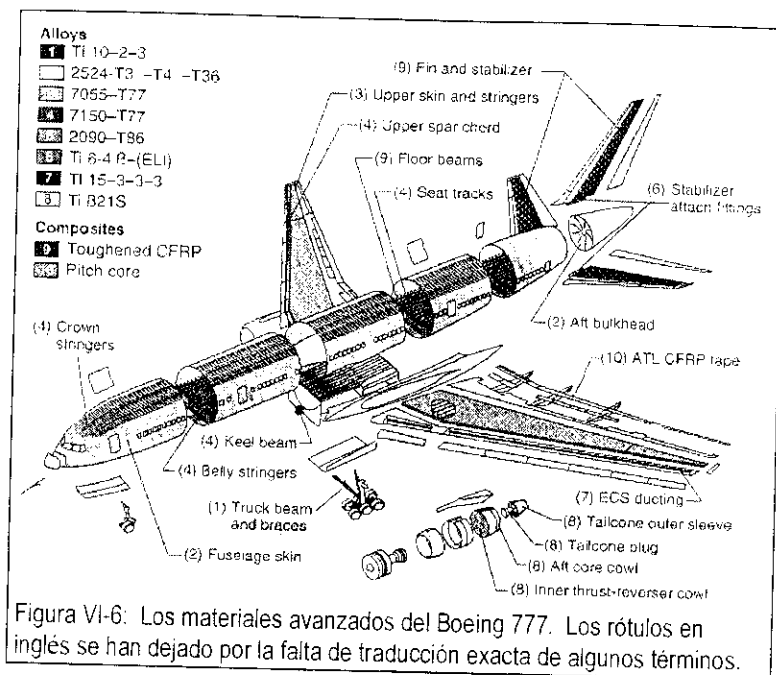


Figura VI-6: Los materiales avanzados del Boeing 777. Los rótulos en inglés se han dejado por la falta de traducción exacta de algunos términos.

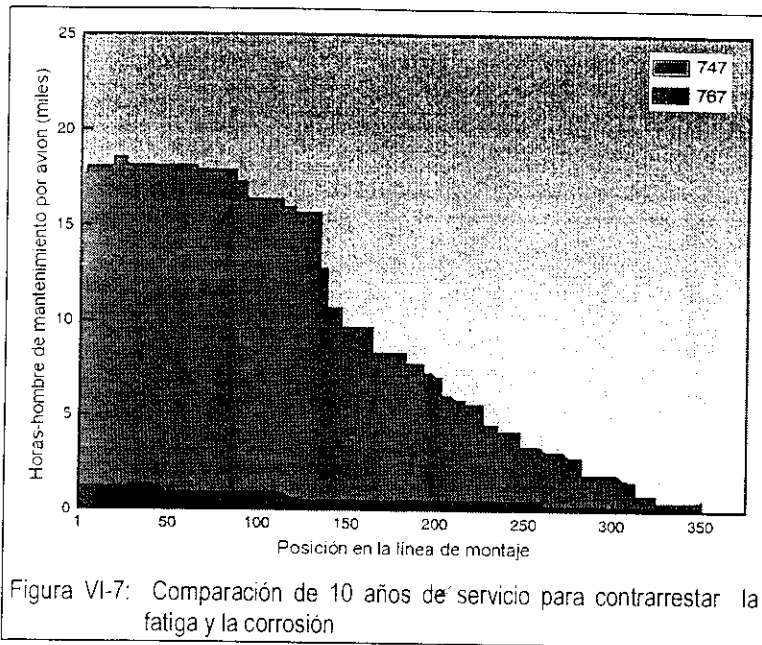
#### 4. Implementación de las Lecciones de Diseño aprendidas con la Experiencia

El tercer elemento del proceso de mejoras estructurales de Boeing es la implementación de los diseños mejorados basados en las lecciones aprendidas de las prácticas previas de diseño, así como de las nuevas tecnologías disponibles. Estos diseños mejorados se implementan en los aviones que se hallan en producción tan pronto como es posible.

Por ejemplo, en el área de diseño de la prevención y control de la corrosión, se ha detectado e incorporado un cierto número de mejoras de diseño en la producción de los 747. Los aviones que han sido producidos más recientemente, tienen todas las mejoras identificadas al tiempo en que han sido halladas en los componentes sujetos de investigación.

Las mejoras de diseño identificadas para cualquier modelo de Boeing se incorporan también en las líneas de producción, según sea apropiado. Luego, estas modificaciones se implementan en toda la flota por medio de Service Bulletins.

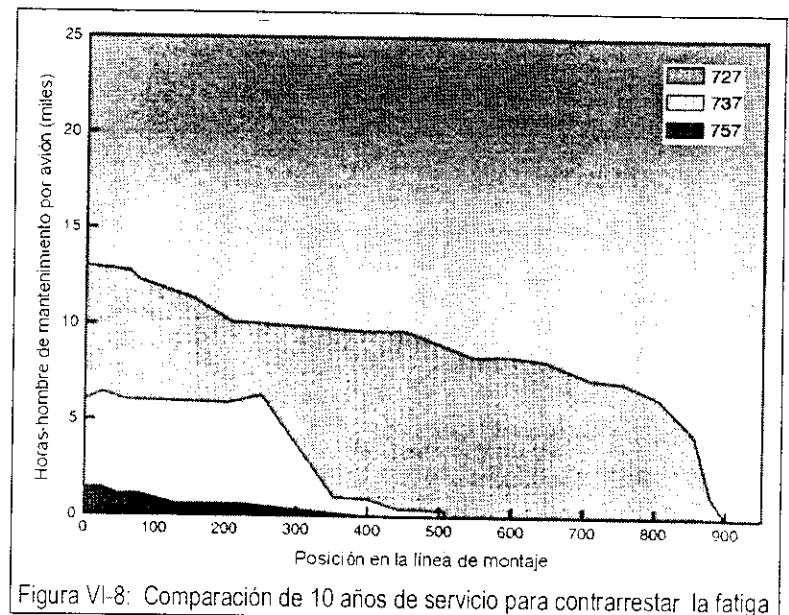
<sup>15</sup> VER "777 SOLID LAMINATE COMPOSITE STRUCTURES" BOEING AIRLINER, JULY-SEPTEMBER, 1995.



Una medida de la efectividad de las mejoras de diseño son las *horas-labor de mantenimiento por avión para combatir la corrosión o la fatiga en los primeros 10 años de servicio*. La figura VI-7 muestra esta medida para comparar dos aviones de fuselaje ancho: los 767 y los 747. Esta figura ilustra dos puntos principales:

- En ambos, 747 y 767, el tiempo de mantenimiento para atender corrosión y fatiga disminuye a medida que aumenta su posición en la línea de producción; los 747 y 767 construidos más recientemente tienen mucho mejor resistencia a la fatiga y a la corrosión.
- La segunda generación de aviones (767) es más resistente a la corrosión y a la fatiga cuando se le compara con los 747 de la primera generación. Estas mejoras son el resultado de la implementación de todas las lecciones aprendidas de las prácticas pasadas de diseño aplicadas a los nuevos aviones.

Las mismas conclusiones se pueden obtener para los aviones de fuselaje normal (figura VI-8). Hay mucho menos trabajo requerido en la segunda generación (757) para mantenimiento por corrosión y fatiga que lo que se requiere en los 727 y 737 de la primera generación.



Un objetivo importante para Boeing es dar apoyo a sus aviones en todo el mundo. El diseño estructural de Boeing y sus mejoras en tecnología tienen un rol vital para alcanzar esta meta. Los aviones generalmente exceden su vida útil de diseño (DSO) y se espera que esta tendencia se mantenga. La aeronavegabilidad debe mantenerse mientras el avión continúe en servicio, por lo cual, las mejoras estructurales y tecnológicas proveen a los operadores medios racionales de obtener esta utilización extendida al desarrollar, bajo los auspicios de los Aging Fleet Structures Working Groups:

- Inspecciones suplementarias
- Programas agresivos de prevención y control de la corrosión.
- Modificaciones estructurales obligatorias.

## **5. Resumen**

Actualmente los aviones producidos en Boeing, tienen un rendimiento estructural sensiblemente mejorado. Son más durables, tolerantes al daño y resistentes a la corrosión que las generaciones previas de aeronaves. Estas mejoras en el rendimiento estructural son el resultado de un proceso continuo de mejoras a todo nivel.

Este proceso identifica mejoras al diseño basándose en estándares de tecnología y experiencia obtenida a lo largo del tiempo de operación, pruebas y técnicas de diseño. Estas mejoras se incorporan en los aviones en producción en cuanto están disponibles.

El proceso de mejoras estructurales ha obtenido su validez de la experiencia en servicio. El proceso da confianza y respaldo más allá de la vida útil de servicio (DSO) original de los aviones con un mínimo impacto económico para los operadores, quienes pueden continuar la aeronavegabilidad de sus aparatos indefinidamente.

## VII. Corrección de Daños causados por Fatiga.

Cuando los daños por fatiga finalmente aparecen, no hay más remedio que efectuar las reparaciones correspondientes. Las reparaciones normalmente son diseñadas por los fabricantes con base en la experiencia que han tenido con fallas por fatiga del material en la zona afectada. Sin embargo, hay muchas ocasiones en que el personal de ingeniería con que cuenta el operador debe hacerse cargo de la reparación: de diseñarla e implementarla.

Cuando esto sucede generalmente se trata de la primera vez que ese tipo de daño en particular aparece en un modelo específico de aeronave<sup>16</sup>. Para el ingeniero que debe diseñar la reparación, existen lineamientos fijados por el fabricante juntamente con organismos legales internacionales -para asegurar la aeronavegabilidad del avión después de la reparación- de tal forma que para cada área específica de la aeronave existe un conjunto de procedimientos que deben tomarse en cuenta; por ejemplo, el espesor de la lámina que debe usarse para hacer refuerzos o parches, el tipo y concentración de fasteners que debe utilizarse, etc.

### A. MODIFICACIONES CORRECTIVAS

Las modificaciones correctivas, por lo general, consisten en reemplazar o retrabajar un elemento de un componente que falla por fatiga.

Usualmente las instrucciones para efectuar estas modificaciones llegan al operador en forma de boletines de servicio o se encuentran incluidas dentro de los manuales de mantenimiento propios de cada aeronave. Estas modificaciones, como se explicó anteriormente, pueden ser tan sencillas como cambiar un buje por otro de un material o diseño más resistente a la fatiga, hasta el cambio de los paneles de la piel exterior de la aeronave.

La gran mayoría de las reparaciones o modificaciones correctivas que involucran daños causados por fatiga del material se pueden evitar por medio de un adecuado programa de mantenimiento que siga los lineamientos del fabricante en cuanto al tratamiento de la aeronave para contrarrestar los efectos de la fatiga del material. Estos programas de mantenimiento incluyen procedimientos para hacer que el avión al llegar a su meta de diseño esté aún en

---

<sup>16</sup> INCLUSO ENTRE DIFERENTES SERIES DEL MISMO MODELO LAS DIFERENCIAS ESTRUCTURALES SON SUFICIENTES COMO PARA QUE LA MISMA FALLA NO SE DÉ: POR EJEMPLO, UNA FALLA TÍPICA DE LOS 737-200 PUEDE NO APARECER JAMÁS EN UNO -300

condiciones de ser utilizado dentro de las normas de seguridad -muy estrictas- que imponen los organismos reguladores de la aviación.

Sin embargo, en muchos casos, a un operador le toca descubrir por primera vez un daño por fatiga y debe consultar al fabricante para obtener un procedimiento de reparación avalado por la fábrica. En estos casos también se debe hacer del conocimiento de las autoridades de aeronáutica civil que la reparación se va a hacer y que está legalmente aprobada para ser instalada en ese avión en particular. Esto conlleva la consulta a organismos internacionales que regulan la aeronavegabilidad, tales como la ATA, la FAA, etc.

Si resultara que el daño descubierto por primera vez por un operador sea de tal importancia que llegue a comprometer la aeronavegabilidad del aparato, la fábrica iniciará una investigación para determinar qué tan frecuente es el daño en cuestión y lo que otros operadores podrían hacer de encontrarse en una situación semejante. El proceso termina al emitir un boletín de servicio donde se detalla el procedimiento para reparar el daño o para evitarlo, si aún no ha ocurrido.

## VIII. Conclusiones

Con toda la información expuesta anteriormente, con base en la experiencia de los operadores de aeronaves comerciales alrededor del mundo, publicaciones especializadas y la observación de cerca de cómo funcionan los programas de mantenimiento que proveen las fábricas de aviones, se obtienen las siguientes conclusiones:

1. La fatiga del material es inherente al mismo. Aunque unos materiales sean más resistentes a la fatiga que otros, al final todos los materiales de ingeniería están sujetos a sufrir una grieta o fractura causada por la fatiga del material si por las condiciones de trabajo se halla expuesto a ello.
2. Es posible evitar que un componente dado falle por fatiga mediante una geometría muy bien calculada. Sin embargo, en el caso de las aeronaves, por la tremenda complejidad de sus sistemas siempre se encontrarán piezas que fallan por fatiga. No por tener un mal diseño, sino porque es imposible adelantarse a todas las situaciones de carga que encontrará durante su vida útil de servicio.
3. Por causa de lo expuesto en el punto anterior, es necesario mantener un programa de mantenimiento que permita modificar constantemente los aviones para actualizarles los últimos adelantos en materia de prevención de daños por fatiga. Este programa realmente comienza desde que el avión está siendo diseñado, para permitir la intercambiabilidad de componentes con relativa facilidad y es constante, ya que a la fecha aún se experimenta con fuselajes de aviones fabricados a fines de los años 50's.
4. Para mantener la aeronavegabilidad es importante contar con inspecciones constantes en todos los componentes de un avión sujetos a esfuerzos cíclicos pues una falla por fatiga, apenas visible en sus inicios, puede causar una catástrofe si se le deja crecer sin control y se encuentra ubicada en un componente de cuya integridad depende la seguridad del vuelo.
5. Para saber si un avión está en condiciones de presentar daños por fatiga, se lleva un control muy estricto de la edad de los componentes y estructuras. Saber exactamente cuánto tiempo lleva el avión en servicio desde el momento en que dejó la fábrica hasta el día corriente es útil para dar seguimiento al programa de prevención de

- daños por fatiga, el cual sugiere acciones preventivas, que deben llevarse a cabo cuando o antes que la aeronave llegue a un cierto número de ciclos de vuelo.
6. La edad de los aviones se mide mejor en ciclos de vuelo, para aplicaciones relacionadas con la fatiga del material. Puesto que la fatiga se define en términos de ciclos de carga, la mejor forma de llevar el control de ello en un avión es contando los ciclos de vuelo que ha efectuado.
  7. Todos los fabricantes de aviones actualmente tienen como una de sus metas primordiales evitar o eliminar los efectos de la fatiga del material en sus productos. Esto se lleva a cabo mediante investigaciones exhaustivas en fuselajes de aviones sacados de servicio con el objeto único de experimentar con ellos. El desarrollo de las nuevas técnicas de manufactura, así como materiales completamente nuevos (metálicos y compuestos) van encaminados en la misma dirección: eliminar el daño por fatiga de la lista de los más importantes en el mantenimiento de los aviones.
  8. La experiencia con la fatiga de materiales en la aviación comercial puede ser utilizada en otros campos donde se utilicen los mismos materiales para la construcción de maquinaria. Incluso en las aplicaciones que usen materiales diferentes, puede inferirse el comportamiento de un componente de forma similar o bajo cargas semejantes a las condiciones que se dan en un avión.

## IX. Bibliografía

- Aviation Industry Press **Aircraft Technology Engineering & Maintenance**, Feb.-Mar. 1996.  
Headley Brothers, Ltd. London.
- Aviation Industry Press **Aircraft Technology Engineering & Maintenance**, Oct.-Nov. 1995.  
Headley Brothers, Ltd. London.
- Boeing Commercial Airplane Corporation **737 Service Bulletins (varios)** Boeing Commercial  
Airplane Group. Seattle, WA.
- Boeing Commercial Airplane Corporation **Structural Integrity Awareness** Maintenance  
Training Boeing Commercial Airplane Group. Seattle, WA.
- Boeing Commercial Airplane Corporation **Structural Repair Course for Airline Engineers**  
**1995** Maintenance Training Boeing Commercial Airplane Company. Seattle, WA.
- Boeing Commercial Airplane Corporation **Structural Repair Course for Airline Engineers**,  
**1988**. Boeing Commercial Airplane Group. Seattle, WA
- Boeing Commercial Airplane Corporation **Structural Repair Manual, Revision No. 67** Boeing  
Commercial Airplane Group, 1995. Seattle, WA.
- Boeing Commercial Airplane Corporation **Airliner Magazine**, Feb. 1959; Abr.-Jun. 1996.  
Boeing Commercial Airplane Group. Seattle, WA.
- Federal Aerospace Administration (F. A. A.) **Airworthiness Directives (varios)** F. A. A. up to  
1996
- Johnson, B. **Widespread Fatigue Damage (WFD) Issue** Boeing Structures Conference 1996  
Boeing Commercial Airplane Group, 1996. 8 pp.
- Sterer, H. G. & J. J. Haggerty **Vuelo** Time-Life, 1971. 200 pp
- Stinton, D. **The Anatomy of the Aeroplane**. American Elsevier Publishing Company Inc.,  
1966. New York. 321 pp.
- Thornton, P. A. & V. J. Colangelo **Materiales para Ingeniería** Prentice-Hall, 1987. México,  
D. F. 715 pp.

