

FATIGA EN ESTRUCTURAS AERONAUTICAS ULTIMAS ENMIENDAS AL REQUISITO DE DISEÑO DAÑO POR FATIGA AMPLIAMENTE DIFUNDIDO

Ing. Abel Gontero^a e Ing. Leonardo Venencia^a

^a Dirección de Certificación Aeronáutica – Dirección Nacional de Aeronavegabilidad
Av. Fuerza Aérea Km. 5,5 Córdoba- Argentina
Email: certcba@arnet.com.ar

RESUMEN

Siendo una de las funciones de la Dirección de Certificación Aeronáutica, perteneciente a la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, la certificación del diseño de aeronaves, motores y hélices fabricadas en el país y en el extranjero; se consideró importante, dentro del marco del entrenamiento en el trabajo de los profesionales, realizar una investigación bibliográfica sobre un aspecto muy importante en el diseño de aeronaves, el cual es el comportamiento a fatiga de las estructuras, y dentro de este gran universo se concentraron los esfuerzos en el tema “daños por fatiga ampliamente difundidos”.

Por consiguiente el principal objetivo de esta investigación fue que los jóvenes profesionales, especialistas en estructuras aeronáuticas de la Dirección de Certificación Aeronáutica, alcancen a través de esta investigación bibliográfica un conocimiento teórico y práctico adecuado de este fenómeno de tal forma de poder aplicarlo en la aprobación de los diseños y en las funciones de verificación del **mantenimiento de las aeronaves de transporte y de aviación general.**

INTRODUCCIÓN

La fuente principal de información, objeto de esta investigación bibliográfica, fue la provista por la Federal Aviation Administration (FAA) entidad rectora en la verificación del cumplimiento de las regulaciones de diseño (FAR), asimismo se utilizó material de cursos realizados por personal de esta Dirección, y un aporte invaluable a estos conocimientos lo constituye el material extraído por los especialistas en discusiones enmarcadas en procesos de certificación aeronáutica realizados con fabricantes extranjeros y autoridades de aviación civil extranjeras.

De esta forma se pudo realizar un seguimiento desde el nacimiento del problema estructural manifestado en diversos accidentes o incidentes aeronáuticos pasando por todas las medidas adoptadas para minimizarlos hasta desembocar en la enmienda 25-96 a la FAR del año 1998 que prescribe las acciones a cumplir por el diseñador para evitar este tipo de accidente/incidente.

ANTECEDENTES

En la República Argentina, a través del Decreto N° 1496/87 del Poder Ejecutivo Nacional en el año 1989, se le otorgó a la DNA la potestad de administrar la regulación y por lo tanto ésta adoptó los requisitos de diseño utilizados por la FAA, o sea, las regulaciones FAR. Esto fue debido a que Estados Unidos es uno de los países con mayor experiencia en diseño y certificación de aeronaves y además las FAR son compatibles con las principales regulaciones de diseño de los países productores de aeronaves (EASA- Comunidad Europea, NLG- Rusia, RHBABrasil, etc.); a estos requisitos se los denominó DNAR, siendo enmendados automáticamente cuando lo hace la FAA. Por lo tanto la Dirección de Certificación Aeronáutica tiene que actualizarse siguiendo los pasos de la autoridad que produce las enmiendas a medida que surgen nuevas tecnologías, desarrollos, investigaciones, etc.; como así también enmendar las regulaciones para incrementar los niveles de seguridad.

Un caso, precisamente que reveló falencias en un punto específico de la FAR Parte 25, la Sección 25.571 “Tolerancia al Daño y evaluación de la estructura a Fatiga” fue el accidente sucedido en Abril de 1988 en una aeronave Boeing 737-200 de la empresa Aloha Airlines, el mismo fue vinculado a la fatiga. En este accidente la aeronave sufrió una desintegración parcial en vuelo de su estructura, donde se desprendieron aprox. 5,5 m. de la sección superior de la parte delantera del fuselaje. La aeronave había entrado en servicio en Abril de 1969 y había acumulado 35,496 horas y 89,690 ciclos de vuelo. En la Figura 1 se observa el daño sufrido en la Aeronave.

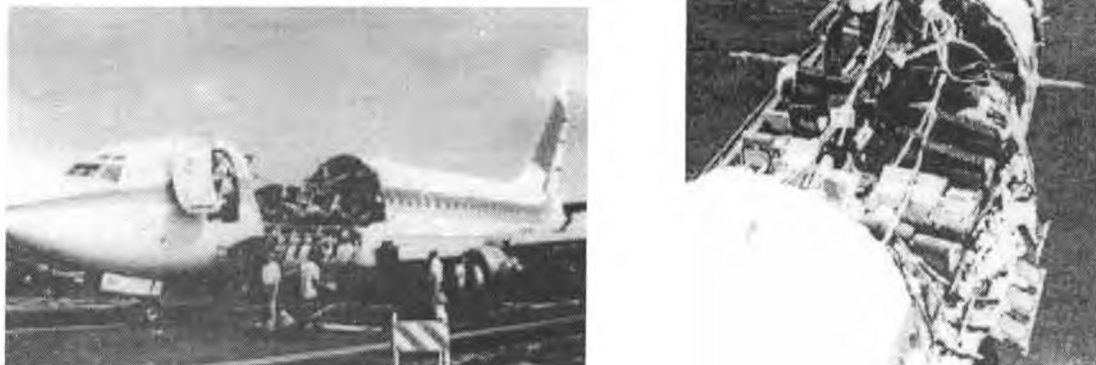


Figura 1. Fotos del Accidente de la Aeronave de Aloha Airlines.

Varios casos similares han ocurrido en flotas de Aviones de transporte desde el Accidente de Aloha Airlines, (que más adelante veremos fueron atribuidos al daño ampliamente difundido por fatiga – WSD) algunos ejemplos son:

- Falla en vuelo de los elementos de sujeción de larguerillos del mamparo de presión trasero de un Lockheed L-1011.
- Grietas encontradas en el mamparo de presión trasero de un McDonnell Douglas DC-9.
- Grietas en uniones solapadas “LapJoints” encontradas en Aeronaves Boeing Modelos 727 y 737.
- Grietas en diversas zonas de la estructura en Aeronaves Boeing Modelos 747 Series.

Es muy común que accidentes o incidentes, luego de determinarse fehacientemente las causas de los mismos, sean el disparador de importantes enmiendas a las normas de diseño; entre ellos podemos citar el caso del AVRO 748 de YPF que se estrelló en Neuquén en Febrero de 1970 por desprendimiento de un ala, este accidente fue el comienzo del cambio del concepto de “safe life” a daño tolerado (Enmienda 45 al FAR Parte 25 Sección 25.571- Año 1978).

Dada la importancia de este emblemático accidente, (el del B 737-200 de Aloha) por sus consecuencias en los conceptos del diseño a fatiga y los años de investigación que dedicó la autoridad de diseño para determinar las causas e implementar las medidas correctivas; se consideró de utilidad para esta Dirección realizar esta investigación bibliográfica sobre el mismo.

DESARROLLO.

A continuación se realizará una síntesis de las principales acciones implementadas por la autoridad de diseño “Federal Aviation Administration (FAA)”, conjuntamente con la autoridad investigadora “National Transportation Safety Board (NTSB)” del accidente y la industria aeronáutica; estas acciones siempre fueron enfocadas a garantizar la operación segura de las aeronaves sujetas a posibles accidentes de este tipo e incluyen acciones directas sobre las aeronaves en vuelo y acciones a futuro en aeronaves a diseñar. Las investigaciones realizadas por las antedichas autoridades, revelaron la presencia simultánea de pequeñas grietas en múltiples ubicaciones de remaches en una junta solapada (Lapjoint) con entidad suficiente como para contribuir a esta catástrofe.

Este fenómeno, denominado de allí en más Daño por Fatiga Ampliamente Difundido “Widespread Fatigue Damage (WFD)”, eleva la importancia de la integridad estructural de las Aeronaves Envejecidas o sea aquellas con alto número de ciclos. La FAA ya había emitido los requisitos de diseño con relación a la tolerancia al daño y a la durabilidad antes del mencionado accidente, pero debido al mismo comenzó a poner mayor atención en los programas de envejecimiento de aeronaves “Aging Aircraft Program”. Hoy en día después de más de dos décadas del accidente aún quedan problemas de envejecimiento sin resolver. La primer respuesta al accidente fue una revisión amplia del diseño de aeronaves y programas de mantenimiento más eficaces. En general la comunidad aeronáutica encontró que con un adecuado mantenimiento y modificaciones estructurales, con especial atención en daños como fatiga y corrosión, la

vida en servicio de las aeronaves podía extenderse manteniendo la operación segura. A raíz de esto, la FAA creó el Programa Nacional de Aeronaves Envejecidas “National Aging Aircraft Program” y el Programa Nacional de Investigación Aeronaves Envejecidas “National Aging Aircraft Research Program” y por otro lado la industria estableció un Grupo de Trabajo para el Aseguramiento de la Aeronavegabilidad “Airworthiness Assurance Working Group, (AAWG)”.

A través de los últimos 20 años estas organizaciones, sus gobiernos e industrias, han trabajado para identificar y rectificar las regulaciones aplicables asociadas con la operación de Aeronaves más allá de los límites de diseño de servicio. En 1993 el informe de AAWG, Evaluación de Fatiga Estructural para Aeronaves Envejecidas, identificó 14 daños en múltiples lugares “multi-site damage, (MSD)” y daños en múltiples elementos “multi-element damage, (MED)” de estructuras susceptibles para ser evaluadas y monitoreadas. En 1999, el informe de AAWG, “Recomendaciones sobre Acciones Regulatorias para Prevenir el Daño por Fatiga Ampliamente Difundido en Flotas de Aviones Comerciales”, agrega detalles estructurales adicionales al tema en cuestión y recomendaciones para futuras revisiones y emisiones de las regulaciones de la FAA y materiales de asesoramiento.

Luego del accidente los investigadores de los problemas de estructuras de la FAA han focalizado sus esfuerzos en tres áreas técnicas: fatiga y fractura, inspecciones no destructivas, y cargas en vuelo. El esfuerzo en el área de cargas en vuelo proveyó los cimientos necesarios para un análisis preciso de las cargas internas y finalmente de las tensiones locales. La investigación en fatiga y fractura se concentró en cuestiones fundamentales asociadas con la iniciación de grieta, crecimiento de grieta y tensión residual de recubrimientos de fuselaje con daños múltiples.

DAÑO POR FATIGA AMPLIAMENTE DIFUNDIDO

El Daño por Fatiga Ampliamente Difundido (WFD) en una estructura es caracterizado por la presencia simultánea de grietas en múltiples componentes estructurales que son de suficiente tamaño y densidad tal que la estructura no cumple con los requerimientos de tolerancia al daño. Las dos fuentes de WFD son el daño en lugares múltiples (MSD) caracterizado por la presencia simultánea de grietas por fatiga en el mismo elemento estructural y daño en elementos múltiples (MED) caracterizado por la presencia simultánea de grietas por fatiga en elementos estructurales similares adyacentes.

INCREMENTO DE LA SEGURIDAD

Las aeronaves certificadas antes de la enmienda 25-45 al FAR Parte 25 Sección 25.571 (año 1978) tuvieron que realizar un Programa de Inspecciones Estructurales Suplementarias “Structural Supplemental Inspection Program (SSIP)” que fueron obligatorios a través de Directivas de Aeronavegabilidad emitidas por la autoridad.

El SSIP dio un programa efectivo similar a los programas de inspección para aeronaves certificadas luego de la enmienda 25-45. Desde 1978, una nueva e innovadora cantidad de programas se han introducido, para mejorar la seguridad de la flota, para aeronaves certificadas anteriormente y posteriormente a la enmienda 25-45.

Estos Programas incluyen:

-Programas de Modificación Obligatorio

-Programas de Control y Prevención de la Corrosión “Corrosion Prevention and Control Programs (CPCP)”.

-Programas de Evaluación de Reparaciones “Repair Assessment Programs (RAP)”.

-SSID revisiones para daños evidentes

Estos Programas generaron un incremento en el nivel de monitoreo, este monitoreo generó una disminución del riesgo de tener una degradación estructural no detectada en aeronaves de muchos ciclos/horas de vuelo con el resultado neto del incremento de la seguridad dentro de la flota. Ninguno de los programas son dirigidos únicamente al daño por fatiga ampliamente difundido, todos tienen una inherente habilidad para detectar MSD/MED antes que se transforme en WFD.

Durante los últimos 29 años los requerimientos de certificación han cambiado desde la aproximación de tensión estática en falla segura (fail safe) comparando cargas límites con cargas últimas permitidas, hasta la evaluación de la tolerancia al daño comparando las cargas límites y las fracturas severas.

La filosofía de falla segura (fail safe) confía en la detección de daño parcial evidente a través de inspecciones rutinarias, mientras que la tolerancia al daño confía en las inspecciones directas para detectar daños pequeños.

La revisión de las regulaciones para falla segura/ tolerancia al daño, materiales de asesoramiento y base de certificación para numerosos modelos de aeronaves confirma que no existe el requerimiento de la FAA que define el tamaño del daño certificado, este ha sido tema de negociación entre el fabricante y la autoridad.

El criterio de tolerancia al daño de grietas críticas que compara las cargas límites con la resistencia de fractura suele resultar siempre en un daño crítico de tamaño pequeño mientras que el criterio de falla segura compara las cargas límites con últimas. El hecho de que el actual tamaño de daño en tolerancia al daño sea similar al anterior tamaño de daño en falla segura es debido a los análisis y a los ensayos que han sido realizados para incrementar la tensión residual permitida.

Mientras que el criterio original de falla segura contaba con la detección evidente de un daño parcial a través de inspecciones rutinarias, la presencia potencial de MSD/MED requerirá inspecciones directas detalladas para mantener la aeronavegabilidad.

ZONAS SUSCEPTIBLES A WFD

La FAA, la JAA y representantes del AAWG, trabajando con el Comité Asesor de Regulaciones de Aviación "Aviation Rulemaking Advisory Committee, (ARAC)" han revisado los Reportes de Dificultades en Servicio disponibles de las Flotas de Aviones de Transporte y han evaluado las prácticas de Certificación y Diseño aplicadas a estas Aeronaves previamente certificadas, incluyendo los resultados de los ensayos a fatiga realizados en esa etapa. Esta revisión ha revelado que todas las aeronaves son susceptibles tanto al MSD como al MED. Basados en esta revisión, se identificaron áreas como susceptibles a estos tipos de daños (Figura 2), por ejemplo,

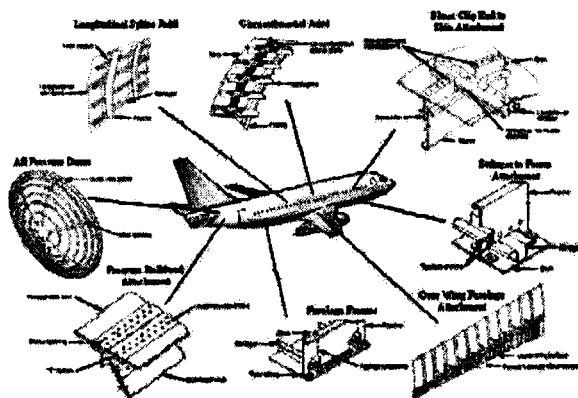


Figura 2. Zonas susceptibles a WFD.

Estas áreas o zonas son:

- "Longitudinal Skin Joints, Frames, and Tear Straps (MSD/MED)".
- "Circumferential Joints and Stringers (MSD/MED)".
- "Lap joints with Milled, Chem-milled or Bonded Radius (MSD)".
- "Fuselage Frames (MED)".
- "Stringer to Frame Attachments (MED)".
- "Shear Clip End Fasteners on Shear Tied Fuselage Frames (MSD/MED)".
- "Aft Pressure Dome Outer Ring and Dome Web Splices (MSD/MED)".
- "Skin Splice at Aft Pressure Bulkhead (MSD)".
- "Abrupt Changes in Web or Skin Thickness — Pressurized or Unpressurized Structure (MSD/MED)".
- "Window Surround Structure (MSD, MED)".
- "Over Wing Fuselage Attachments (MED)".
- "Latches and Hinges of Non-plug Doors (MSD/MED)".

- “Skin at Runout of Large Doubler (MSD)—Fuselage, Wing or Emp (MSD)”.
- “Wing or Empennage Chordwise Splices (MSD/MED)”.
- “Rib to Skin Attachments (MSD/MED)”.
- “Typical Wing and Empennage Construction (MSD/MED)”.

INVESTIGACIONES SOBRE EL DAÑO EN MÚLTIPLES UBICACIONES (MSD)

El principal objetivo de los programas de investigación es obtener datos de la estructura del fuselaje de la aeronave relativo a MSD en un ambiente que refleje las condiciones típicas de fabricación y operación de Aeronaves de Transporte comercial.

El programa comprende, un ensayo a escala completa y análisis de los paneles presurizados de la estructura.

Los ensayos se realizaron en dos secciones completas de fuselaje que contenían grietas en el centro de cuadernas y en el recubrimiento externo.

El crecimiento de grieta y la tensión residual fueron medidas en paneles con y sin MSD simulado. Se analizaron modelos de elementos finitos simulando grietas en los recubrimientos, utilizándose factores de intensidad de tensión para predecir la tensión residual de los paneles y la tasa de crecimiento de grieta.

Como parte de las actividades de investigación y desarrollo de las técnicas de análisis y control WFD se definieron y re- definieron los siguientes conceptos:

Iniciación de grieta por Fatiga: es el punto en el tiempo cuando se espera detectar una grieta por fatiga.

Punto de WFD: es la mitad del valor del número de ciclos a los cuales se espera que se produzca la falla por WFD.

Período de Monitoreo: es el período de tiempo cuando se inician inspecciones especiales de la flota debido al incremento de riesgo de MSD/MED, y finalizan cuando el punto de WFD es alcanzado.

Meta de servicio del Diseño “Design Service Goal (DSG)”: es el período de tiempo (en horas/ciclos de vuelo) establecido en el diseño y/o durante la certificación, donde:

1. La estructura Principal estará razonablemente libre de grietas significantes.
2. No se espera que ocurran Daños por Fatiga Ampliamente Difundidos.

Meta de Servicio Extendida. “Extended Service Goal (ESG)”: es un ajuste en el DSG establecido por la experiencia en servicio, el análisis y/o ensayos durante los cuales:

1. La estructura Principal será razonablemente libre de grietas significantes.
2. No se espera que ocurran Daños por Fatiga Ampliamente Difundidos.

PERIODO DE MONITOREO

El Período de Monitoreo es un concepto que puede ser usado en determinadas situaciones donde el crecimiento de grieta por MSD/MED es detectable antes que la estructura pierda la tensión residual requerida. La figura 3 se muestra con el objetivo de presentar las diferencias entre crecimiento de grieta por daño local y por MSD/MED.

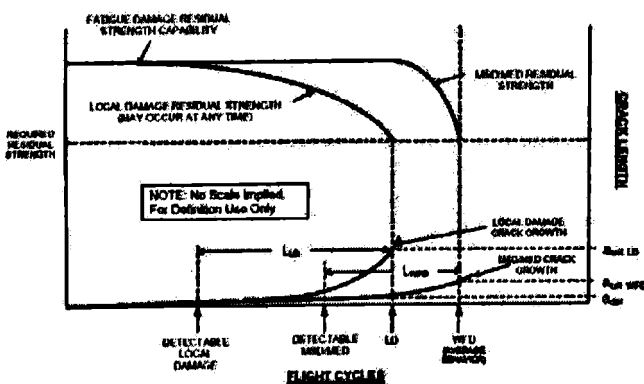


Figura 3 . Diferencia entre Daño Local y MSD/MED.

Esta figura muestra la interacción y aceleración de crecimiento de grieta y el rápido decrecimiento de la tensión residual esperada en presencia de MSD/MED. A su vez indica que mientras el crecimiento de grieta y la degradación de la tensión residual por MSD/MED ocurren más rápido, se espera que éstas, ocurran más tarde en la vida de una estructura dada, comparada con las esperadas debido a daño local. El SSIP y las más recientes Instrucciones de Limitación de Aeronavegabilidad fueron escritas con la sola intención de tener acceso a la estructura por el daño local. Se requieren programas adicionales de inspección y/o modificación para MSD/MED para un determinado punto en la vida de la aeronave. La figura 4 muestra como el Período de Monitoreo puede ser establecido para un área de la estructura que cumple la calificación de MSD/MED antes de que alcance una longitud crítica.

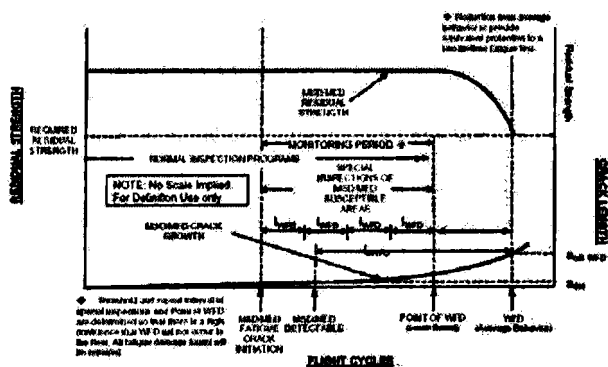


Figura 4. Determinación del Período de Monitoreo.

Hay varios puntos que son esenciales a la hora de establecer este período. Primero debe establecerse el punto de WFD. Este es el punto, a partir del cual la aeronave no puede ser operada sin previas evaluaciones, se establece para que la operación hasta el mismo punto provea una protección equivalente a dos veces el ensayo de fatiga.

La determinación de la equivalencia entre los resultados de los ensayos y la actual vida esperada de la aeronave es objeto de discusión entre los fabricantes y la autoridad reguladora. Los intervalos de inspecciones repetitivas se establecen en base a la longitud de tiempo (ciclos/horas de vuelo) transcurrido entre las grietas por fatiga detectables y el promedio de WFD dividido por un factor.

En la figura 4 la contribución a la seguridad de estas inspecciones programadas en curso han sido reconocidas bajo el título de “Programas Normales de Inspección”, estos incluyen el Programa de Mantenimiento, CPCP, SSID, y otras actividades mandatorias y no mandatorias cumplidas en la aeronave.

COMBINACIÓN DE ESCENARIOS MDS/MED

La AAWG analizó si es o no posible que ocurra simultáneamente un MSD y un MED en un elemento estructural principal. La AAWG concluyó que hubo una clara posibilidad que esto pudiera ocurrir en algunos componentes estructurales que fueran igualmente tensionados. Este escenario podría ser considerado dentro de un desarrollo apropiado de acciones en servicio para un elemento estructural principal en donde este evento podría parecer probable. Fue sugerido que si un área es potencialmente susceptible a ambos, MSD y MED, entonces ambos problemas fueran trabajados independientemente. Si los umbrales para MSD y MED indican una probabilidad elevada de interacción entonces este escenario debe ser considerado.

ENSAYO A ESCALA COMPLETA

Tanto las distintas Autoridades de Aviación Civil, como así también los grandes Fabricantes de Aeronaves de Transporte y Empresas Operadoras, han desarrollado instalaciones para efectuar Ensayos de Fatiga a Escala Completa.

Uno de los desarrollos en este tema fue llevado a cabo en el Centro Técnico de la FAA, William J. Hughes, esta instalación, llamada “Full-Scale Aircraft Structural Test Evaluation And Research (FASTER)”, fue creado para proveer datos experimentales para soportar y validar los métodos analíticos en desarrollo,

incluyendo la predicción de WFD, análisis y diseño de reparaciones y nuevas metodologías de diseño de Aeronaves. El FASTER es capaz de aplicar condiciones reales de cargas en vuelo a una gran sección de estructura de fuselaje.

Cargas cuasi-estáticas y espectros de durabilidad a largo plazo pueden aplicarse, incluyendo presión diferencial, cargas longitudinales, de corte y radiales en el recubrimiento y cargas radiales en marcos. También es capaz de realizar ciclos dinámicos de presión.

Este desarrollo, al igual que otros tantos, ha permitido y continúa permitiendo conocer y predecir los fenómenos relacionados con fatiga que afectan a las estructuras aeronáuticas, evaluando los métodos actuales de mantenimiento y prevención de fallas y generando el desarrollo de nuevas técnicas de inspección y de ensayos no destructivos.

BENEFICIOS Y COSTOS ESTIMADOS QUE GENERA LA ÚLTIMA ENMIENDA

La FAA estimó que los costos de certificación y desarrollo asociados con el requerimiento para un umbral de inspección basado sobre los defectos de fabricación inicial son despreciables. De todas formas, esto puede afectar los costos de operación de las aeronaves, dependiendo de la inspección inicial.

Esta evaluación estimó que se requirieron un adicional de 500.000 horas de trabajo para inspeccionar una flota de 1.000 aeronaves como resultado del requerimiento en base al umbral de inspección y asumiendo defectos de fabricación. Asumiendo una relación de compensación de U\$65 por hora, los costos operativos se incrementarán en aproximadamente U\$32.5 millones en una flota de 1.000 aeronaves.

El costo de un ensayo de fatiga a escala completa para un diseño representativo de una aeronave de categoría transporte, es estimado estadísticamente usando un ejemplo de cuatro diferentes modelos de aeronaves, desde una aeronave transporte de 45 asientos hasta una aeronave transporte de gran porte. La relación entre el costo del ensayo de fatiga y el tamaño de la aeronave ajustado por el número de asientos dio un costo estimado de U\$ 540.000 por asiento en el modelo propuesto. El costo de un ensayo de fatiga a escala completa para un diseño de aeronave de 162 asientos, por ejemplo, puede ser de aproximadamente 162 veces U\$ 540.000 o U\$ 87.5

millones y para 1.000 aeronaves de una flota, esto es igual a U\$ 87.500 por aeronave.

Asumiendo que el promedio de asientos que tiene una aeronave es de 162, y que el 69 por ciento se encuentra ocupado, además el costo de una aeronave es U\$ 30 millones y el valor de una fatalidad evitada es de U\$ 2.7 millones, entonces el valor económico de un accidente en que una aeronave es destruida y no hay sobrevivientes es aproximadamente de U\$ 345.9 millones. Si el requerimiento previene uno de estos accidentes, el beneficio no descontado excederá al costo no descontado por una relación de U\$ 345.9 millones dividido U\$ 120.0 millones o lo que es lo mismo 2.88.

Asumiendo que la probabilidad de un accidente evitable es proporcional al tamaño de una flota en cualquier año, entonces el beneficio del descuento esperado de un accidente evitable excederá al costo del descuento por una relación de 1.34 aproximadamente.

CONCLUSIONES

A pesar de que a la autoridad estadounidense de aviación civil le llevo unos 20 años introducir al requerimiento el ensayo de fatiga a escala completa para prevenir el WFD, en general los poseedores de un Certificado Tipo han realizado siempre ensayos de fatiga a escala completa para aeronaves de categoría transporte, aún cuando el mismo no fuera requerido para la certificación.

Prevenir accidentes, sin embargo, no agota los beneficios de la última enmienda de la FAR Parte 25, Sección 25.571. Los ensayos de fatiga a escala completa son prácticas industriales desde antes de la emisión de la última enmienda; esto refleja en parte los beneficios tales como la detección y corrección en tiempo de deficiencias para prevenir grietas y la adecuación de los procedimientos de mantenimiento e inspección. Además de las implicaciones de seguridad evidentes, la temprana identificación de grietas permitirá que las reparaciones sean realizadas durante el mantenimiento programado, disminuyendo el impacto económico de retirar una aeronave del servicio.

Con relación al objetivo planteado al inicio de este trabajo se puede indicar que de la investigación de los antecedentes del tema daño por fatiga ampliamente difundido, los especialistas de estructura han obtenido una importante cantidad de información suficiente para continuar con los nuevos estudios que se siguen desarrollando alrededor de este tema.

BIBLIOGRAFIA

- [1] AIRWORTHINESS ASSURANCE WORKING GROUP (1999). Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet.
- [2] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION – Regulations and Policies. Web Site. www.faa.gov
- [3] JOHN BAKUCKAS (2002) Full-Scale Testing and Analysis of Fuselage Structure Containing Multiple Cracks. DOT/FAA/AR-01/46