

DETERMINACIÓN DE LA NUCLEACIÓN DE GRIETAS POR FATIGA EN COMPONENTES DE AERONAVES

A. Liberatto^a, A. Tonin^{a,b} y M. Zabala^b

^a Departamento Mecánica Aeronáutica – Facultad de Ingeniería – Instituto Universitario Aeronáutico.
Av. Fuerza Aérea 6500 – (5010) Córdoba, Argentina.

^b Mantenimiento de Aviones - Fábrica Argentina de Aviones S. A.
Av. Fuerza Aérea 6000 – (5010) Córdoba, Argentina.

Email: ahliberatto@gmail.com, andtonin@gmail.com, malvizabala@gmail.com

RESUMEN

Este trabajo se desarrolla en base a una falla estructural detectada en una aeronave agrícola durante la ejecución rutinaria de tareas de mantenimiento. En la platabanda inferior del larguero principal, se encontraron grietas que nuclearon en la pared interna de los agujeros donde se alojan los bulones que constituyen los elementos de unión de las semi-alas. Con el propósito de evaluar el diseño, descubrir potenciales regiones de acumulación de daño y estimar el número de ciclos de carga aplicables hasta la iniciación de algún defecto, se realiza un estudio sobre el probable mecanismo de nucleación, se define una metodología de análisis, se estipula un perfil de misión “típico” y su espectro de cargas, se calculan tensiones y deformaciones actuantes y se estima la vida a fatiga de los elementos componentes. Las tensiones actuantes en la región de interés resultan en estados multiaxiales y no proporcionales, por lo que, para el análisis de durabilidad, se recurre a una aproximación strain-life de plano crítico. Los resultados permiten identificar aquellas regiones de la unión del ala con mayor probabilidad de acumulación de daño y consecuente nucleación de grietas por fatiga, prever sus orientaciones, seleccionar métodos de inspección y estimar tiempos para la adición de eventuales inspecciones al plan de mantenimiento.

Palabras clave: durabilidad, fatiga, nucleación, rainflow, plano crítico.

INTRODUCCIÓN

El Ayres S2R-G6 es un avión monoplano de ala baja tipo cantiléver de construcción metálica, específicamente diseñado para realizar actividades agrícolas. Su base de certificación es la Aircraft Airworthiness Restricted Category (CAR 8), que le otorga la capacidad de realizar maniobras de diferentes grados de severidad en función del perfil de misión que desempeñe (fumigación, siembra, otro) y dependiendo de la ubicación, dimensiones y topografía que presente el terreno sobre el cual desarrolla el trabajo de aeroaplicación.

El ala se compone por dos semi-alas que se unen entre sí a través del larguero principal, al cual se le da continuidad estructural mediante el empleo de una serie de placas y elementos de unión de diferentes dimensiones. Durante la realización de inspecciones reglamentarias, se detectaron grietas en las paredes internas de los agujeros que alojan dichos elementos de unión (bulones de 1/4” y 5/16” de diámetro), situados en la platabanda inferior del larguero.

Luego de que estos eventos fueran reportados en el año 1996, Ayres Corporation emitió un Boletín de Servicio con el propósito de detectar, previo a la ocurrencia de algún tipo de falla, la presencia de grietas en las platabandas y también para extender la vida a fatiga de los largueros. Sin embargo, una aeronave sufrió el desprendimiento de una semi-ala durante el vuelo y la causa del accidente fue atribuida a la nucleación de las grietas por fatiga en las platabandas del larguero, llevando a la FAA (Federal Aviation Administration) a emitir una AD (Airworthiness Directive) en la que actualmente se especifican los procedimientos que procuran evitar el mismo desenlace.

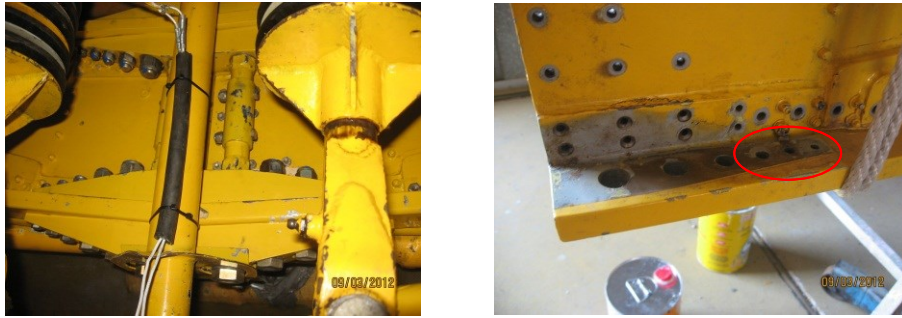


Figura 1 – (Izq.) Solución estructural para la unión de los largueros de cada semi-ala. (Der.) Región con presencia de defectos.

Si bien tanto el fabricante como la FAA atendieron este asunto oportunamente, el problema de ingeniería fue tomado como caso de estudio a fin de evaluar el diseño, la elección de los materiales, para detectar aquellas regiones de potencial acumulación de daño y para estimar el número de ciclos de carga (tiempo de vuelo) capaz de dar lugar a la nucleación de los defectos; además de permitir seleccionar métodos de inspección adecuados y estimar tiempos para la adición de eventuales inspecciones al plan de mantenimiento.

El trabajo aquí presentado se enfoca en definir una metodología de análisis para la estimación de la vida a fatiga de la unión del ala, basada en simulaciones, aproximaciones teóricas y en la medición experimental de factores de carga durante maniobras típicas en aeroaplicación, entre las que se contempla: despegue, aplicación, salvar obstáculos y aterrizaje.

METODOLOGÍA

El estudio se divide en cuatro etapas a saber: medición de factores de carga de vuelo, estimación de cargas aerodinámicas y máxicas, análisis de tensiones y deformaciones y estudio de durabilidad. En la primera de ellas, se lleva a cabo la medición experimental de las aceleraciones verticales que se producen en la aeronave durante un vuelo “típico” de aeroaplicación. Para la medición de los factores de carga normales (eje Z cuerpo) se utiliza un acelerómetro marca BOSH, modelo BMA150, de rango 39.24 m/s^2 y resolución 0.15 m/s^2 ; posicionado en el habitáculo del piloto, tan cercano como fue posible a la posición del centro de gravedad del avión, para la configuración de vuelo de la prueba. Esta etapa también incluye el tratamiento de los datos adquiridos y la identificación de cada maniobra en relación con las señales obtenidas. La historia de aceleraciones medida es transformada en una historia de factores de carga y filtrada de modo de eliminar componentes de alta frecuencia que no necesariamente son percibidos por la unión del ala, pero que son captadas por el acelerómetro en la región donde fue anclado. Así, la señal es expandida en serie de Fourier y, determinada su composición en frecuencia, es desprovista de todos los términos de alta frecuencia. La Figura 2 muestra la señal medida y su composición en frecuencia. La dinámica del avión es tal que las componentes de frecuencia de la señal resultan muy bajas; aproximadamente, el 90% de la energía de la señal se encuentra entre 0 y 2.0 Hz. (Notar que las amplitudes de la densidad espectral de potencia (PSD) (Ref.: [7]) son muy reducidas por encima de 0.6 Hz.) También se grafica la señal procesada mediante: (A) un filtro pasa-bajo ($< 2.0 \text{ Hz}$), que se presenta superpuesta a la señal no filtrada y (B) un filtro de picos y valles debido a que, como se verá al desarrollar el modelo de estimación de daño, devuelve la información suficiente para realizar el estudio de durabilidad. De esta manera, la señal modificada pierde su relación con el tiempo y se reduce en cantidad de datos, pero conserva toda la información relacionada con los niveles de aceleración alcanzados y la variabilidad de los mismos.

La Figura 3 muestra un perfil de misión considerado “típico”, de aproximadamente 30 min de duración y construido a partir de las mediciones filtradas, asumiendo las siguientes fases del vuelo: despegue, aplicación (de 40 pasadas cortas/medias), salvaguardar obstáculos (4 obstáculos) y aterrizaje.

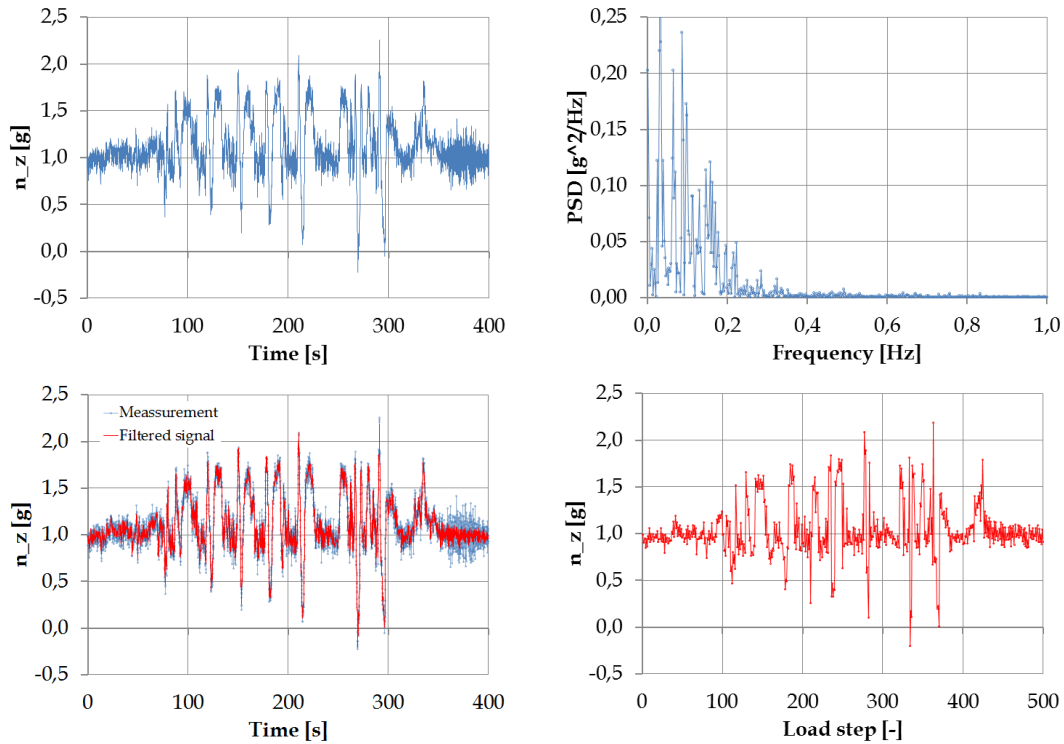


Figura 2 – (Arriba, Izq.) Factores de carga (n_z) medidos durante un vuelo de aeroplación con cinco “pasadas” y la salvaguarda de dos obstáculos. (Arriba, Der.) Contenido de frecuencias de la señal medida (PSD). (Abajo, Izq.) Señal filtrada superpuesta a la historia medida de factores de carga (n_z). (Abajo, Der.) Historia de los factores de carga con filtrado adicional de picos y valles.

Del análisis estocástico de la historia de factores de carga, se encuentra que la media es 1.0 y que el 99.7% de ellos se encuentra entre 0.58 y 2.0; siendo además la probabilidad de que el factor de carga resulte mayor de 1.7, de 2.3%; y la de ser mayor a 2.0, de 0.1%. (Ref.: [7])

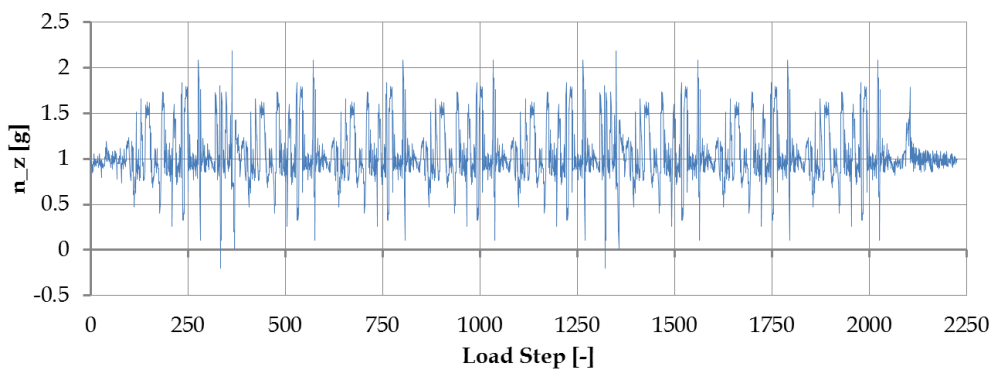


Figura 3 – Misión “típica”: historia filtrada de factores de carga (n_z) formada por cuarenta “pasadas” y la salvaguarda de cuatro obstáculos.

En una segunda etapa, dada la geometría externa de la aeronave y definida su configuración de vuelo en cuanto a cantidad de combustible y de producto, se estiman las distribuciones de cargas aerodinámicas y másicas en el ala para cada valor de aceleración, previamente medido y tratado. Las cargas distribuidas en las alas se transforman en historias de fuerzas de corte, momento flector y momento torsor; que se aplican como condiciones de contorno de un modelo estructural local de la región de unión de las semi-alas junto a las precargas de los elementos de unión. Las componentes de carga de origen aerodinámico son estimadas a partir de la velocidad

de vuelo y del factor de carga a cada instante, y distribuidas empleando modelos de flujo potencial (Red de Vórtices); mientras que las componentes másicas son calculadas a partir de los factores de carga y utilizando una aproximación para la distribución de masas de cada semi-ala considerando estructura, comandos y tanques de combustible, entre otros.

En la tercera etapa, se construye un modelo de elementos finitos que incluye la parte central de la estructura del ala y del fuselaje (se explota la simetría geométrica y la de condiciones de contorno, según el plano XZ), en el que se modela en detalle la unión de las platabandas inferiores y todos sus elementos componentes. Como condiciones de contorno se aplican las cargas previamente calculadas, y luego se resuelven las ecuaciones del modelo matemático a fin de obtener con detalle y precisión la historia de los estados de tensiones y deformaciones (tensores) de los puntos pertenecientes a las regiones de interés.

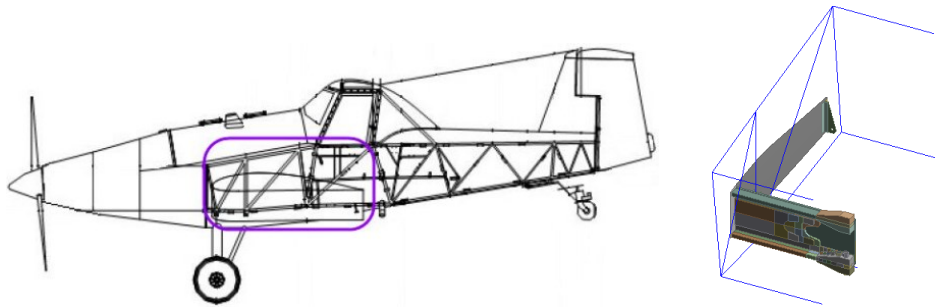


Figura 4 – Región modelada para la obtención de las historias de los tensores de tensión y deformación.

La cuarta y última etapa, consiste en utilizar la historia de tensiones y deformaciones calculada para contar ciclos y estimar el aporte al daño acumulado de cada uno de ellos. El estado local de esfuerzos resulta multiaxial y no proporcional. Bajo estas condiciones y asumiendo un comportamiento dúctil para el material de las platabandas, se recurre a una aproximación del tipo strain-life (ϵ -N) de plano crítico. Este abordaje, transforma la historia de los tensores de tensiones y deformaciones en la historia de un parámetro específico del modelo de estimación de daño, que es posteriormente procesada mediante un algoritmo para el conteo de los ciclos y la estimación del daño que estos producen. Finalmente, se computa la acumulación de daño en cada punto sobre la región de interés.

Tanto el tratamiento de las señales (análisis de composición en frecuencia y filtros), como la estimación de las cargas aerodinámicas y másicas (red de vórtices y estimación de historias de cargas distribuidas) y la implementación del modelo de durabilidad (modelo de plano crítico, conteo de ciclos, daño acumulado y respaldo probabilístico), es realizado utilizando códigos propios escritos en lenguaje FORTRAN y validados con ejemplos de la literatura y con resultados de trabajos previos.

MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

Si bien las maniobras que realiza la aeronave durante la ejecución del trabajo resultan en cargas y sollicitaciones que varían en el tiempo, el estudio de las mediciones de aceleración muestra que el espectro de excitación contiene frecuencias bajas; siendo conservativos, por debajo de los 2 Hz ($T > 0.5$ s). Por otro lado, un estudio aproximado de modos y frecuencias de vibración libre, realizado sobre la estructura del ala en la configuración de vuelo (30% combustible), señala que la menor frecuencia natural del ala en flexión, sería mayor a ~ 10 Hz ($T' < 0.1$ s). La respuesta de la estructura en estas condiciones se puede considerar del tipo "cuasi-estática" y el análisis de tensiones puede ser realizado mediante múltiples análisis estáticos, resueltos para cada nivel de carga componente de la secuencia de cargas. Luego, el estudio de tensiones y deformaciones actuantes en la región de interés se realiza con base en un análisis del tipo estático lineal, que se resuelve para cada uno de los casos de carga definidos en la secuencia mostrada en la Figura 3.

Para ello se utiliza un modelo de elementos finitos construido en el software comercial ANSYS Mechanical R14.0.

La geometría se traza a partir de los datos dimensionales del avión y se modifica para simplificar el proceso de mallado y para crear las regiones físicas de aplicación de restricciones cinemáticas y cargas. El dominio de cálculo es dividido en aproximadamente 163 K elementos (687 K nodos). Se utiliza una malla mixta formada por elementos de viga y de cáscara (Tri & Quad), ambos de primer orden, y elementos sólidos de segundo orden, en sus diferentes topologías (Hex, Wed, Pyr y Tet). Los vínculos entre las distintas partes componentes (contactos) se definen mediante una variedad de alternativas que incluyen: nodos compartidos, el empleo de elementos rígidos y/o el uso de elementos de contacto de superficie del tipo “bonded” o “no separation” con formulación “pure penalty” (Ref.: [6]).

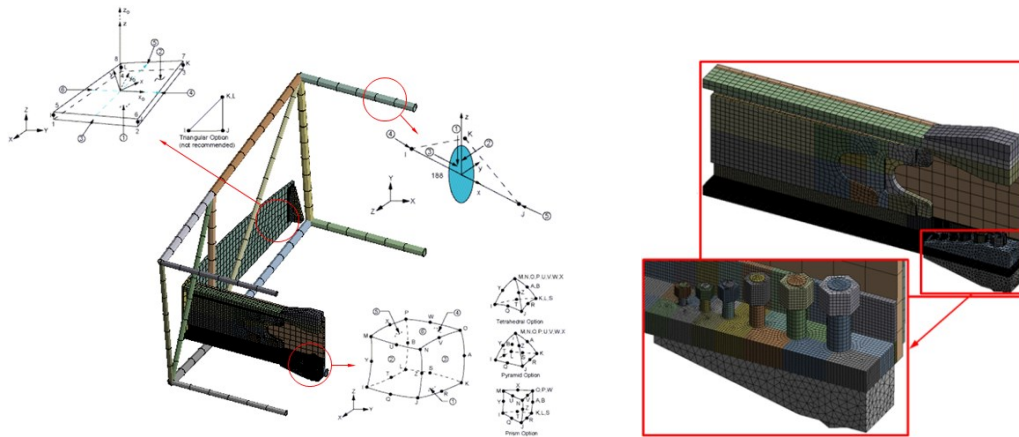


Figura 5 – Modelo de elementos finitos. Discretización del dominio de cálculo: malla mixta formada por 163 K elementos y 687 K nodos.

Las restricciones cinemáticas se definen de modo de proveer las características de simetría necesarias para completar el modelo y servir de apoyo a la estructura de barras del fuselaje. En relación a las cargas, se aplican precargas diferentes a cada uno de los bulones de la unión de las semi-alas (ensamble) y también se aplican las historias, calculadas a partir de los factores de carga medidos, de la fuerza de corte, el momento flector y el momento torsor sobre la costilla de la región de toma del ala con el fuselaje (Ref.: [5]).

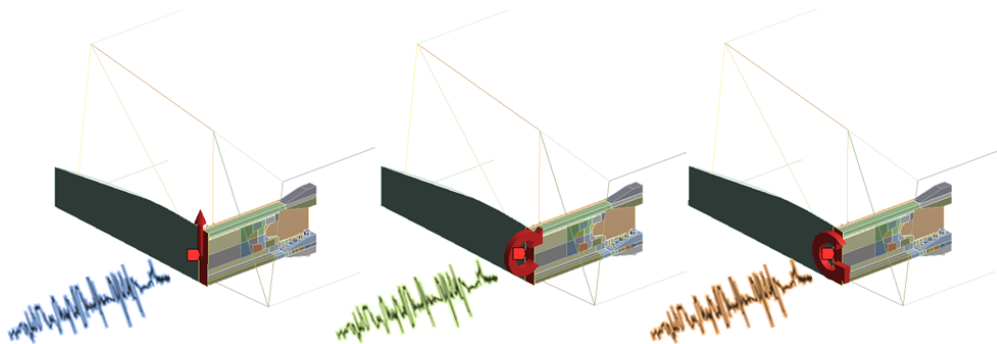


Figura 6 – Condiciones de contorno: cargas en vuelo y región de aplicación en el modelo de elementos finitos. (Corte, flector y torsor.)

En cuanto al comportamiento de los materiales, se asume que estos son homogéneos, isotrópicos y con una relación constitutiva elástica lineal. Dado el carácter cíclico de la secuencia de cargas que lo solicitan, los parámetros del modelo constitutivo se basan en la curva tensión-deformación cíclica, en lugar de utilizar los de la curva monotónica. Para el material de la platabanda del larguero, las propiedades mecánicas (elasticidad, resistencia y durabilidad)

utilizadas corresponden a las listadas en la Ref.: [2], para el acero AISI 4340 (Aero Quality). Para aquellos parámetros relacionados con el modelo de estimación de daño, se asume que son conocidos con una desviación estándar de 8%.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Módulo de Elasticidad	E	207000	MPa
Coefficiente de Poisson	ν	0.3	-
Tensión de Fluencia	σ_y	1103	MPa
Factor de sensibilidad	k	0.4	-
Coefficiente de resistencia	σ'_f	1758	MPa
Exponente de resistencia	b	-0.0977	-
Coefficiente de ductilidad	ε'_f	2.12	-
Exponente de ductilidad	c	-0.774	-
Desviación Estándar	-	8	%

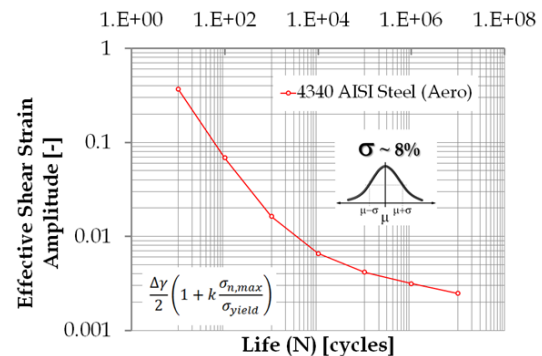


Figura 7 – (Izq.) Parámetros del material: comportamiento elástico, resistencia y durabilidad. (Der.) Curva e-N del material (AISI 4340 Steel) escrita en términos de la amplitud de deformación de corte efectiva. (Ref.: [2])

El conjunto de hipótesis empleadas para la construcción del modelo de cálculo limitan su empleo. Como consecuencia del uso de modelos de materiales elásticos lineales, los resultados generados para las tensiones que resultan mayores al límite proporcional del material, deben ser desestimados. Además, estos modelos de materiales no capturan los potenciales defectos que pueda presentar el material debido, por ejemplo, al proceso constructivo (pre-stress, grietas preexistentes, incrustaciones, propiedades heterogéneas debidas al proceso de fundición, etc.) y las relaciones constitutivas son también aproximadas ya que los parámetros del material no son extraídos de una hoja de datos específica, sino de bibliografía (Ref.: [2]). Por otro lado, el modelo no captura cualquier defecto geométrico de las piezas reales que no esté incluido en la geometría.

MECANISMO DE FALLA POR FATIGA

La fatiga es una forma de falla que ocurre en estructuras sujetas a cargas variables y es responsable por aproximadamente el 90% de todas las fallas metálicas en estructuras, por lo que su análisis en componentes y estructuras resulta de suma importancia.

El proceso de fatiga es dividido para su estudio en tres diferentes fases, a saber: nucleación, propagación y fractura. En la primera fase, aun cuando el material muestre un aparente comportamiento elástico a nivel macroscópico, es susceptible de presentar deformaciones permanentes a nivel microscópico. Esto ocurre como consecuencia del deslizamiento de bandas cristalográficas específicas. La aplicación de una secuencia alternada de cargas produce el deslizamiento también alternado de tales bandas, dando lugar a un proceso irreversible de reacomodamiento del cristal, como resultado de que no necesariamente éste recupera su disposición inicial. Las deformaciones microscópicas representan un cambio geométrico local que actúa como concentrador de tensiones y da origen a una primera grieta microscópica (o conjunto de grietas). Luego se produce el crecimiento y/o coalescencia de la/s grieta/s microscópica/s formando grietas dominantes que se propagan con la aplicación de cada ciclo de carga hasta alcanzar una longitud crítica a partir de la cual sobreviene la fractura final del material que, la mayoría de las veces resulta abrupta (inestable).

Cuando los niveles de esfuerzo resultan elevados en relación a la resistencia del material, es esperable la existencia localizada (no solo a nivel microscópico) de deformaciones permanentes y es probable la nucleación de grietas a un número de ciclos relativamente bajo (fatiga de bajo ciclaje). En tales casos, la iniciación del defecto no implica la fractura del material, siendo los periodos de propagación de un defecto dado (hasta la fractura) del orden del periodo de nucleación. Luego, la aproximación utilizada para determinar el número de ciclos a nucleación

emplea curvas e-N (Stage I), y la propagación de una grieta de dimensiones iniciales conocidas se estudia utilizando los resultados de la Mecánica de la Fractura (Stage II), hasta que el defecto alcanza una longitud crítica y el material fractura.

Por el contrario, cuando los niveles de esfuerzo son bajos en relación con la resistencia del material, las grietas se inician a un elevado número de ciclos (fatiga de alto ciclaje). En tales casos el período de iniciación de una grieta resulta comparativamente grande con el período de propagación, y en consecuencia, se puede asumir de manera conservativa que una potencial falla (fractura) se producirá cuando el número de ciclos alcanzado resulte igual a la cantidad de ciclos necesarios para la nucleación del defecto; la grieta propagará en unos pocos ciclos más y el material fracturará. La aproximación utilizada en estos casos se basa en el empleo de curvas S-N.

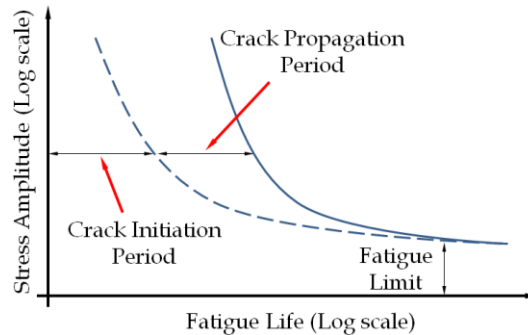


Figura 8 – Curvas S-N en las que se distingue el período de iniciación (Stage I) de un defecto y el de propagación (Stage II).

INICIACIÓN DE UNA GRIETA SUPERFICIAL EN MATERIALES DÚCTILES

Los materiales metálicos presentan estructuras cristalinas formadas por arreglos de átomos que repiten un patrón en el espacio. Tales estructuras son clasificadas según su arquitectura siendo los tipos más comunes: cúbica centrada en cuerpo (BCC), cúbica centrada en cara (FCC) y hexagonal (HCP). Las estructuras cristalinas pueden tener imperfecciones o defectos como inclusiones, vacancias y dislocaciones, siendo estas últimas, defectos lineales en torno a los cuales el arreglo de átomos se encuentra distorsionado.

Las deformaciones plásticas de un metal se producen cuando las dislocaciones se desplazan causando el deslizamiento de ciertos planos atómicos del cristal, y en consecuencia, se genera una modificación permanente en el arreglo de átomos. Las dislocaciones se mueven en planos y direcciones caracterizadas por un mayor empaquetamiento atómico (mínima energía) y estos planos y direcciones dan lugar a los denominados “sistemas de deslizamiento”. (El número y orientación de sistemas de deslizamiento dependen del tipo de cristal.) Así, aun cuando los niveles de tensión resulten lo suficientemente leves como para que el metal manifieste efectos de plasticidad a nivel macroscópico, es posible que estos sí existan a nivel microscópico.

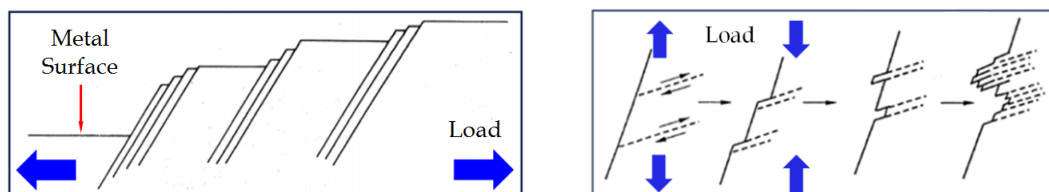


Figura 9 – (Izq.) Esquema del desplazamiento de las bandas de deslizamientos de la estructura cristalina de un metal ante la aplicación de una carga no variable (monotónica). (Der.) Esquema del desplazamiento de las bandas de deslizamientos de la estructura cristalina de un metal ante la aplicación de cargas alternadas (cíclicas).

La aplicación de cargas variables puede activar los sistemas de deslizamiento del cristal de modo que, cuando la carga se aplica en un sentido se producen ciertos desplazamientos de las

bandas de deslizamiento, mientras que cuando la carga se aplica en sentido inverso y/o con otro nivel de esfuerzo, los nuevos deslizamientos atómicos (en sentido opuesto), no necesariamente conducen a la restitución de la estructura cristalina (disposición original), resultando en una superficie que se vuelve más irregular a nivel microscópico, en la medida que un mayor número de ciclos es aplicado (proceso acumulativo). Tales irregularidades contienen extrusiones e intrusiones, siendo estas últimas las que cuentan con la capacidad de incrementar localmente los niveles de tensión cuando se realiza la aplicación de cargas subsecuentes (concentradores de tensión). Dadas las características del mecanismo de nucleación de grietas por fatiga, la probabilidad de que una grieta nucleee en la superficie del material es elevada: usualmente los mayores valores para las tensiones ocurren en la superficie del material y las deformaciones plásticas también ocurren más fácilmente en la superficie. Las intrusiones producidas concentran las tensiones favoreciendo la nucleación de grietas en las bandas de deslizamiento.

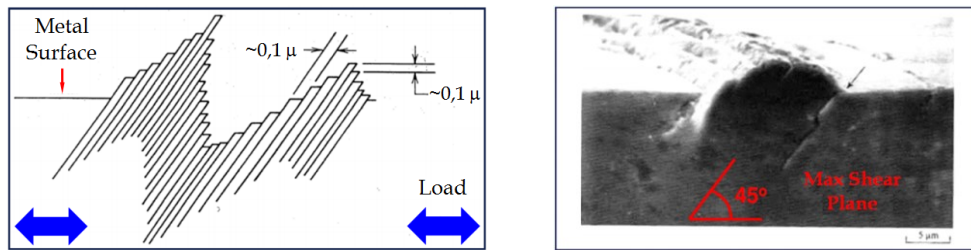


Figura 10 – (Izq.) Esquema del desplazamiento de las bandas de deslizamientos de un cristal luego de la aplicación de un cierto número de ciclos de cargas alternadas. (Der.) Imagen del desplazamiento de las bandas de deslizamientos de un cristal de cobre luego de la aplicación de 60000 ciclos de carga ($\gamma = 0.02$ a 20°C).

Por debajo de la superficie, es posible encontrar grietas originadas por fatiga solamente en defectos o discontinuidades tales como: incrustaciones, partículas de segunda fase, puntos de corrosión, poros y en los bordes de grano.

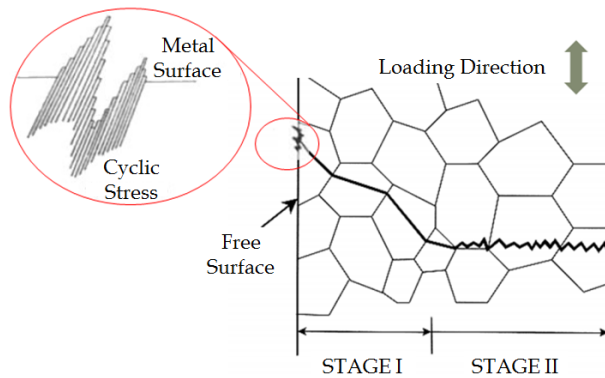


Figura 11 – Esquema: iniciación y propagación de una grieta (Stage I & II).

Dependiendo de la aplicación y del criterio de diseño utilizado, los componentes estructurales son diseñados según diferentes filosofías. Así, si el diseño se realiza según los criterios de “vida segura” (Safe Life) o “vida finita” (Finite Life), es suficiente con estudiar la vida del componente a nucleación, a diferencia de, por ejemplo, el empleo del criterio “daño tolerado” (Damage Tolerant) en el que se asume la presencia de defectos preexistentes de dimensiones conocidas y el análisis consiste en estudiar la velocidad con la que crece a fin de garantizar condiciones de operación seguras, aún en la presencia de los citados defectos. Este trabajo se enfoca en la primera etapa del proceso de fatiga: nucleación (iniciación), asumiendo que la etapa de propagación se resuelve en unos pocos ciclos desde que la grieta alcanza un tamaño crítico y crece, hasta que el material muestra un comportamiento inestable y fractura (fatiga de

alto ciclaje). El estudio detallado de la etapa de propagación y fractura queda fuera del alcance del trabajo, considerando suficiente y conservativo a los fines prácticos estudiar el número de ciclos a nucleación.

MODELO DE ESTIMACIÓN DE DAÑO

Una de las herramientas para el estudio de la nucleación de grietas son los modelos de plano crítico. Este concepto ha sido estudiado durante los últimos 30 años y ha ayudado a mejorar las predicciones de vida a fatiga en casos de fatiga multiaxial y situaciones de carga no proporcional. Que una carga sea proporcional significa que la relación entre las tensiones principales es constante y que los ejes principales no cambian su dirección a medida que se desarrolla la aplicación la secuencia de cargas. Por el contrario, una carga no proporcional no mantiene una relación entre las componentes del tensor de tensiones ni tampoco se conservan fijas en el tiempo las direcciones de las tensiones principales, modificando la capacidad de producir daño.

Los modelos de plano crítico no solo permiten predecir la vida a fatiga, sino que también permiten determinar el plano dominante de falla en un punto.

El análisis se realiza con base en la historia de tensiones. A partir de esta historia, se extrae una secuencia de parámetros que representan a cada estado de tensiones y deformaciones para cada paso de carga. Luego, sobre estos parámetros, se realiza el conteo de ciclos utilizando el método rainflow y los resultados son introducidos como datos de entrada en el modelo de durabilidad del material para obtener la vida a fatiga para cada uno de los ciclos extraídos. Finalmente, se aplica la regla de Palmgren-Miner (Ref.: [2] y [3]) para estimar el daño acumulado de toda la secuencia de cargas. Este procedimiento se repite para diferentes planos con distintas orientaciones y el que resulta con mayor daño acumulado es el denominado “plano crítico”.

En el modelo de plano crítico de Fatemi-Socie (Ref.: [2]), el rango de deformaciones de corte y la máxima tensión normal en un plano son los dos parámetros a ser considerados en el modelo de estimación de daño. La sollicitación de corte es esencial para la nucleación de grietas en materiales dúctiles ya que en estos casos las grietas producidas por fatiga se inician en planos donde los esfuerzos de corte resultan elevados. La tensión normal también es importante porque un valor positivo para la tensión normal incrementa la distancia entre los planos atómicos de la estructura cristalina, facilitando a las sollicitaciones de corte la producción de daño. Lo opuesto ocurre para tensiones normales compresivas.



Figura 12 – Influencia de la tensión normal en la generación de daño por sollicitaciones de corte. (Ref.: [2])

Los diferentes estudios, han conducido a la proposición de una serie de aproximaciones de plano crítico entre las cuales Fatemi & Socie, sugieren:

$$\frac{\Delta\gamma}{2} \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_{yield}} \right) = \frac{\tau'_f}{G} (2N)^{b_\gamma} + \gamma'_f (2N)^{c_\gamma} \quad (1)$$

Dónde:

τ'_f : es el coeficiente de resistencia a fatiga por corte; y puede ser aproximado como $\tau'_f \approx \frac{\sigma'_f}{\sqrt{3}}$, ya que el modelo de Fatemi-Socie está basado en el modelo de Basquin-Coffin-Manson.

γ'_f : es el coeficiente de ductilidad a fatiga por corte; y también puede ser aproximado por $\gamma'_f \approx \sqrt{3}\epsilon'_f$.

b_γ : es el exponente de resistencia a fatiga por corte; y puede ser aproximado por $b_\gamma \approx b$.

c_γ : es el exponente de ductilidad a fatiga por corte; y puede ser aproximado por $c_\gamma \approx c$.

G : es el módulo de elasticidad transversal o módulo de corte.

$\frac{\Delta\gamma}{2} \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_{yield}} \right)$: es la amplitud de deformación de corte efectiva que depende de dos parámetros: $\Delta\gamma$ y $\sigma_{n,max}$.

$\Delta\gamma$: es el rango de deformación de corte.

$\sigma_{n,max}$: es la máxima tensión normal en el plano considerado.

k : es el factor de sensibilidad a la tensión normal (< 1.0).

Dado un punto en la región de interés, se define un plano de orientación arbitraria sobre el que se calculan las proyecciones normal del tensor de tensiones y tangencial del tensor de deformaciones para cada uno de los pasos de la secuencia de cargas, respectivamente. Luego, la historia de estas proyecciones es condensada en una única secuencia de “amplitud de deformación de corte efectiva”:

$$\frac{\Delta\gamma}{2} \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_{yield}} \right)_i \quad (2)$$

Esta secuencia se utiliza para contar ciclos mediante el algoritmo rainflow, para luego estimar el daño acumulado por la historia de cargas para la orientación del plano escogido. Si el procedimiento es repetido para múltiples planos en diferentes orientaciones, se tendrán diferentes valores de daño acumulado para cada orientación. El plano definido por los ángulos θ y ϕ (Figura 13) que maximiza el daño acumulado en el punto es el que se denomina plano crítico y el daño calculado en dicho plano, será el daño en el punto.

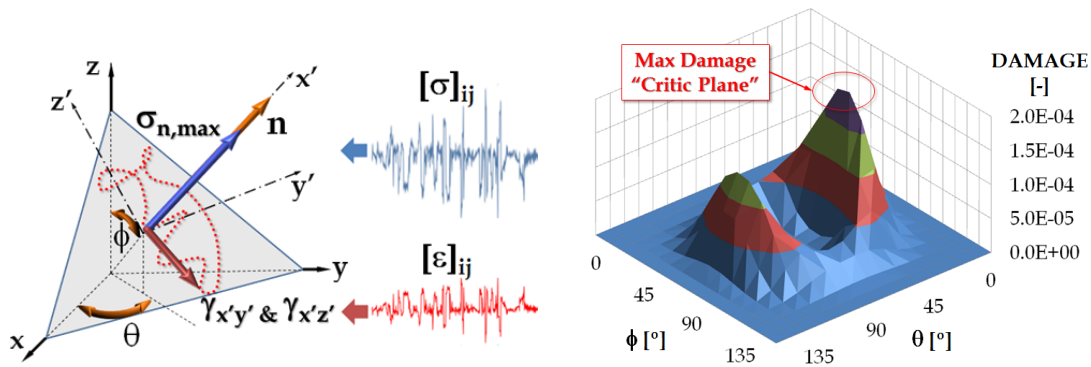


Figura 13 – (Izq.) Plano arbitrario con la proyección normal y de corte de la historia del tensor de tensiones y deformaciones, respectivamente. (Der.) Daño acumulado por la secuencia de cargas para múltiples planos con diferentes orientaciones. El “plano crítico” se distingue del resto de los planos por el valor de daño acumulado máximo.

El modelo de estimación de daño supone un conjunto de limitaciones: (i) sólo es aplicable a materiales dúctiles en los que la iniciación de un defecto se produce por efectos de plasticidad locales (tensiones de corte), (ii) la presencia de la tensión de fluencia del material en el término de amplitud de deformación de corte efectiva introduce incertezas en los resultados de estimación de daño, (iii) el factor de sensibilidad a las tensiones normales “k”, varía a medida que el daño se acumula y resulta difícil encontrar sus valores para los diferentes materiales en la bibliografía y (iv) el proceso de cálculo de daño acumulado es indiferente al “orden” de la secuencia de aplicación de cargas.

CONTEO DE CICLOS Y ACUMULACIÓN DE DAÑO

En las aplicaciones prácticas es usual que las amplitudes de las tensiones/deformaciones cambien de manera irregular. Cuando una secuencia de cargas es aplicada a un componente, cada paso de carga no necesariamente contribuye a la fatiga del material. Solo las variaciones en la pendiente (máximos y mínimos locales – picos y valles) de la secuencia son potenciales generadores de daño. Contar ciclos significa extraer de la secuencia de carga solo aquellos que producen daño por fatiga. Uno de los métodos disponibles, y el empleado en este trabajo, se basa en el uso del algoritmo “rainflow” (Ref.: [4]). La metodología consiste en dividir una secuencia temporal de cargas en un cierto número de partes en términos de “pasos de carga”. Un ciclo es contado cada vez que el rango de tensiones/deformaciones para los sucesivos ciclos es más grande que el rango previo, y es este rango previo el asociado al ciclo contado, a fin de determinar su componente media y alternada. Cada uno de estos ciclos es extraído de la historia de cargas y el procedimiento vuelve a ser aplicado sobre la señal restante luego de que esta es reagrupada. El proceso finaliza cuando solo queda un ciclo de la secuencia original, que también es extraído y contabilizado. La información de los ciclos extraídos es finalmente procesada para calcular la vida a fatiga del componente en cada uno de ellos.

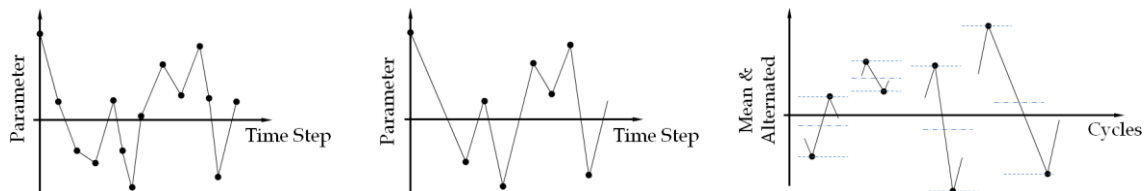


Figura 14 – (Izq.) Secuencia “cruda” de una variable, por ejemplo, de tensiones. (Cent.) Secuencia filtrada para picos y valles. (Der.) Secuencia disgregada en ciclos generadores de daño a partir de la que se obtiene: valores medios, alternados y número de ciclos (Rainflow Method Cycle Counting).

Para el modelo de estimación de daño seleccionado, el conteo de ciclos se realiza sobre la amplitud de deformación de corte efectiva, y la vida a fatiga es estimada para cada uno de los ciclos extraídos. Cuando la vida a fatiga para cada ciclo extraído ya ha sido estimada, la suma del daño producido por todos los ciclos (daño acumulado) se estima mediante la regla de Palmgren-Miner. Para cada ciclo, el daño se define como la inversa del número de ciclos a la falla (en este caso, a nucleación) $d = \frac{1}{N}$. Luego, el daño acumulado se computa por:

$$D = \sum n_i d_i = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (3)$$

En la práctica, se ha observado que la nucleación de una grieta tiene lugar en los aceros cuando el daño acumulado según la relación de arriba alcanza valores entre 0.7 y 2.2 (Ref.: [3]). En este trabajo se asume que la iniciación de un defecto se produce cuando la suma de los daños parciales resulta en 1.0.

Ambos, el método de conteo de ciclos (rainflow) y la regla de acumulación de daño (Palmgren-Miner) ignoran los efectos relacionados con el “orden” en que se aplica la secuencia de cargas.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados obtenidos para las tensiones muestran niveles de esfuerzos bajos, si se los compara con el límite de fluencia del material. Por otro lado, los gradientes resultan muy marcados en la platabanda inferior del larguero, a los lados de los orificios que alojan al primero, segundo y tercer elemento de unión.

La tensión principal S_1 es también máxima en estas regiones y resulta alineada con la dirección longitudinal de la platabanda cuando el momento flector es máximo, proporcionando una primera indicación sobre la probabilidad de falla en esa zona.

Por otro lado, el índice de biaxialidad muestra que la mayor parte de la platabanda inferior se encuentra sujeta a un estado de tensiones unidireccional, mientras que en las cercanías de las regiones donde las tensiones son máximas, esta característica se pierde volviéndose multiaxial.

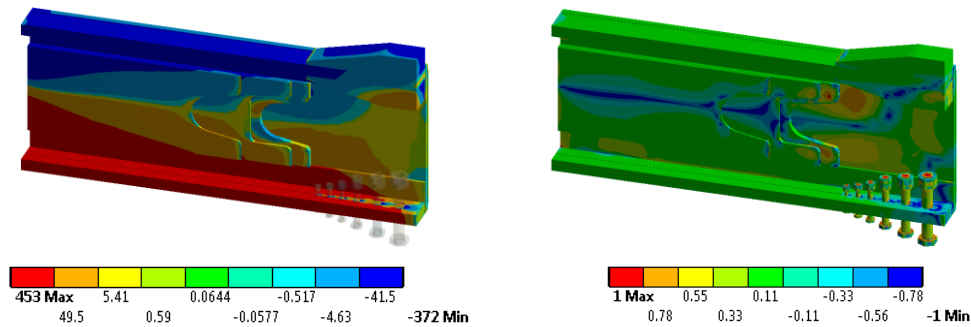


Figura 15 – (Izq.) Tensiones normales [MPa]; dirección longitudinal. (Der.) Índice de biaxialidad [-].

El análisis de durabilidad muestra que no solamente los niveles de tensión resultan máximos cerca de los orificios, sino que al variar las cargas (maniobras), también lo hacen las tensiones y deformaciones con una alternancia suficiente para acumular daño en la región.

El daño máximo se produce en el interior del orificio de diámetro 1/4”, del lado externo de la platabanda del larguero. También son susceptibles de acumular daño otras regiones dentro del mismo orificio, y en menor medida, las paredes del orificio de diámetro 5/16”.

Para todos los casos, los resultados obtenidos asumen que las propiedades de vida a fatiga del material se conocen con una desviación estándar del 8% y se adopta un parámetro de asertividad del 95% (Ref.: [7]).

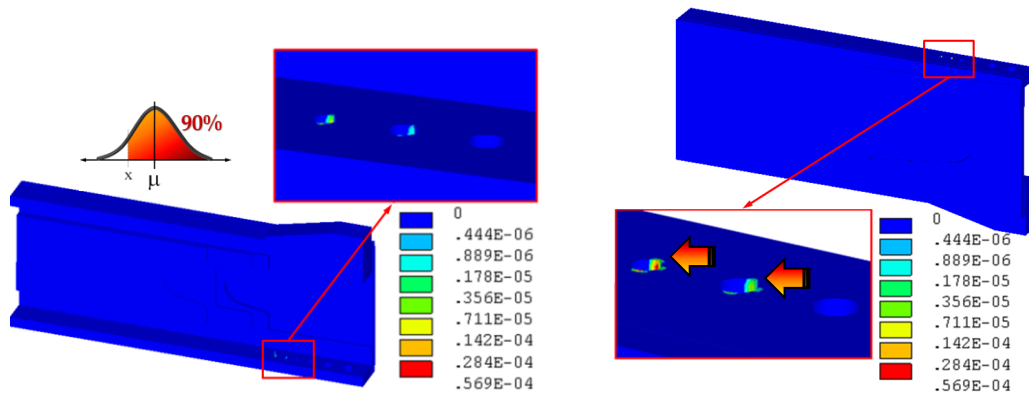


Figura 16 – Daño acumulado [-] para una misión “típica” cuyo perfil está definido por: despegue, aplicación de cuarenta pasadas, salvar cuatro veces un obstáculo y aterrizaje. (Izq.) Parte interna de la platabanda inferior. (Der.) Parte externa de la platabanda inferior.

Adicionalmente, en el punto de máximo daño, las variaciones de las componentes del tensor de tensiones muestran un estado de tensiones en el que la componente de tensión σ_y resulta ampliamente superior a todas las demás (Figura 17).

El estado de tensión en el punto podría ser tratado como uniaxial con razonable aproximación, y así también descartar la no proporcionalidad como una característica que adiciona complejidad al caso.

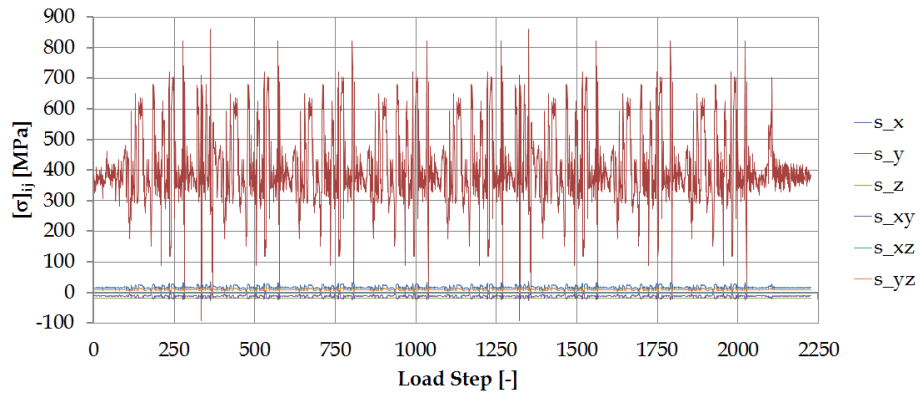


Figura 17 – Historia de las componentes del tensor de tensiones $[\sigma]$ para una misión “típica”.

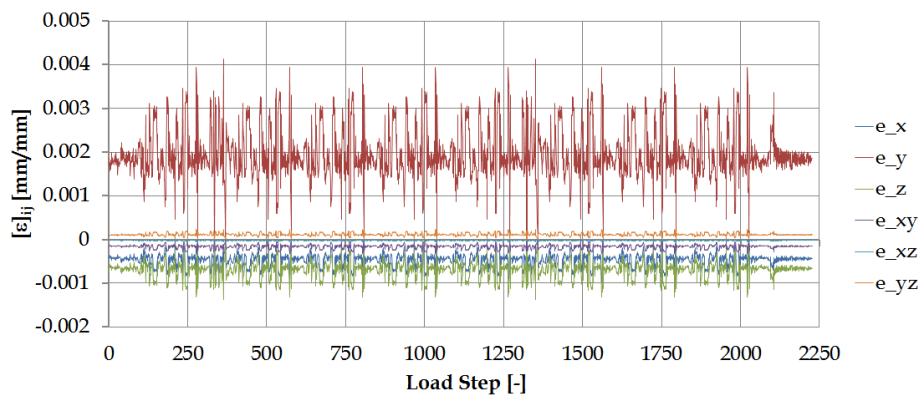


Figura 18 – Historia de las componentes del tensor de deformaciones $[\varepsilon]$ para una misión “típica”.

El cálculo del daño acumulado sobre diferentes planos muestra que, si bien se acumula daño en muchos de ellos, el plano que exhibe el mayor daño acumulado es el que queda definido por los ángulos $\theta = 45^\circ$ y $\phi = 90^\circ$ (Figuras 19 y 20).

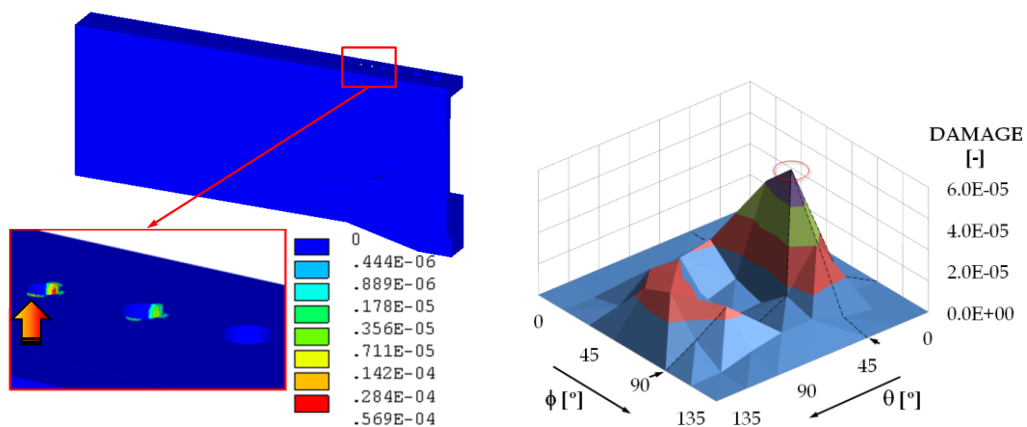


Figura 19 – (Izq.) Punto de máximo daño acumulado [-]. (Der.) Daño acumulado [-] por una misión “típica” en diferentes planos con distintas orientaciones. El plano orientado según $\theta = 45^\circ$, $\phi = 90^\circ$ es el que acumula la mayor cantidad de daño (Plano Crítico).

Luego, los resultados del análisis señalan que es posible esperar la nucleación de grietas por fatiga a los lados de los dos primeros orificios de la platabanda inferior del larguero, comenzando por el más pequeño (diámetro 1/4”), y además, un defecto que se inicie en esta

posición, lo haría según un plano vertical ($\phi = 90^\circ$) con una orientación inicial de 45° con respecto a la dirección longitudinal de la platabanda ($\theta = 45^\circ$) (Stage I), para luego reorientarse en dirección perpendicular a la de las tensiones principales S_1 y propagar (Stage II). (La metodología empleada no permite predicciones con respecto a este último comportamiento.)

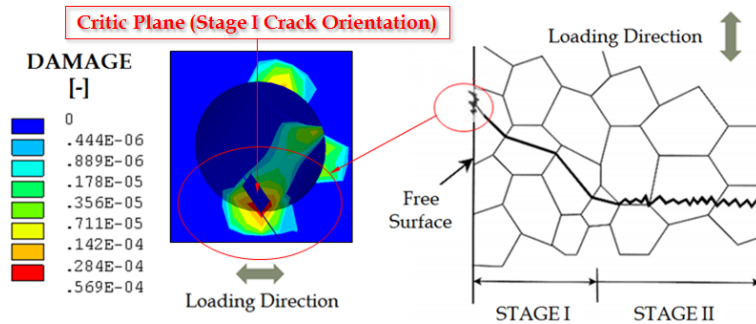


Figura 20 – Detalle de la posición del “plano crítico”; orientación en la que es de esperar la iniciación de un defecto (Stage I), antes de reorientarse y propagar (Stage II).

Asumiendo que las propiedades de vida a fatiga del material se conocen con una desviación estándar del 8% y considerando un parámetro de asertividad del 95% (Ref.: [7]), un defecto nuclearía a las 17500 misiones “típicas”; siendo una “misión típica” aquella definida por: despegue, aplicación (cuarenta pasadas), salvar obstáculos (cuatro) y aterrizaje; para una configuración de carga del avión dada por 30% de combustible y 100% de producto.

CONCLUSIONES

Se estima que la aeronave vuela un máximo de 600 hs anuales, y se considera que cada misión tiene una duración aproximada de 30 min (Ref.: [5]). Con estos valores se calcula que la aeronave estaría sujeta a 1200 misiones típicas por año, lo que implica que en la región de unión de las platabandas consume un 7.2% de su vida a fatiga (a nucleación) cada año. Luego, para el caso estudiado, sería necesario volar por más de 14 años para que se produzca la iniciación de un defecto.

El análisis muestra que, de acumularse daño a lo largo de la vida de la aeronave, sería en exactamente aquella región en la que nuclearon las grietas que motivaron el trabajo, solo que con los cambios añadidos al diseño por Ayres Corporation y la FAA oportunamente, la iniciación tomaría mucho más tiempo que el que tomó la generación de los defectos que produjeron los accidentes en su momento. Adicionalmente, si se toma en cuenta al resto de los agujeros de la platabanda, el estudio revela que existe la posibilidad de nucleación múltiple.

El número de ciclos estimado en este trabajo como necesario para iniciar un defecto en la solución estructural actual, sugiere que bastaría con incluir al plan de mantenimiento una inspección de la región de potencial acumulación de daño (agujeros de diámetro 1/4" y 5/16") mediante NDT cada 2 años de operación de la aeronave (2400 misiones típicas), esto es, cada +15% de daño acumulado (aprox.).

Los resultados de este estudio no contemplan los posibles efectos que puedan tener en la velocidad de iniciación de los defectos, la presencia de algún agente corrosivo. En este tipo de aviones, siempre existe la posibilidad de corrosión como consecuencia del tipo de producto que se transporta y aplica, sumado a las dificultades para realizar limpiezas profundas de algunas regiones y componentes.

REFERENCIAS

- [1] “Analysis and Design of Flight Vehicle Structures”, E. F. Bruhn, 1973.
- [2] “Mechanical Behavior of Materials”, N. E. Dowling, Third Edition, Prentice Hall, 2007.
- [3] “Análisis de Fatiga en Máquinas”, R. Avilés, Paraninfo, 2005.

- [4] “SAE Fatigue Design Handbook”, Society of Automotive Engineers (USA), 1988.
- [5] “Evaluación de Tolerancia al Daño en Componentes de Aeronaves”, A. M. Tonin & M. G. R. Zabala, Trabajo Final de Grado – Ingeniería Aeronáutica (IUA), 2013.
- [6] “ANSYS 14.0 Help”, ANSYS Inc., 2011.
- [7] “Random Vibration: Theory and Practice”, Paul H. Wirsching, Thomas L. Paez & Keith Ortiz, 1995. ISBN 0-486-45015-5.