

ANÁLISIS DE FATIGA EN LA ESTRUCTURA DEL HELICÓPTERO BELL UH-1H POR MEDIO DEL SOFTWARE AFGROW

Trabajo para optar al Título de **Ingeniero Mecánico**

Profesor Patrocinante Sr. Milton Lemarie Oyarzún Ingeniero Civil Mecánico

HUMBERTO JOSÉ ALMONACID ALARCÓN

Valdivia – Chile 2005 El Profesor Patrocinante y Profesores Informantes del Trabajo de Titulación Comunican al Director de la Escuela de Mecánica de la Facultad de Ciencias de la Ingeniería que el Trabajo de Titulación del señor:

HUMBERTO JOSÉ ALMONACID ALARCÓN

Ha sido aprobado en el examen de defens para optar al Título de Ingeniero Mecánico. Y firman:	
Profesor Patrocinante:	
Ing. Sr. Milton Lemarie O.	
Profesores Informantes:	
M.Sc. Sr. Héctor Legüe L.	
Dr. Pedro Reumay R.	
V°B° Director de Escuela	
Sr. Enrique Salinas A.	

II

AGRADECIMIENTOS

En forma especial a mi madre Gladys Alarcón Mora, por enseñarme lo valioso que es cultivar los dones de fortaleza, paciencia y sabiduría, ya que gracias a ellos he podido enfrentar las adversidades que se han ido dando en este sueño que comenzó un lejano día cuando tenía cinco años.

Gracias a mis profesores por guiarme en la senda del saber, en especial a Don Milton Lemarie Oyarzún y Don Nelson García Medina por su apoyo incondicional y sincera amistad.

Finalmente, a todos aquellos que han hecho posible que este proceso haya tenido tan satisfactorio término.

Muy agradecido...

Humberto José Almonacid Alarcón

Valdivia, Agosto de 2005

DEDICATORIA

"CON MUCHO CARIÑO PARA CAROLINA... MI CHIQUITITA POR CREER EN MÍ"

IV

INDICE DE CONTENIDOS

CONTENIDO		Página
Resumen		1
Summary		2
-		
Introducci	on	3
Objetivo G	General	6
Objetivos	Específicos	6
Metodolog	gía	7
Capítulo I	Mecánica de la Fractura	9
1.1 Mecá	nica de la fractura elástica lineal (MFEL)	10
1.1.2 1.1.3 1.1.4	Modos de fractura Practor de intensidad de esfuerzos Tamaño de la zona plástica Influencia del espesor La tasa de liberación de energía	11 11 15 16 18
1.2 Mecá	nica de la fractura elástico plástica (MFEP)	20
1.2.3 1.2.3 1.2.4 1.2.5	La integral J Desplazamiento de la abertura en la punta de la grieta (CTOD) El modelo de Dudgale-Barenblatt y la relación entre CTOD y J Ángulo de la abertura en la punta de la grieta (CTOA) El factor de intensidad de esfuerzos basado en J Factor de intensidad de esfuerzos corregido para considerar la zona plástica	21 24 26 28 29 29
Capítulo II	: Materiales y Ensayos no destructivos en Aviación	31
2.1 Mate	riales utilizados en Aeronáutica	32
2.1.1 2.1.2 2.1.3 2.1.4	Aceros	32 32 33 33 34 34 35
2.2 Ensa	yos No destructivos	36
	Ensayo por Líquidos penetrantes Ensayo por Partículas Magnéticas Ensayo Radiográfico	38 41 44

	2.2.5	Ensayo por Corrientes Parásitas Ensayo por Ultrasonidos Resumen de Métodos no destructivos	47 50 54
2.3	Caracte	rización de grietas	55
Сар	ítulo III:	Propagación de Grietas por Fatiga	59
3.1	Mecani	smos de fatiga	60
3.2	Cierre o	de la grieta y el umbral de fatiga	66
3.3	Efecto	de las sobrecargas	68
3.4	Nuclea	ción o Población de defectos	68
3.5	Modelo	s de propagación de grietas por fatiga	70
	3.5.2	Ecuación de Walker Ecuación de Forman Ecuación NASGRO	70 72 74
3.6	Modelo grietas	conceptual de la simulación de propagación de	76
3.7	Softwar	e de predicción de propagación de grietas AFGrow	78
Сар	itulo IV:	Generalidades sobre Helicópteros	81
4.1	Clasific	ación de los Helicópteros	82
4.2	Clasific	ación de los Rotores	83
	4.2.2	Rotores Completamente articulados Rotores Semi-Rígidos Rotores Rígidos	83 83 84
4.3	Vibracio	ones en helicópteros	84
4.4	Helicóp	tero Bell UH-1H "Iroquois"	85
	4.4.4	Zonas críticas en la estructura del Bell UH-1H Vertical Fin Spar Caja de 90° y estación 194 Elevador sincronizado Mástil del Rotor Principal	87 87 89 90 91
Сар	ítulo V:	Análisis de Fatiga Helicóptero Bell UH-1H	94
5.1	Grieta hole)	Pasante en un agujero (Single Through Crack at	95
5.2	Grietas	de esquina en un agujero con agujeros adyacentes	106
5.3	Elemer	to Perteneciente al Sistema de Transmisión	109

VI

5.4	Soluciones al Problema de propagación de grietas	112
6.	Conclusiones	116
7.	Bibliografía	118
8.	Anexos	120

VII

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	Página
Figura Nº1. Los tres modos básicos de fractura: a) Modo I o de abertura b) Modo II o de deslizamiento c) Modo III o de desgarre	11
Figura N°2. Grieta a través del espesor en una placa infinita cargada.	12
Figura №3. Estado de tensión en el vértice de la grieta.	14
Figura Nº4 . Región deformada plásticamente para el estado de esfuerzo y deformación plana.	15
Figura N°5. Evolución crítica del factor de intensidad de tensiones con el espesor de la muestra.	16
Figura Nº6. Esquema del comportamiento esfuerzo-deformación de materiales elástico no lineal y elástico plástico.	21
Figura Nº7. Contorno arbitrario alrededor de de la punta de la grieta.	21
Figura Nº8. Sistema de ejes coordenados en la vecindad de una grieta.	23
Figura №9. Desplazamiento de la abertura en la punta de la grieta.	24
Figura Nº10. Estimación de CTOD a partir de la corrección de la zona plástica de Irwin.	25
Figura №11. Modelo de Dudgale-Barenblatt.	27
Figura №12. Definición de CTOA.	28
Figura Nº13. Comparación de parámetros elásticos y elástico plásticos para grietas que se propagan desde una perforación. Reproducido de Newman 1992.	30
Figura Nº14. Ensayo por líquidos penetrante. a) aplicación del penetrante. b) exceso de penetrante es removido dejando líquido al interior de la grieta. c) aplicación del revelador, delineando la grieta existente.	39
Figura Nº15. Comparación de flujos de una corriente de agua y un campo magnético ante un obstáculo.	42
Figura №16. Uso del Rayo X para descubrir defectos.	45
Figura №17. Patrón de corriente parásita.	49
Figura №18. Principios del ultrasonido.	52
Figura №19. Especificaciones para las grietas iniciales.	57
Figura №20. Variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave.	60

VIII

Figura №21. Crecimiento de grieta por fatiga bajo condiciones de fluencia a pequeña escala.	62
Figura Nº22. Comportamiento típico de crecimiento de grietas por fatiga en metales.	64
Figura N°23. Cierre de la grieta durante crecimiento por fatiga. Las caras de la grieta pierden contacto a un valor de carga positivo (a), lo que reduce el factor de intensidad de esfuerzos efectivo (b).	66
Figura N°24. Tensiones residuales creadas por una sobrecarga aislada.	68
Figura N°25. Software de predicción de grietas AFGROW de la Fuerza Aérea de Estados Unidos.	80
Figura Nº26. Helicóptero Bell UH-1H "Iroquois".	86
Figura N°27. Inspecciones vertical fin spar de acuerdo a safety-of-fligth UH-1-99-03.	88
Figura N°28. Inspecciones caja de transmisión de 90°	89
Figura N°29. Inspecciones estación 194, de acuerdo TM-55-1520-210-23-1.	90
Figura N°30. Inspecciones elevador sincronizado, de acuerdo a TM-55-1520-210-23-1.	91
Figura Nº31. Inspecciones en el mástil, de acuerdo a 14 CFR part 39.	92
Figura Nº32. Información del Análisis.	95
Figura Nº33. Modelos Clásicos.	96
Figura N°34. Dimensiones del Espécimen.	97
Figura Nº35. Espectro de carga selección.	98
Figura Nº36. Espectro de carga archivos.	98
Figura Nº37. Ecuación Nasgro Material Properties.	99
Figura Nº38. Constantes Ecuación Nasgro.	100
Figura №39. Preferencias de Predicción.	101
Figura Nº40. Espécimen de tres agujeros con dos grietas de esquina. (Grietas y agujeros múltiples).	106
Figura Nº41. Espécimen Representativo Elemento Dinámico con Grieta Pasante en el centro.	109
Figura №42. Modo de Reparación y diseño de Parches de AFGrow.	112
Figura Nº43. Dimensiones del Parche y Propiedades adhesivas.	113
Figura Nº44. Propiedades de diseño del parche.	114

IX

INDICE DE TABLAS

TABLA	Página
Tabla №1. Resumen de métodos NDI.	54
Tabla Nº2. Tamaño inicial mínimo de grieta para análisis de fractura, basado en métodos Standard de ensayos no destructivos. (En mm).	58
Tabla Nº3. Constantes utilizadas en la ecuación de Walker para varios materiales.	72
Tabla Nº4. Constantes utilizadas en la ecuación de Forman para varios materiales.	73
Tabla Nº5. Dimensiones y características principales del Bell UH-1H.	85
Tabla №6. Resultados para ecuación de NASGRO.	102
Tabla №7. Resultados para ecuación de NASGRO Aumento Esfuerzo 10%.	104
Tabla №8. Resultados para ecuación de NASGRO Aumento Esfuerzo 20%	105
Tabla №9. Resultados para ecuación de NASGRO Agujeros y grietas Múltiples.	107
Tabla Nº10. Resultados para ecuación de NASGRO Elemento Dinámico.	111

RESUMEN

El presente estudio tiene por objeto elaborar un procedimiento para detectar, analizar e interpretar por medio del software AFGrow, las grietas presentes en la estructura del helicóptero Bell UH-1H, debido a la no existencia de un método estandarizado para ser utilizado por este software.

Para lograr lo antes mencionado, se efectuó la revisión bibliográfica de las diferentes teorías de la mecánica de la fractura, determinando los parámetros que la rigen. Además, se estudiaron distintos tipos de materiales aeronáuticos, métodos y procedimientos de ensayos no destructivos utilizados por la industria de la aviación civil y militar, estableciendo los límites dentro de los cuales sería realizado el análisis final de las grietas.

De acuerdo a lo anterior, se analizaron las grietas presentes en la estructura del helicóptero utilizando el software AFGrow, obteniendo resultados muy similares a los medidos experimentalmente.

La conclusión general que se obtiene, es que el software AFGrow es una poderosa y eficiente herramienta para el análisis de grietas, siendo de suma importancia el lograr la debida caracterización de las variables involucradas para obtener resultados de predicción objetivos.

SUMMARY

The present study has for object elaborate a procedure to detect, analyze and interpret by means of the software AFGrow, the cracks in the structure of the helicopter Bell UH-1H, due to the non existence of a method standardized to be used by this software.

To achieve the before mentioned, the bibliographical revision of the different theories of the mechanics of the fracture was made, determining the parameters that govern it. Also, the different types of aeronautical materials, methods and procedures of non destructive rehearsals used by the industry of the civil and military aviation was studied, establishing the limits inside which it would be carried out the final analysis of the cracks.

According to the above-mentioned, the cracks in the structure of the helicopter were analyzed using the software AFGrow, obtaining very similar results to those measured experimentally.

The general conclusion that one obtains, is that the software AFGrow is a powerful and efficient tool for the analysis of cracks, being of supreme importance achieving the due characterization of the variables involved to obtain objective prediction results.

Introducción

A través de los años los diseños aeronáuticos y astronáuticos han presentado un vertiginoso desarrollo científico y tecnológico, creándose la necesidad de contar con materiales en cierto grado, más resistentes, más durables y con características especiales, debido a las extenuantes condiciones ambientales y de esfuerzo a que son expuestas estas estructuras. Paralelamente a esto, se han ido desarrollando nuevos métodos y técnicas para determinar el daño en la estructura de una aeronave a través de su vida en servicio; es aquí donde las teorías sobre grietas cobran su importancia, ya que son una herramienta eficaz a la hora de determinar la condición de estructuras sometidas a cargas repetitivas que producen fatiga de materiales.

Por medio de estas teorías es posible conocer el estado de las grietas en diferentes piezas de una aeronave, siendo de gran importancia, ya que en combinación con inspecciones rutinarias, ensayos no destructivos y análisis por medio de software, nos permite predecir en cierta medida, el momento en que deben ser retiradas partes y/o piezas que presentan signos evidentes de fatiga y por ende reducción de su vida útil, evitando de esta manera, que las grietas alcancen su longitud crítica, para la cual se produce la falla en forma catastrófica.

Es así como se producen las primeras catástrofes en aviación debido al crecimiento inestable de grietas, como lo fué el sufrido por el malogrado De Havilland Comet, primer avión comercial a reacción, que debido a las imposiciones de costos y de operación, debía volar a una altitud sobre los 35000 ft. para lograr el máximo rendimiento de sus motores. Debido a esta imposición, los ingenieros se vieron en la obligación de reducir el peso de la aeronave, en desmedro de la resistencia de la estructura, que finalmente contribuyó a desarrollar un efecto trágico, ya que un error de diseño terminó por destruir el ambicioso sueño de la empresa Inglesa de dominar el tráfico aéreo de pasajeros. Investigaciones posteriores determinaron que las ventanas del

avión, que eran casi totalmente cuadradas; ayudaron a la formación de grietas por fatiga, dadas las altas concentraciones de esfuerzos en sus esquinas.

Hoy en día para evitar estos acontecimientos se utilizan análisis de tolerancia al daño (damage tolerance), que implica que la estructura ha sido evaluada para asegurar que si ocurriera daño por fatiga, corrosión o como causa de algún accidente, la estructura restante es capaz de soportar cargas razonables sin fallas o deformación estructural excesiva hasta que el daño sea detectado. Como lo es también el criterio de safe life (vida segura) que significa que la estructura ha sido evaluada para soportar las cargas repetidas de magnitud variable que se espera que soporte durante su vida útil sin presentar grietas detectables.

Estos criterios junto a otros son aplicados especialmente al diseño y mantención de aviones, helicópteros y estructuras aeronáuticas en general.

Considerando todo lo anterior, podemos decir, que el problema principal que se presenta para este estudio, es la reducción de la confiabilidad operacional ocasionada por las grietas iniciadas debido a fatiga de materiales, en lugares críticos y específicos de la estructura del fuselaje del helicóptero Bell UH-1H y en sus elementos dinámicos, pertenecientes a su motor y transmisión. La problemática asociada, corresponde particularmente a accidentes catastróficos y tiempos de mantenimiento imprevistos.

El Helicóptero Bell UH-1H, de fabricación Norteamericana, en nuestro país desempeña labores militares y civiles para el traslado de tropas, labores de traslado de enfermos (medevac) y labores en el combate de incendios, entre otras.

Este proyecto, se centrará en desarrollar un método destinado a utilizar el software AFGrow para analizar las grietas detectadas por medio de ensayos no destructivos, interpretando los resultados y determinando el número de ciclos necesarios para que las grietas alcancen su longitud crítica.

El software AFGrow es un programa desarrollado por el Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (Air Force Research Laboratory), basado en fórmulas empíricas, que permiten determinar en forma rápida y confiable, el estado de grietas en estructuras aeronáuticas.

Para lograr lo antes planteado, se realizó la debida recolección de información, respecto a ensayos no destructivos, materiales y estructura del helicóptero, además de visitas en terreno, para realizar de manera correcta el posterior análisis e interpretación por medio de AFGrow de las condiciones de las grietas presentes en las zonas críticas del fuselaje.

El estudio realizado, sentará las bases del método para futuros análisis de grietas, con esta modalidad de software en diferentes aeronaves. Para ello se plantea como hipótesis, que es factible desarrollar un método para analizar e interpretar, a través del software AFGrow, las grietas detectadas en la estructura del helicóptero por medio de ensayos no destructivos, diferente a los análisis de tolerancia al daño, para ser utilizado directamente en el mantenimiento de la aeronave.

A continuación se plantean los objetivos y la metodología en los cuales se basará el análisis de fatiga a la estructura del helicóptero Bell UH-1H "Iroquois".

Objetivo General

Desarrollar un método de análisis de grietas, que permita detectarlas por medio de inspecciones no destructivas, analizarlas por medio del software AFGROW, interpretar los resultados obtenidos y evaluar si estas grietas se encuentran en condiciones operacionales inseguras.

Objetivos Específicos

- a. Caracterizar los diferentes métodos de ensayos utilizados para realizar inspecciones no destructivas en aviación.
- b. Clasificar los materiales más comúnmente utilizados en estructuras aeronáuticas y sus diferentes propiedades, particularmente en el helicóptero Bell UH-1H.
- c. Determinar las zonas críticas de la estructura, propensas a la formación de grietas por fatiga.
- d. Aplicar los métodos apropiados de ensayo a los distintos elementos estructurales críticos del helicóptero.
- e. Clasificar las grietas de acuerdo a sus características por medio de las distintas teorías de la mecánica de fractura.
- f. Analizar por medio del software AFGROW, las grietas detectadas en los elementos estructurales.
- g. Interpretar los resultados obtenidos debido al análisis.

- h. Evaluar el estado de comportamiento estable o inestable de las grietas.
- i. Elaborar un procedimiento para detectar, analizar, interpretar y evaluar las grietas por fatiga en las zonas críticas del helicóptero.

Metodología

- a. Recopilar información necesaria de los ensayos no destructivos más comúnmente utilizados en la industria aeronáutica para realizar inspecciones en aeronaves, su metodología y aplicación.
- Realizar la debida clasificación de los materiales por intermedio de información bibliográfica. (Manuales de Mantenimiento de la aeronave, etc.)
- c. Identificar las zonas críticas de la estructura de la aeronave por medio de la recopilación de directivas de advertencia emitidas por el fabricante y por medio de inspecciones en terreno.
- d. Identificar los métodos apropiados para inspeccionar los elementos estructurales de la aeronave, a través de manuales de mantenimiento y el estudio de los ensayos anteriormente señalados.
- e. Clasificar las grietas por medio del estudio del arte de la mecánica de la fractura, sus diferentes teorías y aplicaciones a la mecánica de sólidos.
- f. Realizar el análisis adecuado de las grietas por medio del software AFGrow utilizando para ello, información electrónica, consultas a

expertos y manuales de uso, que entregan los conocimientos necesarios para operar el programa.

- g. Interpretar los resultados por medio de gráficos, tablas y teoría sobre el estudio de grietas por fatiga en aviación.
- h. Evaluar por medio de la información entregada por el software, el estado de estabilidad o inestabilidad de las grietas en la estructura de la aeronave.
- i. Utilizando todo lo anterior, elaborar un procedimiento escrito que entregue los pasos a seguir, para conocer de forma detallada el comportamiento de las grietas por fatiga en el Helicóptero, desde su detección, hasta su final evaluación.

Capítulo I: Mecánica de la Fractura

Antes de comenzar cualquier análisis, debemos tener en claro como funciona el mecanismo de propagación de grietas en estructuras aeronáuticas, y de otro tipo.

El proceso de iniciación y propagación de una grieta hasta llegar a su tamaño final se divide en tres períodos: (a) daño inicial a escala sub-microscópica, (b) daño visible, inicio de la grieta y crecimiento, para después tener finalmente, (c) fractura instantánea.

La mecánica de la fractura clásica estudia el proceso que cubre los períodos de (b) daño visible y (c) falla final. Uno de los métodos para analizar este proceso es el método de la mecánica de la fractura elástico lineal (MFEL ó LEFM). Este método es válido cuando el material afectado por la grieta permanece elástico, con una pequeña zona plástica alrededor de la punta de la grieta. En este caso la grieta se comporta en forma frágil. La fractura frágil puede ser modelada usando como parámetro el factor de intensidad de esfuerzos, K. Este parámetro define el campo de esfuerzos en la vecindad de la punta de la grieta.

Cuando la deformación plástica alrededor de la punta de la grieta se vuelve muy grande, la MFEL pierde validez. En este caso, se deben emplear parámetros adecuados para la fractura semi-dúctil de materiales, como la integral *J* o también el ángulo de abertura en la punta de la grieta más conocido como crack tip openning angle (CTOA). Estos últimos pertenecen a la mecánica de la fractura elástico plástica (MFEP ó EPFM).

La MFEL ha sido empleada con éxito en estructuras aeronáuticas y es actualmente el método estándar para esta aplicación (Newman, J.C., 2000).

Existen las herramientas computacionales para aplicarlo a problemas reales. Además, los materiales aeronáuticos se encuentran caracterizados según sus parámetros.

1.1 Mecánica de la fractura elástica lineal (MFEL)

Dowling (1998), con base en datos del gobierno de Estados Unidos, propone que: "El costo anual para la economía de Estados Unidos por fatiga de los materiales, en dólares de 1982, es de alrededor de 100.000 millones, correspondiendo a aproximadamente el 3 % del producto nacional bruto (PNB). Estos costos provienen de la ocurrencia o prevención de fallas por fatiga en vehículos terrestres, vehículos sobre rieles, aeronaves de todo tipo, puentes, grúas, equipos de plantas generadoras de energía, estructuras de pozos petroleros submarinos y una amplia variedad de maquinaria y equipos varios, como artefactos domésticos, juguetes y equipos deportivos."

Según Shigley (2002), la idea de que existen grietas en las piezas y/o partes, aún antes de que comience su servicio y que estas pueden crecer durante el servicio, ha conducido a la frase descriptiva "diseño tolerante al daño". El enfoque de esta filosofía se pone en el crecimiento de las grietas hasta que se hacen críticas y la pieza y/o parte se elimina del servicio. La herramienta de análisis es la mecánica de la fractura elástica lineal (LEFM, por sus siglas en inglés). La inspección y el mantenimiento son esenciales en la decisión de retirar las piezas y/o partes, antes que las grietas alcancen su longitud crítica.

A continuación definiremos correctamente el término fractura. Ortúzar (1999) dice que se puede definir "fractura" como la culminación del proceso de deformación plástica. En general se manifiesta como la separación o fragmentación de un cuerpo sólido en dos o más partes bajo la acción de un estado de cargas.

En particular, para diferenciar los tipos de fractura que existen, considerando el fenómeno en el extremo de la grieta, se pueden definir claramente dos grupos:

 Fractura Dúctil es aquella que progresa como consecuencia de una intensa deformación plástica asociada al extremo de la grieta. Fractura Frágil es aquella que se propaga con muy poca deformación plástica en el vértice de la grieta.

1.1.1 Modos de fractura

Antes de analizar las variaciones de esfuerzos y deformaciones en cuerpos fisurados sometidos a cargas externas, es necesario definir los diferentes modos de fractura. En este sentido, existen tres modos básicos de desplazamiento de las caras de una fisura cuando es sometida a tensiones En el modo I la carga principal es aplicada normal al plano de la grieta y tiende a abrir la grieta. El modo II corresponde a corte en el plano de la grieta y tiende a deslizar una cara de la grieta con respecto a la otra. El modo III se refiere a corte fuera del plano. Un cuerpo agrietado puede estar cargado de acuerdo a cualquiera de estos tres modos o con una combinación de ellos. (Figura Nº1).

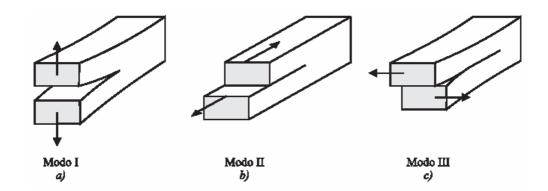


Figura Nº1. Los tres modos básicos de fractura: a) Modo I o de abertura b)

Modo II o de deslizamiento c) Modo III o de desgarre

1.1.2 Factor de intensidad de esfuerzos

Valdebenito (2003) basado en los planteamientos de Irwin dice que: la MFLE basa su estudio de esfuerzos en la zona de fluencia que presenta el vértice de la grieta, la cual puede ser descrita mediante el factor de intensidad de esfuerzos, ya que al aplicar una fuerza externa a un cuerpo elástico que

contiene una grieta (Figura N°2), la zona cercana a ésta (vértice) es sometida a esfuerzos de tracción (σ), además de los esfuerzos de corte (τ) sobre planos de 45° respecto al plano de la grieta. De esta forma el vértice de la grieta puede alcanzar esfuerzos de fluencia, aunque la tensión media a la que se encuentra sometida la estructura sea inferior a este valor, por lo que la fractura puede producirse si el valor del esfuerzo en el vértice de la grieta es superior al valor del esfuerzo de fluencia.

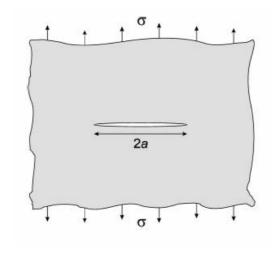


Figura Nº2. Grieta a través del espesor en una placa infinita cargada.

En un material isotrópico linealmente elástico, bajo condiciones de esfuerzo plano o deformación plana, los campos de esfuerzos y de deformaciones en la punta de la grieta presentan una singularidad del orden de $r^{-1/2}$, así Irwin demostró que, en la vecindad de la punta de la grieta, el campo de esfuerzos elásticos puede ser expresado de acuerdo a la siguiente expresión:

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot r}} \cdot \sigma_{ij}(\theta) \tag{1.1}$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot r}} \cdot \varepsilon_{ij}(\theta) \tag{1.2}$$

Según lo planteado por Grandt (2001), de acuerdo a los trabajos desarrollados por Irwin, el campo de esfuerzos en la punta de la grieta (Figura N°3) en el modo I esta dado por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \end{bmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot r}} \cdot \cos(\theta/2) \cdot \begin{bmatrix} 1 - sen(\theta/2) \cdot sen(3\theta/2) \\ 1 + sen(\theta/2) \cdot sen(3\theta/2) \end{bmatrix}$$
(1.3)

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot r}} \cdot \left(sen \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{3\theta}{2} \right) \tag{1.4}$$

$$\sigma_{z} = \begin{cases} 0 & \text{Estado de Esfuerzo Plano} \\ v \cdot (\sigma_{x} + \sigma_{y}) & \text{Estado de Deformación Plana} \end{cases}$$
 (1.5)

$$U = \frac{K_I}{E/(2+2v)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - 2v + sen^2 \frac{\theta}{2} \right)$$

$$= \frac{K_I}{E/(2+2v)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left(\frac{1-v}{1+v} + sen^2 \frac{\theta}{2} \right)$$

$$(1.6)$$

$$V = \frac{K_I}{E/(2+2v)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} sen \frac{\theta}{2} \left(1 - 2v - \cos^2 \frac{\theta}{2} \right)$$

$$= \frac{K_I}{E/(2+2v)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} sen \frac{\theta}{2} \left(\frac{2}{1+v} - \cos^2 \frac{\theta}{2} \right)$$

$$(1.7)$$

Donde K_I es el factor de intensidad de esfuerzos en el modo I, ν es el módulo de Poisson y las letras U y V representan los desplazamientos en los ejes x e y, respectivamente.

Se puede considerar que cualquier tipo de grieta en un medio elástico (modo I) tiene una distribución de tensión dada por las ecuaciones (1.3) y (1.4).

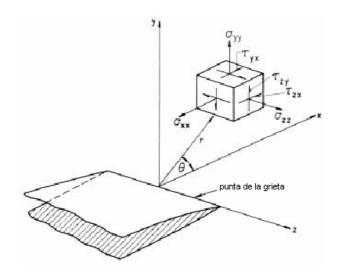


Figura Nº3. Estado de tensión en el vértice de la grieta.

Según Irwin el factor de intensidad de esfuerzos "K" para la mecánica de la fractura, depende linealmente de la carga aplicada y es una función de la longitud de la grieta y otros parámetros geométricos característicos del cuerpo, cuya expresión se encuentra dada por:

$$K = \sigma \cdot \sqrt{2 \cdot a} \cdot \beta(a) \tag{1.8}$$

Donde: (Unidades Métricas e inglesas)

K : Factor de intensidad de esfuerzos. ($Mpa \cdot \sqrt{m}$ ó $ksi \cdot \sqrt{in}$)

 σ : Esfuerzo aplicado a la grieta.

a : Largo de la grieta.

 $\beta(a)$: Factor de forma, en función de la geometría del cuerpo.

$$K = \sigma \sqrt{\pi \cdot a} \cdot \beta(a)$$
 Para cuerpo infinito (1.9)

Para la placa de la Figura N°2 se tiene que:

$$\beta = 1.12$$

En este caso particular β no depende de a, debido a que se trata de una placa de ancho infinito. Es decir, mientras el largo de la grieta a sea finito, la forma de la placa es la misma para efectos del campo de esfuerzos en la vecindad de la punta de la grieta.

1.1.3 Tamaño de la zona plástica

Para determinar el tamaño de la zona plástica en la punta de la grieta se utiliza el criterio de fluencia de Von Mises, según esto, la zona deformada plásticamente sufre una reducción a medida que avanza a través del espesor, desde la zona exterior hacia la interior, siendo la forma y el tamaño dependientes del estado de esfuerzo que actúa en el vértice de la grieta (Figura N°4).

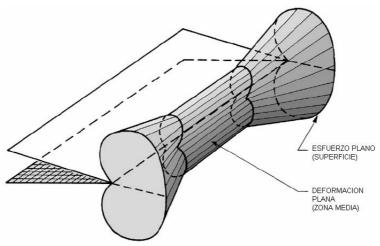


Figura Nº4. Región deformada plásticamente para el estado de esfuerzo y deformación plana.

1.1.4 Influencia del espesor

Dowling (1998), plantea que el espesor de la probeta tiene una influencia importante sobre el estado tensional en la punta de la grieta. Asimismo, para asegurar que la mayor parte de la punta de la grieta está en condiciones de deformación plana, se requiere un espesor suficientemente grande. La evolución del factor crítico de intensidad de tensiones con el espesor esta representada en la Figura $N^{\circ}5$. Se puede observar en un primer tiempo que el valor de K_{IC} es mayor para condiciones de tensión o esfuerzo plano que para condiciones de deformación plana, por lo que es este último valor el que se debe considerar para cuestiones de diseño. Este valor es una verdadera propiedad del material, que puede ser determinada experimentalmente siguiendo el estándar ASTM E-399 (1994).

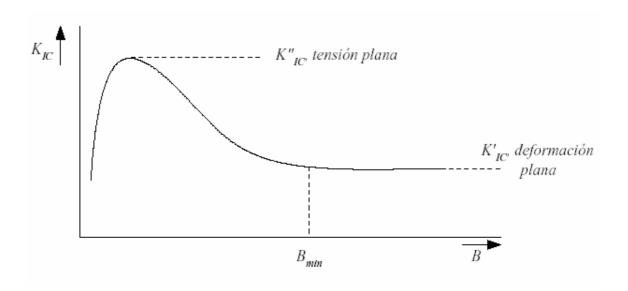


Figura N°5. Evolución crítica del factor de intensidad de tensiones con el espesor de la muestra.

Se puede observar además, que para espesores mayores a un cierto valor B_{min} , el valor de la tenacidad a la fractura no depende más del espesor, al ser

despreciable la influencia de la parte de la punta de la grieta que no esta en condiciones de deformación plana.

Por lo tanto, no es posible aplicar valores de *K* medidos en especimenes gruesos en condiciones de deformación plana para predecir la fractura bajo condiciones de esfuerzo plano en planchas delgadas, o viceversa. Luego, el criterio de fractura es el siguiente: ocurrirá fractura cuando *K* alcance un valor crítico, habiendo sido determinado este valor crítico experimentalmente, usando probetas del mismo espesor que el elemento a evaluar.

De modo general el espesor requerido para asegurar las condiciones de deformación plana es:

$$B \ge 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_y}\right)^2 \tag{1.10}$$

El requerimiento para el espesor asegura que existe deformación plana, mientras que los requerimientos para las dimensiones en el plano aseguran que el comportamiento es elástico lineal y que K_I caracteriza el estado de esfuerzos en la punta de la grieta. El número 2,5 en la ecuación (1.10) fue elegido después de examinar una cantidad considerable de datos experimentales. El término del lado derecho de la ecuación (1.10) corresponde a aproximadamente 50 veces el tamaño de la zona plástica en deformación plana, lo que asegura las condiciones de deformación plana y elasticidad lineal. De esta forma se obtiene un valor de K_{IC} que es una propiedad del material y, por lo tanto, no depende del tamaño o de la geometría del cuerpo agrietado.

1.1.5 La tasa de liberación de energía

Una grieta se propaga si la energía que ésta libera al crecer es suficiente para proveer toda la energía necesaria para el crecimiento de la misma. Si no se cumple lo anterior, el nivel de esfuerzos debe ser aumentado. Este principio fue postulado por Griffith en 1921. La condición necesaria para la propagación es:

$$G = \frac{1}{R} \frac{dU}{da} = \frac{1}{R} \frac{dw}{da} = R \tag{1.11}$$

Donde U es la energía elástica, w la energía requerida para el crecimiento de la grieta y B es el ancho de la estructura. La tasa de liberación de energía G tiene dimensiones de energía por unidad de largo de la grieta por unidad de espesor de la estructura $\left(J/m^2\right)$. La energía consumida en propagar la grieta, R, se denomina resistencia de la grieta o resistencia a la fractura. En primera aproximación, se puede asumir que la energía requerida para propagar una grieta es la misma para cada incremento da. Esto significa que R es una constante. La condición de energía de la ecuación (1.11) requiere que G sea al menos igual a R para que la propagación pueda ocurrir. Si R es una constante, esto quiere decir que G debe exceder una valor crítico G_c .

Se puede demostrar que:

$$G_{I} = \frac{\kappa + 1}{8\mu} \left(K_{I}^{2} + K_{II}^{2} \right) + \frac{1}{2\mu} K_{III}^{2}$$
 (1.12)

$$G_{II} = \frac{\kappa + 1}{4\mu} \cdot K_{I} \cdot K_{II} \tag{1.13}$$

$$G_{III} = \frac{1}{2\mu} \cdot K_{III}^2 \tag{1.14}$$

Con:

$$\mu = \frac{E}{2(1+\nu)}$$
 Módulo de corte (1.15)

$$\kappa = 3 - 4\nu$$
 Deformación Plana (1.16)

$$\kappa = \frac{3 - v}{1 + v}$$
 Esfuerzo plano (1.17)

Los valores K_I , K_{II} y K_{III} no dependen de la condición de esfuerzo asumida (esfuerzo plano o deformación plana). Ésta debe ser introducida en la ecuación (1.12) y (1.13) debido a que de ella dependen G_I y G_{II} .

1.2 Mecánica de la fractura elástico plástica (MFEP)

La MFEP surge de la necesidad de suplir las limitaciones de la MFEL, para caracterizar configuraciones de grietas en las que la zona plástica no puede ser considerada pequeña con respecto a la singularidad elástica impuesta por la grieta. En estos casos se habla de plasticidad a gran escala. Estas condiciones son más comunes en materiales con alta resistencia a la fractura y baja resistencia a la fluencia, tales como los aceros usados en turbinas generadoras de potencia. Estos materiales son considerados dúctiles respecto de los materiales aeronáuticos que presentan alta resistencia a la fluencia y baja resistencia a la fractura.

En MFEL el parámetro indiscutido para caracterizar grietas es K, pues cumple con el objetivo de caracterizar el campo de esfuerzos en la punta de la grieta y la tasa de liberación de energía durante la extensión de la grieta. La búsqueda de un parámetro de MFEP que cumpla los mismos requerimientos que K no ha concluido. Los parámetros más utilizados en MFEP son la integral J, el desplazamiento de la abertura en la punta de la grieta (CTOD) y el ángulo de abertura en la punta de la grieta (CTOA).

1.2.1 La integral J

Rice (1968) aplicó la teoría de plasticidad por deformación al análisis de una grieta en un material no lineal, idealizando la deformación elástico plástica como no lineal elástica. Este comportamiento se muestra en la Figura Nº6.

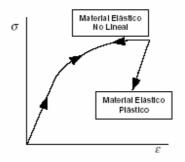


Figura Nº6. Esquema del comportamiento esfuerzo-deformación de materiales elástico no lineal y elástico plástico.

Esta simplificación restringe, en rigor, la aplicación de este parámetro a especimenes sometidos a cargas monotónicas. Es decir, no está permitida la descarga.

Rice demostró que la tasa de liberación de energía no lineal, J, puede ser escrita como una integral de línea independiente de la trayectoria.

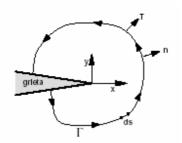


Figura N°7. Contorno arbitrario alrededor de de la punta de la grieta.

Sea un camino arbitrario dextrógiro alrededor de la punta de una grieta, Γ , como se muestra en la Figura N°7. La integral J fue definida por Rice como:

$$J = \int_{\Gamma} \left(w dy - T \frac{\partial u_i}{\partial x} ds \right)$$
 (1.18)

Donde w es la densidad de energía de deformación, T_i son las componentes del vector tracción, u_i son las componentes del vector desplazamiento y ds es un incremento a lo largo del contorno Γ . La densidad de energía de deformación se define como:

$$w = \int_{0}^{\varepsilon_{q}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij}$$
 (1.19)

Donde σ_{ij} y ε_{ij} son los tensores esfuerzo y deformación, respectivamente. El vector tracción es normal al contorno; sus componentes están dadas por:

$$T_i = \sigma_{ii} n_i \tag{1.20}$$

Donde n_i son las componentes del vector unitario normal a Γ .

Rice mostró que el valor de la integral J es independiente del camino de integración alrededor de la grieta. Además, demostró que J es igual a la tasa de liberación de energía en un cuerpo agrietado elástico no lineal. Es decir:

$$J = -\frac{dU}{da} \tag{1.21}$$

Luego, J es una versión más general de la tasa de liberación de energía. Para el caso particular de materiales elástico lineales J=G. Además, para configuraciones en modo I en condiciones de elasticidad lineal, se cumple que:

$$J = \frac{K_I^2}{E} \tag{1.22}$$

En 1968, se demostró que *J* caracteriza unívocamente el campo de esfuerzo y deformación en la vecindad de la punta de la grieta en materiales elásticos no lineales. Considerando la siguiente ley de esfuerzo deformación:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = \alpha \left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^m \tag{1.23}$$

Donde σ_0 es el esfuerzo de fluencia del material, la deformación representada por $\varepsilon_0 = \sigma_0/E$, α es una constante adimensional y m es el exponente de endurecimiento por deformación. Las relaciones para los campos de esfuerzo y deformación en la punta de una grieta bidimensional, con un sistema de ejes polares como el de la Figura N°8, son las siguientes:

$$\sigma_{ij} = \sigma_0 \left(\frac{J}{\alpha \cdot \sigma_0 \varepsilon_0 I_m r} \right)^{\frac{1}{1+m}} \hat{\sigma}_{ij}(\theta, m)$$
 (1.24)

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_0 \left(\frac{J}{\alpha \cdot \sigma_0 \varepsilon_0 I_m r} \right)^{\frac{1}{1+m}} \hat{\varepsilon}_{ij} (\theta, m)$$
 (1.25)

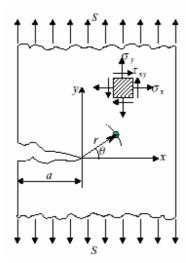


Figura Nº8. Sistema de ejes coordenados en la vecindad de una grieta.

Donde I_m es una constante de integración que depende de n, $\hat{\sigma_{ij}}$ y $\hat{\varepsilon_{ij}}$ son funciones adimensionales de m y θ . Estos parámetros también dependen del estado de esfuerzo deformación (esfuerzo plano o deformación plana). Las ecuaciones (1.24) y (1.25) reciben el nombre de singularidad HRR. Los valores de I_m , $\hat{\sigma_{ij}}$ y $\hat{\varepsilon_{ij}}$ para distintos valores de m están tabulados en Saxena (1998).

1.2.2 Desplazamiento de la abertura en la punta de la grieta (CTOD)

Wells (1961) intentó medir el factor de intensidad de esfuerzos crítico en aceros estructurales, encontrando que estos materiales eran demasiado resistentes a la fractura para ser caracterizados por la MFEL. Wells observó que las caras de la grieta se separan antes de la fractura, dado que la deformación plástica embota una grieta inicialmente afilada, como se muestra en la Figura Nº9.



Figura Nº9. Desplazamiento de la abertura en la punta de la grieta.

Wells realizó un análisis aproximado que relacionó CTOD al factor de intensidad de esfuerzos en el límite de validez de la MFEL. Sea una grieta con una zona plástica pequeña, como la de la Figura Nº10

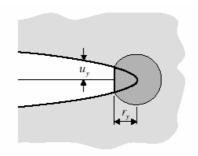


Figura N°10. Estimación de CTOD a partir de la corrección de la zona plástica de Irwin.

Irwin (1961) mostró que la plasticidad en la punta hace que la grieta se comporte como si fuera levemente más larga. Luego, se puede estimar CTOD calculando el desplazamiento real en la punta de la grieta, asumiendo un largo efectivo de $a + r_y$. De la MFEL se tiene que el desplazamiento u_y detrás de la punta de la grieta efectiva es:

$$u_{y} = \frac{\kappa + 1}{2\mu} K_{I} \sqrt{\frac{r_{y}}{2\pi}}$$
 (1.26)

Donde:

$$\kappa = 3 - 4\nu$$
 Deformación Plana

$$\kappa = (3 - \nu)/(1 + \nu)$$
 Esfuerzo Plano

Y la corrección para la zona plástica es:

$$r_{y} = \frac{1}{\alpha_{i}} \left(\frac{K_{I}}{\sigma_{0}} \right)^{2} \tag{1.27}$$

Donde α_i es un parámetro de constreñimiento, que considera el efecto del estado de esfuerzo tridimensional sobre la fluencia del material. $\alpha_i = 1/2\pi$ en esfuerzo plano y $\alpha_i = 1/6\pi$ en condiciones de deformación plana.

Reemplazando la ecuación (1.27) en la ecuación (1.26):

$$\delta = 2u_y = \frac{4}{\pi} \frac{K_I^2}{\sigma_0 E} \tag{1.28}$$

Donde δ es el CTOD. El CTOD también puede ser relacionado a la tasa de liberación de energía, G:

$$\delta = \frac{4}{\pi} \frac{G}{\sigma_0} \tag{1.29}$$

Wells postuló que el CTOD es un parámetro adecuado para caracterizar la punta de la grieta cuando la MFEL ya no es válida. Esto fue demostrado años después cuando se estableció una relación única entre CTOD y J.

1.2.3 El modelo de Dudgale-Barenblatt y la relación entre CTOD y J

El modelo de Dudgale-Barenblatt asume una zona plástica larga y delgada en un material sin endurecimiento por deformación bajo condiciones de esfuerzo plano. Por lo tanto, es válido sólo para placas delgadas. Según Saxena la suposición de una zona plástica delgada es válida para grietas en placas delgadas pues en estas los planos de deslizamiento están a ±45° del plano de la grieta, por lo tanto las bandas de deslizamiento intersectan la superficie limitando así su altura.

La zona plástica es modelada asumiendo una grieta de longitud $2a + 2\rho$, donde ρ es el largo de la zona plástica, con un esfuerzo de cierre igual al esfuerzo de fluencia σ_0 aplicado en cada punta de la grieta.

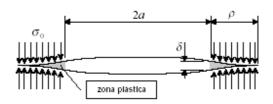


Figura Nº11. Modelo de Dudgale-Barenblatt.

Este modelo aproxima el comportamiento elástico plástico al superponer dos soluciones elásticas: una grieta bajo tracción uniaxial (sometida a un esfuerzo σ lejos de la grieta) y una grieta con esfuerzos de cierre en las puntas. El tamaño de la zona plástica está dado por:

$$\rho = a \cdot \sec\left(\frac{\pi}{2} \frac{\sigma}{\sigma_0}\right) - 1 \tag{1.30}$$

Se puede derivar una relación simple entre J y CTOD a partir del modelo de Dudgale. Si tomamos un camino de integración que sigue el contorno de la zona de deformación plástica por fajas, en la punta de la grieta a lo largo de la cual dy=0, la integral J se simplifica a:

$$J = \int_{a}^{a+\rho} \sigma_0 \frac{\partial}{\partial x} \left(u_2^+ - u_2^- \right) dx \tag{1.31}$$

Donde u_2^+ y u_2^- son los desplazamientos en la dirección y correspondientes a las superficies superior e inferior de la grieta. Luego,

$$J = \sigma_0 \left(u_2^+ - u_2^- \right)_a^{a+\rho} = \sigma_0 \delta \tag{1.32}$$

1.2.4 Ángulo de la abertura en la punta de la grieta (CTOA)

El criterio de fractura CTOA es esencialmente una integración de las deformaciones en la cercanía de la punta de la grieta. Es una evolución del parámetro CTOD propuesto por Wells. Dado que el CTOD tiene un valor límite de cero en la punta de la grieta, fue propuesta la pendiente local del perfil de abertura de la grieta en su punta, ó CTOA, como parámetro para caracterizar grietas. Newman (1984), Rice y Sorensen (1978) y Kanninen y Popelar (1985) definieron CTOA como el ángulo de abertura de la punta de la grieta medido a una distancia fija detrás de la punta de ésta. (Anexo 1)

El criterio CTOA establece que el ángulo mantiene un valor constante durante el crecimiento estable de grietas para un espesor dado de un material metálico. Este fenómeno ha sido observado en numerosos experimentos para un amplio rango de metales y ha sido verificado por simulaciones numéricas. La aplicación natural del criterio CTOA es la caracterización del crecimiento estable de grietas en placas delgadas de materiales metálicos. Un ejemplo es el estudio de resistencia residual en fuselajes de aeronaves desarrollado por Chen (1999).

La definición de CTOA propuesta por Newman, se muestra en la Figura N°12.

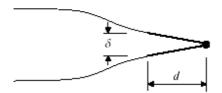


Figura Nº12. Definición de CTOA.

Considerando sólo deformaciones según el modo I, se tiene que:

$$CTOA = 2 \tan^{-1} \left(\frac{\delta}{2d} \right)$$
 (1.33)

Donde δ es el CTOD medido a una distancia específica, d, detrás de la punta de la grieta.

1.2.5 El factor de intensidad de esfuerzos basado en J

La ecuación (1.22) relaciona K y J en condiciones de elasticidad lineal y esfuerzo plano. El factor de intensidad de esfuerzos basado en J se define extendiendo esta relación a un estado de esfuerzo deformación arbitraria:

$$K_J = \frac{JE}{1 - \eta^2} \tag{1.34}$$

Donde η =0 en esfuerzo plano y η = ν (módulo de Poisson) en deformación plana. La ecuación (1.34) permite evaluar la validez del supuesto de elasticidad lineal para una grieta de configuración conocida, siempre que sea posible evaluar K y J. El valor del factor de intensidad de esfuerzos calculado mediante MFEL, K_e , será muy cercano a K_J en el rango de validez del supuesto de plasticidad a pequeña escala.

1.2.6 Factor de intensidad de esfuerzos corregido para considerar la zona plástica

Newman (1984) definió un factor de intensidad de esfuerzos corregido para considerar la zona plástica. Para este efecto se adiciona una porción del largo de la zona plástica obtenida del modelo de Dudgale, ρ (Ecuación 1.30), al largo de la grieta, a. El factor de intensidad de esfuerzos corregido queda expresado por:

$$K_{p} = \sigma \sqrt{\pi d} \,\beta(d) \tag{1.35}$$

Donde $d=a+\gamma$. El término γ se asume constante y fue evaluado igualando K_p a J en varias configuraciones. Newman encontró que $\gamma=1/4$ entrega una buena correlación entre K_J y J.

La Figura N°13 compara los valores del factor de intensidad de esfuerzos calculados según la MFEL (K_e), corregidos para considerar la zona plástica (K_p) y derivados a partir de J (K_J). Los valores de K corresponden a grietas de largo c que atraviesan el espesor y se propagan desde una perforación circular de radio r. Los resultados de K_p tienen una diferencia menor a un 5% respecto de K_J para niveles de esfuerzo remoto de un 80% de la resistencia a la fluencia del material. Se presentan resultados para distintos tamaños de grietas, de los que se distingue que las soluciones elásticas para grietas pequeñas (c/r bajos) difieren de K_J en un factor de 2 para esfuerzos de un 80% de σ_0 . Newman señala que en una perforación de un remache típica en estructuras aeronáuticas, un valor de c/r=0,05 corresponde a una grieta de un largo entre 0,1 y 0,3 mm.

Los resultados de Newman confirman las limitaciones de la MFEL para el estudio de grietas pequeñas, y a la vez respaldan una corrección simple para considerar la plasticidad en la punta de la grieta, que entrega buenos resultados en un amplio rango de niveles de esfuerzo.

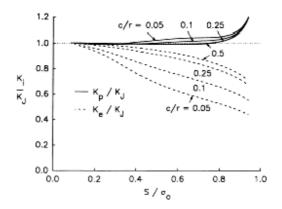


Figura Nº13. Comparación de parámetros elásticos y elástico plásticos para grietas que se propagan desde una perforación. Reproducido de Newman 1992.

Capítulo II: Materiales y Ensayos no destructivos en Aviación

La industria aeronáutica se caracteriza por ser una de las más variadas en lo que a tecnología de materiales y ensayos se refiere, ya sea para determinar las características físico-mecánicas de los mismos o para determinar el daño al que están sometidas las estructuras. Al momento de realizar un análisis de grietas, es de suma importancia poder caracterizar correctamente el tipo de material y el ensayo no destructivo que será aplicado en la pieza, para lograr una interpretación acorde con los procedimientos existentes para los diferentes tipos de discontinuidades.

Este capítulo se encargará de dar a conocer la existencia de materiales de uso exclusivo en aviación y los métodos de ensayos no destructivos (NDT, NDI, NDE) utilizados para detectar grietas en ellos, además de algunas consideraciones especiales sobre longitudes iniciales y conocimientos generales al momento de realizar análisis de grietas, entregando información vital, necesaria para la realización de estudios enfocados a esta área de la ingeniería.

2.1 Materiales utilizados en Aeronáutica

2.1.1 Aleaciones de Aluminio

Las aleaciones de aluminio tienen baja densidad (2,7g/cm3) y, mientras sus propiedades bajo tensión son menores que las presentadas por los aceros, ellas tienen excelente resistencia para razones de carga. Tienen muy buena conductividad térmica y eléctrica, además de una alta resistencia a la oxidación y corrosión. La mayor limitación para las aleaciones de aluminio es su baja temperatura de fusión (aprox. 660°C), restringiendo así su máxima temperatura de servicio. Aún así desplazan a la mayoría de los materiales usados en la construcción de estructuras para la aviación civil, y son usadas para un sin número de aplicaciones.

Los aluminios son aleados con una serie de otros materiales para mejorar sus propiedades mecánicas y químicas. Así estos tienen un sistema de designación basado en:

- 1) Su tipo de forjado o fundido.
- 2) Su mayor elemento de aleación y su forjado.
- 3) Su tratamiento térmico y mecánico.

Existen tablas que muestran la designación de las aleaciones de aluminio de acuerdo al tipo de tratamiento térmico o mecánico al que son sometidas. (Anexo 2).

2.1.1.1 Aluminios de la serie 2XXX

La serie de aleaciones 2xxx están aleados con cobre desde 1.9 a 6.8%, y contienen una parte de manganeso, magnesio y zinc.

Su proceso de dureza por precipitación ha sido ampliamente estudiado y son usados para aplicaciones como: forjados, extrusiones, depósitos de gas, transporte aéreo civil y aviones supersónicos. Estas aleaciones tienen baja razón de crecimiento de grietas y tienen mejor especificación para fatiga que la serie 7xxx. Las aleaciones más usadas son la 2024-T3, 2224, 2324 y 2524. Además son revestidos con aluminio de un 99.34% de pureza para incrementar su resistencia a la corrosión.

2.1.1.2 Aluminios de la serie 7XXX

El sistema de aluminio Al-Zn-Mg ofrece un gran potencial para el endurecido por envejecimiento, aunque a menudo se le añade cobre para mejorar su resistencia a las grietas por esfuerzo corrosión (SCC) a desmedro de reducir su soldabilidad. El problema de la resistencia SCC ha sido uno de las mayores restricciones para el uso de esta aleación, pero aún así son usados para puentes militares livianos, carros de ferrocarril, además de aviones militares y civiles.

2.1.1.3 Aleaciones de aluminio con Litio

Estas aleaciones han sido desarrolladas especialmente para la industria aeroespacial debido al enfoque de la baja densidad del litio (0,534 g/cm3). Este tipo de aleación ofrece atractivos beneficios por ser 10% más liviano, 10% más resistente y 10% más rígido que las aleaciones de aluminio convencionales, su uso es muy limitado, exceptuando aviones especiales.

2.1.2 Aleaciones de Titanio

Las aleaciones de titanio son fuertes, rígidas, resistentes a la corrosión y tienen una baja densidad (4,5 g/cm3 para el titanio puro). Las aleaciones de titanio son más fuertes y más rígidas que las aleaciones de aluminio y los componentes de titanio suelen ser más pequeños en tamaño que sus similares en aluminio. Por lo tanto, son utilizados en aplicaciones donde el volumen es importante, tales como, trenes de aterrizaje y puntos de carga. Los titanios también pueden ser usados en aplicaciones donde la temperatura es demasiado alta para el aluminio como lo es en motores de aviones de alta velocidad.

La gran restricción del titanio es su mayor densidad comparada con el aluminio, además de su alto costo (hasta siete veces el costo del aluminio o el acero). La aleación de titanio más común en la construcción de estructuras aeronáuticas es el Ti-6AL-4V, y otro es el Ti-6-4 que provee una buena combinación de resistencia, ductilidad, dureza y resistencia a creep. La máxima temperatura de operación de las aleaciones de titanio es de 600 °C aproximadamente.

2.1.3 Aceros

Al igual que los titanios, el acero es más fuerte y más rígido que las aleaciones de aluminio. Son usados en aplicaciones donde se requiere alta resistencia para esfuerzo de tensión y no pueden ser reempleados por el titanio por su alto costo. La gran densidad del acero es su factor limitante de uso, que ha ido declinando con el tiempo. Los aceros más utilizados son los aceros aleados de ultra alta resistencia y los aceros de dureza por precipitación.

2.1.4 Composites

Estos consisten en dos o más materiales combinados para dar al material propiedades distintas de sus constituyentes originales. Los Composites han sido diseñados para producir un material con combinaciones definidas de propiedades tales como, rigidez, resistencia y densidad. Típicamente los Composites consisten en un material matriz y en un material de refuerzo. La matriz y los materiales de fibra pueden ser metales, cerámicos o polímeros. Composites usados en construcción de estructuras aeronáuticas son matrices de polímetros reforzados con una fibra. Estos tiene la ventaja de:

- Alta resistencia y rigidez especifica.
- Propiedades direccionadas o enfocadas.
- No corrosivos en ambientes salados.
- Excelente resistencia a la fatiga.
- Estabilidad dimensional.
- Reducido número de partes requeridas.

Pero son susceptibles a daño por impacto, picaduras y bandas, tienen relativamente un alto costo y no fluyen plásticamente en regiones donde se presentan altas concentraciones de esfuerzos y están sujetos a una gran gama de variación de sus propiedades debido a la naturaleza de su manufactura.

2.2 Ensayos No destructivos

El uso de los conceptos de la mecánica de la fractura coloca apremio en la habilidad que deben tener los diferentes tipos de ensayos no destructivos (NDT, NDI, NDE), para detectar pequeñas grietas, y además la necesidad de determinar la veracidad que tiene en la práctica un proceso de inspección, cuando este proceso es usado para detectar defectos de un tipo y tamaño específicos.

Cualquier técnica de medida puede resultar en errores experimentales. Desde que estos errores en diferentes tipos de ensayos, comenzaron a afectar los cálculos propios de la mecánica de la fractura, se concertaron esfuerzos para estandarizar los distintos métodos, para así, de esta manera, reducir al mínimo los errores al momento de tomar las medidas de los defectos.

Podemos decir que existen dos tipos de inspecciones importantes, un tipo eficaz, que detecta todos los defectos requeridos con la probabilidad requerida del suceso, y un tipo eficiente, que representa a aquella que no solo es efectiva en determinar los defectos de una pieza, sino que además rechaza las imperfecciones menores que no resultan importantes en la inspección.

Para Interpretar adecuadamente los resultados obtenidos durante una inspección no destructiva, es necesario conocer algunas definiciones:

- <u>Falsa:</u> Indicación no existente en la realidad para el ensayo, resultado de un proceso inapropiado o a un procedimiento incorrecto.
- No relevante: Indicación que no tiene relación con la discontinuidad que es considerada como defecto en la parte que esta siendo inspeccionada.
- <u>Discontinuidad:</u> Interrupción, intencional o no en la configuración de una pieza.

- <u>Indicación:</u> Observación de una discontinuidad que requiere interpretación. Por ejemplo: grietas, inclusiones, etc.
- <u>Interpretación:</u> Determinación de si una indicación es no relevante, relevante o falsa.
- <u>Evaluación</u>: Valoración de una indicación relevante. Para determinar si las especificaciones de servicio son descubiertas.
- <u>Defecto:</u> Una o varias discontinuidades que no presentan especificaciones.

A continuación se dan a conocer los tipos de ensayos no destructivos más utilizados por la industria aeronáutica, siendo estos conocidos como non-destructive test (NDT), non-destructive inspections (NDI) o non-destructive evaluation (NDE), de acuerdo al contexto en que son realizados.

2.2.1 Ensayo por Líquidos penetrantes

La detección de grietas no visibles en materiales metálicos data de los años treinta, al extenderse la práctica llamada de "petróleo y cal" practicada en algunos talleres y que consistía en mojar la superficie de la pieza que se quería inspeccionar con una mezcla de aceite mineral y petróleo. Después de un cierto tiempo para dar lugar a la completa impregnación de la pieza, ésta se secaba y se cubría con una lechada de cal o con polvos de tiza.

Este material absorbente chupaba los restos de aceite que se habían introducido en las posibles grietas del material y al cabo de poco tiempo surgían unas manchas en la lechada, que reproducían la forma de los defectos superficiales del material.

Desde entonces han ido mejorándose los materiales utilizados para realizar este tipo de inspección mediante la incorporación de productos con un elevado grado de penetración y el uso de reveladores con alto poder de absorción. La mejora de pigmentos para la coloración de los penetrantes y la aplicación de materiales fluorescentes detectables con luz negra, han aportado al método una mayor sensibilidad en la detección de defectos más pequeños.

Este método se emplea generalmente para evidenciar discontinuidades superficiales sobre casi todos los materiales no porosos (o con excesiva rugosidad o escamado), característica que lo hace utilizable en innumerables campos de aplicación.

El método de líquidos penetrantes se introdujo en la industria aeronáutica en los años que precedieron a la Segunda Guerra Mundial, la causa principal fue la necesidad de poder disponer de un control válido alternativo al de partículas magnetizables el cuál requiere, para su aplicación, materiales con características ferromagnéticas.

Esta técnica, basada en el fenómeno de capilaridad, permite evidenciar, de una manera rápida y confiable, discontinuidades abiertas a la superficie (fisuras, porosidades, pliegues, etc.) sobre casi cualquier componente (ferroso y no ferroso) independiente de la geometría y del material de la pieza (Figura N°14).

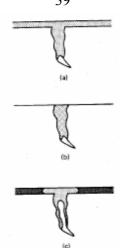


Figura Nº14. Ensayo por líquidos penetrante. a) aplicación del penetrante. b) exceso de penetrante es removido dejando líquido al interior de la grieta. c) aplicación del revelador, delineando la grieta existente.

La metodología que involucra el ensayo por líquidos penetrantes, es la siguiente:

- Limpieza de la pieza o la zona a inspeccionar: La preparación de la superficie del material a inspeccionar debe estar orientada a evitar cualquier obstáculo que pueda tapar o eliminar el acceso a las discontinuidades del material. Dichos obstáculos pueden estar ocasionados por suciedad, escoria, pintura, óxidos o incluso acumulación de material, virutas o rebabas procedentes de procesos de conformado mecanizado o manual. Los productos detergentes utilizados se elegirán teniendo en cuenta los posibles ataques químicos que se le puedan ocasionar al material.
- Aplicación del penetrante: Conociendo el mecanismo mediante el cual el líquido penetrante va a ser atraído por las cavidades del material, se deduce que puede ser aplicado en cualquier forma, como pueden ser: rociado, impregnación, sumergiendo la pieza o por medio de un spray. La

perfecta impregnación del material y la introducción del penetrante en todos sus posibles huecos, requiere un tiempo determinado que depende del tipo de material, de la clase de penetrante, siendo estos coloreados, fluorescente o coloreados-fluorescentes y de la forma de las cavidades esperadas. Este tiempo generalmente viene especificado por el fabricante, o bien, es recomendable referirse a tablas especialmente desarrolladas para estos casos.

- Eliminación del penetrante que ha quedado en la superficie: La operación de lavado de la superficie a inspeccionar, con el fin de eliminar el penetrante superficial, sin extraer el que se haya podido introducir en las discontinuidades, ha de realizarse con el máximo cuidado, ya que de ello dependerá lógicamente la exactitud de las indicaciones.
- Aplicación del revelador: Previamente a la aplicación del revelador, deberá realizarse una inspección visual de la superficie a inspeccionar, a objeto de comprobar que ha sido removido por completo el exceso de penetrante. la fase de aplicación de revelador tiene por finalidad absorber, desde la superficie, el penetrante que ha quedado oculto en las discontinuidades del material, a fin que su traza coloreada o fluorescente, nos sirva de indicación del defecto superficial existente.
- Interpretación y Evaluación de resultados: una vez transcurrido el tiempo de revelado se procederá a interpretar los resultados y a evaluarlos con respecto a los criterios de aceptación o rechazo que el procedimiento tenga establecidos. Si el ensayo se ha realizado con cuidadoso esmero y se han seguido las indicaciones del procedimiento aplicable, los resultados serán fáciles de interpretar y quedarán claramente diferenciadas las indicaciones debidas a defectos en el material y las que corresponde a otro tipo de indicaciones consecuencia de la peculiar geometría o características de construcción de las piezas. La fase de

interpretación debe concluir con la redacción e un informe en el que se señalen las características del ensayo y los resultados del mismo, mediante su indicación clara sobre un croquis de la pieza, complementado con una explicación escrita, lo más completa posible, acerca de la particularidades de las discontinuidades detectadas.

Al final del ensayo pueden aparecer indicaciones falsas que pueden llegar a ser confundidas con defectos reales. Esto puede ser debido, a una incorrecta ejecución de alguna o varias fases, a la utilización de productos contaminados o a la geometría y construcción de la pieza. En primer lugar se recomienda realizar un estudio de la pieza o superficie a inspeccionar, ya que puede ocurrir que exista una junta en la zona a ensayar, la cual, como es lógico, el ensayo la detectará como una grieta. En segundo lugar, se recalca la importancia de inspeccionar las piezas una vez terminado el lavado, a fin de detectar restos visibles de penetrante que habrá de eliminar la segunda limpieza. Por último, cuando se desconfíe de la falsedad de alguna indicación, no debe dudarse en repetir el ensayo desde el principio poniendo el máximo cuidado, ya que si la indicación vuelve a aparecer, con toda seguridad se trata de un defecto real.

2.2.2 Ensayo por Partículas Magnéticas

Las primeras referencias sobre el uso de propiedades magnéticas del fierro para detectar discontinuidades superficiales se refieren a inspeccionar tubos de cañones alrededor del año 1868.

La inspección consistía en colgar una aguja magnetizada a lo largo del cañón y cuando esta aguja pasaba en las proximidades de las discontinuidades, ocurría un cambio en la posición de la misma.

El método de la aguja magnetizada perduro por mucho tiempo, hasta que L.E. BENSON sugirió el uso de limaduras de fierro, muy finas, en suspensión en

líquidos diversos, y por esto es considerado el inventor de la técnica húmeda del ensayo por partículas magnéticas.

Cuando un material ferromagnético se magnetiza, aplicando a dos partes cualesquiera del mismo los polos de un imán, se convierte en otro imán con sus polos situados, antagonistamente en los puntos de contacto de los polos del imán original. Sus partículas se orientan y se crean en su interior unas líneas de fuerza que van desde un polo del imán inductor al otro, pasando por una zona inerte que se denomina línea neutra.

Las líneas de fuerza forman un flujo magnético uniforme, si el material es homogéneo. Podemos imaginarnos la corriente de un río que fluye según líneas paralelas si el cauce es homogéneo. (Figura Nº15) Cuando existe alguna alteración en el interior del material, las líneas de fuerza desbordan por los lados al igual que las aguas cuando se encuentran con un obstáculo en el cauce.

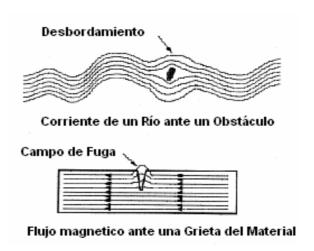


Figura Nº15. Comparación de flujos de una corriente de agua y un campo magnético ante un obstáculo.

La técnica de detección de defectos por medio de las partículas magnéticas consiste, por lo tanto, en someter la pieza que se va a inspeccionar a una magnetización adecuada y espolvorear sobre la misma finas partículas de

material ferromagnético. Estas se dispondrán sobre aquellas zonas en donde exista una variación del material capaz de producir una alteración del flujo magnético uniforme, reproduciendo sobre la superficie de la pieza imantada el trazado de las posibles alteraciones del material.

La alteración del flujo magnético puede ser debida a una grieta superficial del material, pero también pueden alterar dicho flujo fallos internos del material producidos por poros o rechupes e inclusiones de materias que tengan menor permeabilidad magnética que el material inspeccionado.

La experiencia demuestra que, con el método de las partículas magnéticas, las grietas superficiales se determinan de forma nítida, mientras que los defectos internos tales como porosidad, inclusiones, segregaciones o rechupes internos se detectan de forma menos concreta y dejan de dar indicaciones fiables cuando se encuentran a una distancia de la superficie superior a 6 mm.

Los defectos superficiales son los más fácilmente localizables con el método de inspección con partículas magnéticas, pero además son mucho más peligrosos que cualquier otro tipo de defecto. Este último punto es particularmente cierto, porque los esfuerzos son usualmente mayores en la superficie, de manera que cualquier interrupción de la superficie constituye una concentración del punto de esfuerzo. La naturaleza escarpada de la rajadura superficial la convierte en una causa de esfuerzos más importantes que la mayoría de los defectos subsuperficiales. La indicación producida por todas las rajaduras superficiales es más conclusiva y no deja dudas en cuanto a su presencia. Las partículas están estrechamente unidas y producen un contorno claro y preciso del defecto. Los defectos que corresponden a esta categoría de indicación son casi siempre causa de rechazo.

Los métodos de partículas magnéticas pueden ser:

 Método continuo, que significa simplemente que la operación magnetizadora se conduce simultáneamente con la aplicación de las partículas de inspección.

- Método residual en el cuál las partículas se aplican después que se ha desconectado la corriente magnetizadora.
- Método repentino de magnetización, donde se fuerza a través de la pieza un aumento repentino momentáneo, extra alto, de la corriente, mientras que durante el resto del tiempo la corriente fluye a un valor más bajo.
- Método de corriente alterna que requiere el uso de una corriente alterna.

2.2.3 Ensayo Radiográfico

La radiografía es un proceso de prueba no destructiva que proporciona un registro permanente de película visible que muestra la condición interna de un producto, mediante el cual se puede determinar el grado de perfección de una pieza. La evidencia de este registro de película o radiografía puede sugerir también cómo pueden hacerse mejoras en un proceso. Este método de prueba no destructiva es superior a otros métodos por varios motivos. Cuando se emplea una inspección radiográfica para revisar una pieza, no se altera ni se daña o se destruye en ninguna forma la utilidad de la pieza. Esta inspección puede resultar en ahorro de tiempo, dinero y materiales. Se puede usar la radiografía para inspeccionar piezas fundidas, soldaduras y componentes montados. También se pueden inspeccionar mediante la radiografía diferentes metales ferrosos y no ferrosos, lo mismo que materiales no metálicos como piezas de cerámica y de materiales plásticos.

Los rayos X se producen cuando un flujo de electrones de alta velocidad impacta la materia. Esto se debe a la detención o deflexión repentina originada por los átomos del material impactado. Por lo tanto, para producir rayos X se debe reunir tres requisitos básicos:

- 1) Se debe proveer una fuente alimentadora de electrones.
- 2) Debe haber una fuerza que les imprima a los electrones una alta velocidad.
- 3) Los electrones acelerados deben impactar o bombardear el material.

Los rayos X se producen cuando los electrones impactan al material objetivo del bombardeo, al ser detenidos o desviados.

Cuando la película se expone a la acción del rayo X, como se ilustra en la Figura Nº16, se produce la radiografía, siendo la indicación del defecto las diferentes sombras de color negro que se ven en la película de rayos X. Una característica distintiva de los rayos X es su corta longitud de onda, la cual es aproximadamente 1/10.000 de longitud de onda de la luz. Esta corta longitud de onda es lo que permite que el rayo X penetre los materiales que absorben o reflejan la luz ordinaria. El poder de penetración o la energía de los rayos X, está en relación inversa a la longitud de onda. Mientras más corta es la longitud de onda, más alta es la energía; y mientras más larga es la longitud de onda, más baja es la energía.

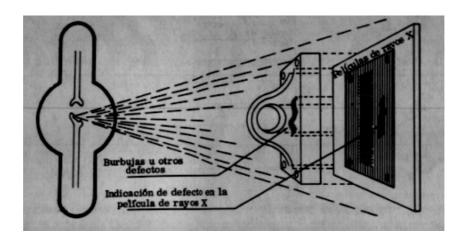


Figura Nº16. Uso del Rayo X para descubrir defectos.

Los rayos X tienen todas las propiedades de la luz visible. La luz visible es refractada por el vidrio y puede ser enfocada por un lente en instrumentos tales como cámaras, microscopios, telescopios y anteojos. Los rayos X también son refractados pero a un grado tan leve que, para descubrir esta refracción, se deben efectuar los experimentos más sutiles. A continuación indicamos algunas

de las propiedades de los rayos X que los hacen útiles para efectuar la inspección.

- 1) Son invisibles y pasan a través del espacio sin transferencia de materia.
- 2) Se propagan en línea recta.
- 3) No son afectados por los campos eléctricos ni magnéticos.
- 4) Se propagan con la velocidad de la luz.
- 5) Se componen de bandas anchas de longitudes de onda.
- 6) Se producen por el impacto de iones en la materia.
- 7) Se muestran en la película fotográfica por la densidad.
- 8) Pueden ionizar los gases y cambiar las propiedades eléctricas de los líquidos y los sólidos.
- 9) Son diferencialmente absorbidos.

Cuando se revelan las películas de radiografía, se hace visible la imagen invisible que se produce en la película por la exposición a los rayos X, a los rayos gama o a la luz. El revelado se lleva a cabo bajo una luz amortiguada de un color al cual la película es relativamente insensible. Primero se sumerge la película en una solución reveladora, que hace que las zonas expuestas a la radiación se vuelvan oscuras.

Los encargados de interpretar las radiografías no deberán creer que un producto deba ser mejor que un producto común y corriente sólo porque se ha inspeccionado con radiografías; pero como la película radiográfica muestra el material interno de las piezas, deberá ser posible pasar material más adecuado a la agencia usuaria. El intérprete debe identificar y determinar el grado de cualquier imperfección que esté indicada. La inspección visual de los materiales deberá proceder a la interpretación radiográfica, ya que las condiciones de la superficie se ven claramente en la radiografía. Si no se hace la inspección visual, puede llegarse a la conclusión de que una imperfección indicada en la película es causada por un defecto interno cuando en realidad se debe a un defecto superficial.

Finalmente, uno de los requisitos más importantes para el laboratorio de pruebas no destructivas con rayos X o rayos gama es que proporciona seguridad al personal. Si una persona se está preparando para usar equipo radiográfico, un experto adiestrado en radiación deberá comprobar la instalación radiográfica y las medidas de seguridad que se han adoptado.

Cualquiera de los tejidos del cuerpo, pueden ser lesionados por la exposición excesiva a los rayos X o a los rayos gama. La sangre, la piel y algunos órganos internos son particularmente sensitivos a esta exposición excesiva. A menos que se mantenga al mínimo la cantidad de exposición a los rayos X o a los rayos gama, el efecto acumulativo de esta exposición puede causar lesiones al cuerpo. Las personas que trabajan en el departamento de radiografía deben protegerse siempre en forma adecuada contra la radiación. Antes de poner a funcionar el equipo, deberán adaptarse medidas protectoras para asegurarse de que no hay peligro para las personas que trabajan en zonas cercanas. Deberán tomarse medidas de seguridad especiales, cuando se hace la radiografía en el taller, y no en el departamento de radiografía protegido. La exposición del personal puede producirse por los rayos directos de la fuente generatriz y por los rayos esparcidos.

2.2.4 Ensayo por Corrientes Parásitas

El control de calidad de las estructuras y componentes metálicos, incorpora un tipo de inspección no destructiva que utiliza equipos electrónicos de diseño especial, capaces de medir el valor de un flujo de corrientes eléctricas, de magnitudes muy pequeñas, denominadas "de Foucault" ó "Parásitas". La medición de estas corrientes, para cuyo efecto son inducidas por los equipos en los metales sometidos a prueba, permiten conocer la actual condición de servicio de la pieza en inspección, la condición de su tratamiento térmico, el tipo de metal o aleación, la dureza del metal etc., atendiendo a la

conductividad eléctrica de dicho metal, su permeabilidad, homogeneidad y masa.

Las corrientes parásitas son un flujo circular de electrones libres que fluyen en un conductor que se encuentra sometido a la influencia de un campo electromagnético. Cada electrón tiene su propio campo magnético que es extremadamente débil.

Cuando, mediante el uso de una bobina inductora (palpador o sonda) que forma parte de un equipo especialmente diseñado para tal efecto, se induce un campo electromagnético en un conductor, dicho campo obliga a los electrones libres del metal a entrar en una senda o camino perpendicular a él. Al circular estos electrones en una misma dirección, el campo magnético de cada uno se combina para formar un campo magnético mayor alrededor de las corrientes parásitas (campo magnético secundario) que opone una cierta resistencia al campo magnético de la bobina probadora (campo magnético primario).

La resistencia que el campo magnético secundario opone al campo primario es detectada electrónicamente por un instrumento a través de sus circuitos, como un cambio en la impedancia de la bobina probadora. La oscilación de la aguja del instrumento, muestra las variaciones del campo electromagnético generado por la bobina inductora.

La Figura Nº17 muestra un patrón típico de corriente parásita que está deformado por una discontinuidad en un metal. La bobina de prueba y las líneas de flujo están ubicadas en una posición cercana al metal. El instrumento indicará, por medio de señales, como luces o un marcador, el efecto que es producido por la discontinuidad, proporcionando una cuidadosa medición de la cantidad de impedancia (resistencia al flujo de la corriente o resistividad) que produce en el circuito.

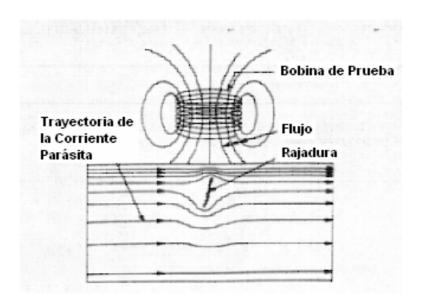


Figura Nº17. Patrón de corriente parásita.

El personal inexperto no deberá tratar de interpretar los resultados que se obtienen al hacer la inspección con corriente parásita. La interpretación errónea puede hacer que se rechacen piezas servibles y que se acepten piezas defectuosas.

El movimiento de la aguja en el cuadrante del instrumento es una indicación normal de que hay un defecto en el material que se está probando. Después que se han ajustado los controles y se ha preparado el instrumento para su funcionamiento, se debe usar un buen criterio al evaluar el movimiento de la aguja, a menos que se use la prueba en una situación de "pasa o no pasa". En este caso, cualquier desviación de la aguja, producida por un defecto, se considera suficiente causa para rechazar una pieza. Las normas locales pueden determinar cuánta desviación de la aguja se permite antes de considerar una pieza como inservible.

Varias condiciones variables influyen en las corrientes parásitas. En general, cualquier cosa que altere el patrón de corriente parásita en un conducto puede llamarse una variante. Cuando una rajadura produce un cambio importante en el patrón de la corriente parásita, puede descontarse en

su mayor parte la influencia de un cierto número de variantes pequeñas. Por ejemplo, las pequeñas variaciones en el espesor de la capa no conductora, el espesor del revestimiento de aluminio o los cambios en la aleación que se está inspeccionando no estorbarán necesariamente los resultados de la prueba.

En cambio, hay variantes que pueden influir en los resultados de la prueba. Cuando se inspeccionan aleaciones para ver si tienen rajaduras, el mismo instrumento frecuentemente no es adecuado para probar ambos tipos de materiales. Una variante que con frecuencia es compensada, es el efecto de la distancia de la sonda a la pieza de prueba. Cuando se efectúan evaluaciones de la corriente parásita sosteniendo a mano el instrumento, en cuyo caso son inevitables pequeños cambios en la distancia de la sonda a la superficie de prueba, o el ángulo de la sonda con respecto a la superficie de prueba, la reacción del instrumento a estas variantes puede causar una desviación de la escala de 10%.

Cuando se están seleccionando materiales, se encontrará que muchos metales se pueden distinguir unos de otros por su conductividad. La unidad de prueba se puede calibrar con los especimenes de conocida conductividad que se suministran con el instrumento. Esto hace posible descubrir las piezas que han sido tratadas térmicamente en forma incorrecta y separar las piezas mixtas.

2.2.5 Ensayo por Ultrasonidos

Lo mismo que en el caso de la inspección por corrientes parásitas, la finalidad de la ultrasónica es localizar defectos. Este método de inspección ha ido tomando cada vez mayor importancia. En años anteriores, el equipo de inspección ultrasónica era bastante complicado para su operación por personal de poca experiencia y sólo lo manejaban trabajadores técnicamente adiestrados. Ahora, gracias a los avances de la tecnología puede ser operado por personas que poseen habilidades básicas en este tipo de ensayo.

La inspección ultrasónica implica el uso de vibraciones de alta frecuencia para localizar defectos dentro de diferentes materiales. Esto es posible por la característica que tienen la mayoría de los materiales estructurales de formar eco o reflejar el ultrasonido cuando hay una interrupción, rotura o inclusión en el mismo.

El ultrasonido se genera en pequeñas ráfagas o pulsaciones. Un sonido de alta frecuencia es conducido a la pieza de prueba que se esta inspeccionando a través de una capa de aceite entre un cristal y la pieza (método de inspección por contacto) o a través de una columna de agua (método de inspección por inmersión).

Al chocar el ultrasonido contra la superficie de la pieza (como cuando se usa el método de pulsación y eco), gran parte del sonido se refleja y viaja hacia el cristal silente o de escucha. Cuando la onda sonora que regresa choca el cristal, se convierte en pulsaciones eléctricas diminutas que hacen que aparezca un "pico" o línea vertical en un tubo de rayos catódicos. Parte del sonido original que chocó contra la pieza y no se reflejó, continuará su recorrido dentro de la pieza y será parcialmente reflejado por la siguiente "superficie de contacto", la cual usualmente, es el lado opuesto de la pieza; entonces una parte de este último eco regresa al cristal y produce un segundo "pico" en la superficie del tubo. Este "pico", naturalmente, estará más hacia la derecha en el tubo que el pico que represento el eco desde la parte superior del material de prueba. El adelanto de izquierda a derecha de los picos representa la secuencia del tiempo de recorrido de las ondas sonoras. Como la velocidad del sonido es constante, esta secuencia de tiempo se traduce en espesor del material por la lectura directa en el tubo de rayos catódicos; luego, el espacio entre estos dos picos indicará el espesor total del material. En la Figura Nº18 se muestra un ejemplo de como ocurre esto. Si hay una discontinuidad (defecto o rajadura) en el centro de la pieza, aparecerá otro pico en el tubo de rayos catódicos entre los dos que representan la parte superior y la parte inferior (o la superficie y el eco) del objeto. Este pico se produce por la reflexión del sonido desde la nueva "superficie de contacto". Con el instrumento graduado a un alto nivel de

sensibilidad por el uso de la alta frecuencia, se puede identificar e indicar, por medio de un pico legible, un defecto pequeño hasta del de imprenta. El pico también puede interpretarse como la distancia a la cual está el defecto debajo de la superficie de la pieza de prueba.

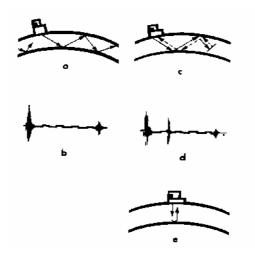


Figura Nº18. Principios del ultrasonido.

La altura de los picos que, indican un defecto es muy importante, ya que esta altura indica la zona aproximada de una discontinuidad pequeña (posiblemente menor que el diámetro del cristal). La evaluación de una discontinuidad en cuanto a su tamaño puede efectuarse comparando la señal del defecto natural con una señal proveniente del fondo plano de un agujero (un defecto artificial en un bloque de prueba convencional). El fondo del agujero estará aproximadamente a la misma distancia debajo de la superficie del bloque de prueba que el defecto natural debajo de la superficie que se esta probando. Hay juegos de bloques de prueba que tienen estos defectos artificiales en forma de agujeros de fondo plano que están a distancias y diámetros designados desde la superficie.

Cuando una persona se prepara para hacer una inspección ultrasónica, debe considerar ciertos factores que se aplican a la situación de prueba. Algunos de estos factores, tales como la selección de los accesorios apropiados para el tipo de instrumento y el tamaño y la frecuencia correctos del transductor,

pueden ser controlados por el operario. Otros factores son condición de la superficie y apareamiento del transductor al material; estos factores determinan el medio de acoplamiento y los procedimientos de exploración que se han de usar. La condición del flujo del haz ultrasónico es también un factor, ya que se puede enfocar, reflejar y refractar en casi todos los medios, según el tipo de transductor usado.

2.2.6 Resumen de Métodos no destructivos

La Tabla Nº1 es un resumen en la cual se presentan los ensayos antes mencionados y otros disponibles en la industria aeronáutica, haciendo notar sus ventajas y desventajas.

Tabla Nº1. Resumen de métodos NDI.

Método NDI	Aplicación	Ventajas	Desventajas
Óptico visual	Detección de defectos superficiales	Uso simple en áreas donde otros métodos son poco prácticos	La confiabilidad del método depende de la habilidad y experiencia del usuario. Se requiere accesibilidad.
Líquidos Penetrantes	Detección de grietas superficiales en piezas metálicas.	Uso simple, precisión, rapidez, fácil interpretación.	Los defectos deben llegar a la superficie y ser accesible al operador. El defecto puede estar cubierto por metal o pintura. Es necesario limpiar la pieza antes y después de cada inspección.
Corrientes parásitas de alta frecuencia	Detección de grietas superficiales en superficies metálicas, grietas, pitting, corrosión intergranular y condición de tratamiento térmico.	Útil para inspeccionar perforaciones de uniones para detectar grietas no detectables por métodos visuales o con tintas penetrantes. Rápido, sensible, portátil.	Se requiere un operador entrenado. Sensible a variaciones del material. Se requieren sensores especiales para cada aplicación y estándares de referencia.
Corrientes parásitas de baja frecuencia	Detección de defectos subsuperficiales en materiales metálicos. Medición de adelgazamiento y espaciado.	Útil para detectar presencia de grietas sin remover pernos o remaches o desarmar la estructura.	Se requiere un operador entrenado. Se necesitan sensores más grandes para el uso a baja frecuencia. Se requieren sensores especiales para cada aplicación y estándares de referencia.
Emisiones acústicas	Detección de delaminación, despegues, vacíos y núcleos aplastados en materiales compuestos y del tipo panal de abeja.	Basta con inspeccionar una superficie, lectura directa, no requiere retirar la pintura o preparación especial de la superficie.	Pierde sensibilidad al aumentar el espesor. Se requiere una fuente eléctrica.
Rayos X	Detección de fallas internas y defectos como grietas, corrosión, intrusiones y cambios de espesor. Elimina muchas veces la necesidad de desensamblar.	Tiene alta sensitividad y deja un registro permanente.	Peligro por la radiación. Requiere personal entrenado y procesamiento de la placa. El plano de la grieta debe ser casi paralelo con el filamento de rayos X. Se requiere fuente eléctrica. Se requiere equipamiento especial para posicionar el tubo de rayos X y la placa.
Partículas magnéticas	Detección de defectos superficiales o cercanos a la superficie en materiales ferromagnéticos de cualquier forma o tratamiento térmico.	Principio simple. Fácil, portátil.	Se requiere un operador entrenado. Las partes deben ser limpiadas antes de la inspección y desmagnetizadas después. El flujo magnético debe ser normal al plano del defecto.
Ultrasonido	Detección de defectos superficiales o subsuperficiales, grietas, despegues, fallas en laminados y medición de espesor en la mayoría de los metales.	Rápido, confiable, fácil de operar. Los resultados se conocen inmediatamente y son altamente confiables. Altamente sensible y portátil.	Se requiere un operador entrenado y una fuente eléctrica. La orientación del plano de la grieta debe ser conocida para seleccionar el modo de la onda a utilizar. Se requieren estándares de prueba para establecer la sensibilidad del instrumento.

2.3 Caracterización de grietas

Es una práctica aceptada en la industria aeronáutica el establecer ciertas formas y tamaños estándar de grietas para desarrollar análisis de propagación de las mismas en elementos estructurales. Las especificaciones para grietas estándar están basadas en la experiencia que surgió de estudios que sustentaron el desarrollo de los requerimientos de tolerancia al daño de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF) y de la experiencia general adquirida por especialistas de la industria que han analizado numerosas grietas en estructuras que se han dado de baja de aviones civiles y militares. (Vega 2001)

Los elementos más importantes son las especificaciones para las grietas que se asumen existentes en el momento en que la estructura entra en servicio. Estas se llaman grietas iniciales, y su forma y tamaño están basados en estudios de la USAF sobre daño en manufactura. La importancia de establecer grietas iniciales realistas radica en que un pequeño cambio en el tamaño inicial asumido puede tener una gran influencia sobre la vida estimada de crecimiento de la grieta.

Existen dos especificaciones típicas para grietas iniciales. La primera representa la calidad promedio de fabricación, es decir, pequeñas imperfecciones que se espera encontrar en una estructura aeronáutica. La segunda, llamada grieta "salvaje", representa errores ocasionales no conformes a los estándares de calidad de la producción, pero que por alguna razón no son detectados. Para la evaluación de la tolerancia al daño se asume que existe una grieta inicial "salvaje" en la estructura para cada caso de análisis.

La especificación para la grieta correspondiente a una calidad de fabricación promedio está basada en un estudio realizado para la USAF por la McDonell-Douglas en los años 70. La estructura de un F-4 con muchas horas de servicio se desmanteló, y los elementos estructurales fueron inspeccionados en busca de grietas. Se retiraron los remaches, se limpiaron las piezas hasta dejar el aluminio a la vista y se inspeccionó cada perforación y otros

concentradores de esfuerzos con microscopios ópticos portátiles de 20X ó 40X. Del punto de vista práctico, este estudio reveló todos los puntos de inicio de daño en la estructura a estudiar.

El daño se había convertido en grietas en proceso de propagación mucho antes de la inspección, por lo tanto se necesitó de un análisis adicional para determinar los tamaños iniciales de las grietas. Algunas de las piezas agrietadas fueron llevadas al laboratorio, donde las superficies agrietadas se examinaron con gran aumento (1000X a 10000X) bajo un microscopio electrónico. Con este aumento se aprecia que las caras de la grieta tienen una apariencia claramente estriada. Las estrías comienzan a aparecer en el momento en que se inicia el proceso de crecimiento de la grieta por fatiga, y se asocian con la abertura y cierre cíclico de la grieta, en respuesta a la carga variable aplicada a la pieza durante el vuelo. Las estrías pueden ser correlacionadas con horas de vuelo al compararlas con datos de aceleración registrados en vuelo. De esta manera al contar las estrías se puede reconstituir el crecimiento de la grieta en el tiempo. Este procedimiento no es exacto, pero se pueden hacer estimaciones razonables si las observaciones se correlacionan además con la predicción de crecimiento de la grieta basado en una ecuación del tipo dN/da. De esta forma se extrapoló el tamaño de las grietas hasta el tiempo cero. El estudio arrojó 104 valores para tamaño inicial de grietas. Al representarlo en un gráfico de frecuencia acumulada se constató que un alrededor de un 99% de los tamaños iniciales de grieta en esta muestra eran menores que 0,005 pulgadas (0,127 mm). Además, el análisis estadístico indica que, con un 95% de confianza, un 90 a un 95% de las grietas en una muestra similar debieran ser de un tamaño menor que 0,005 pulgadas. A partir de estos resultados, se especificó el tamaño inicial para grietas con calidad de fabricación promedio en 0,005 pulgadas. La forma inicial se estableció como un cuarto de esquina circular para secciones más gruesas que 0,005 pulgadas, o una grieta a través del espesor en planchas más delgadas.

La USAF llevó a cabo un estudio similar pero mucho más amplio para establecer la especificación para la grieta "salvaje". En realidad, estas grietas no

ocurren muy a menudo y lo más probable es que no se encuentre ninguna grieta de este tipo en una inspección completa de una estructura aeronáutica elegida al azar. Por lo tanto, el estudio para la grieta "salvaje" se basó en una colección de numerosos componentes de estructuras que habían fallado o en los cuales se detectó grandes grietas durante las inspecciones de rutina. El juicio conservativo llevó a la especificación de una grieta inicial diez veces más grande que la grieta asociada a una calidad promedio de fabricación. (Figura Nº19)

En la mayoría de los casos de análisis se asumen una o dos grietas. Para perforaciones de remaches adyacentes se deben asumir varias grietas de calidad promedio para representar daño en múltiples sitios. Si la pieza a analizar presenta perforaciones taladradas es común definir una grieta "salvaje" para determinar el primer intervalo de inspección. Los inspectores de mantenimiento no pueden detectar las grietas hasta que estas han crecido más allá de los tamaños iniciales discutidos anteriormente. El tamaño mínimo detectable depende de la configuración de la estructura, tipo de inspección, accesibilidad y ambiente de trabajo. Estos factores deben ser considerados en cada caso de análisis que busque justificar la especificación de intervalos de inspección.

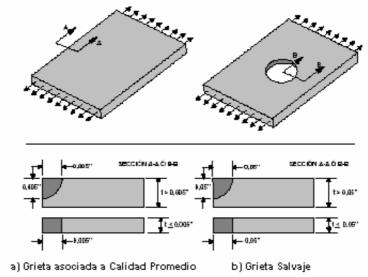


Figura N°19. Especificaciones para las grietas iniciales.

Además de los estudios realizados por la USAF, se entrega una tabla elaborada por la NASA, que indica el valor mínimo inicial de longitud de grieta que debe ser considerado, de acuerdo al tipo de ensayo no destructivo que se va a utilizar, si se desarrolla un análisis de fractura.

Tabla Nº2. Tamaño inicial mínimo de grieta para análisis de fractura, basado en métodos Standard de ensayos no destructivos. (En mm).

Localización	Espesor	Tipo de	Dimensión	Dimensión		
de la Grieta	del Espécimen, t	Grieta	de la Grieta, a	de la Grieta, c		
	<u>Ensayos</u>	por corrientes I	<u>Parásitas</u>			
Superficie	t ≤ 1.270	A través	t	1.270		
Abierta	t > 1.270	PTC	0.508	2.540		
			1.270	1.270		
Esquina	t ≤ 1.270	A través	t	2.540		
o Agujero	t > 1.270	Esquina	1.905	1.905		
Ensayo por Líquidos Penetrantes						
Superficie	t ≤ 1.270	A través	t	2.540		
Abierta	1.270 < t < 1.905	A través	t	3.810-t		
	t > 1.905	PTC	0.635	3.175		
			1.905	1.905		
Esquina	t ≤ 2.540	A través	t	2.540		
o Agujero	t > 2.540	Esquina	2.540	2.540		
	<u>Ensayo p</u>	oor Partículas Ma	<u>agnéticas</u>			
Superficie	t ≤ 1.905	A través	t	3.175		
Abierta	t > 1.905	PTC	0.965	4.775		
			1.905	3.175		
	t ≤ 1.905	A través	t	6.350		
Esquina	1 = 1.305					
Esquina o Agujero	t > 1.905	Esquina	1.905	6.350		
•	t > 1.905	Esquina Isayo Radiográfi		6.350		
•	t > 1.905			6.350		
o Agujero	t > 1.905	sayo Radiográfi	ico			
o Agujero Superficie	$t > 1.905$ En $0.025 \le t \le 0.107$ $t > 0.107$	sayo Radiográfi	0.7t 0.7t	1.905		
o Agujero Superficie	$t > 1.905$ En 0.025 \le t \le 0.107 $t > 0.107$ Ensa	PTC ayo por Ultrason	0.7t 0.7t 0.7t	1.905 0.7t		
o Agujero Superficie	$t > 1.905$ En $0.025 \le t \le 0.107$ $t > 0.107$	PTC ayo por Ultrason	0.7t 0.7t 0.7t	1.905 0.7t		

PTC = Partly Through crack (grieta de superficie)

Capítulo III: Propagación de Grietas por Fatiga

Se entiende por propagación de grietas por fatiga, al crecimiento de estas debido a la aplicación de cargas variables en el tiempo. El requerimiento de bajo peso impuesto sobre las estructuras aeronáuticas hace que estas sean propensas a fallas por fatiga. En este capítulo se presenta la teoría necesaria para predecir el crecimiento de una grieta bajo condiciones de carga dadas, además de dar a conocer el software AFGrow, herramienta computacional, desarrollada por el laboratorio de investigación de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, para realizar análisis de especimenes agrietados sometidos a cargas de magnitud variable.

Las leyes de crecimiento de grietas que se presentarán son empíricas y, por ende, buscan predecir el crecimiento de una grieta de acuerdo con las observaciones experimentales a partir de las cuales se postularon.

A medida que las leyes consideran un rango más amplio de factores que afectan el crecimiento de la grieta y distintos tipos condiciones de carga, se hace necesario caracterizar el material con una mayor cantidad de parámetros experimentales. El proceso de caracterización de un material es muy largo y requiere de máquinas para realizar ensayos de fatiga con carga variable, lo que lo hace extremadamente costoso. Afortunadamente, estos ensayos ya han sido realizados por la NASA para más de 300 combinaciones de materiales y condiciones ambientales. El resultado es la base de datos NASGRO, que se encuentra disponible en Internet y viene incorporada en la mayoría de los programas para análisis de propagación de grietas.

3.1 Mecanismos de fatiga

Componentes de máquinas, vehículos y estructuras están frecuentemente sujetas a cargas repetitivas que también son llamadas cargas cíclicas, los esfuerzos cíclicos resultantes, pueden provocar daño físico microscópico en los materiales involucrados. Incluso estos esfuerzos pueden estar por debajo del esfuerzo de fluencia del material, pudiendo este daño microscópico acumularse con los ciclos continuados hasta que se desarrolla una grieta u otro año macroscópico que provoca la falla del componente. Este proceso de daño y falla en conjunto con cargas cíclicas, es llamado fatiga.

Norton (1999) nos dice que cualquier carga que varíe con el tiempo puede causar falla por fatiga. El carácter de estas cargas llega a variar de manera importante de una a otra aplicación. En equipo de servicio (vehículos de todo tipo), las cargas tienden a ser, a lo largo del tiempo, bastante variables en amplitud y frecuencia e incluso pueden ser de naturaleza aleatoria.

El carácter de la función carga-tiempo en el equipo de servicio no se define tan fácilmente. La mejor información proviene de mediciones reales efectuadas sobre equipos en servicio u operadas bajo condiciones simuladas de servicio. La industria aeronáutica instrumenta aeronaves de prueba, y registra fuerza, aceleración y datos de deformación durante el vuelo. La figura N°20 nos muestra un ejemplo de las variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave.

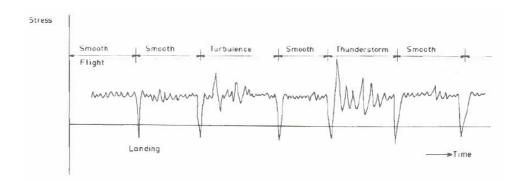


Figura N°20. Variaciones de esfuerzo durante el vuelo de una aeronave.

Las fallas por fatiga siempre empiezan en una grieta. La grieta pudiera haber estado presente en el material desde su manufactura o haberse presentado a lo largo del tiempo, por causa de las deformaciones cíclicas cerca de las concentraciones de esfuerzos.

Una vez aparecida una microgrieta, se hacen operables los mecanismos de la mecánica de fractura. La grieta aguda crea concentraciones de esfuerzo superiores a los de la discontinuidad original, lo que provoca una zona plástica en el extremo de la grieta cada vez que el esfuerzo a tensión la abre, lo que achata su extremo y reduce la concentración efectiva de esfuerzos. La grieta crece un poco. Cuando le esfuerzo se alterna desde un régimen de esfuerzo a compresión hasta cero o hasta un esfuerzo a tensión lo bastante inferior, la grieta se cierra, la fluencia plástica cesa momentáneamente y de nuevo la grieta se vuelve aguda, aunque con una dimensión mayor. Este proceso continúa en tanto el esfuerzo local en la punta de la grieta esté alternando desde por debajo del punto de fluencia a tensión, hasta por encima.

La historia de una grieta que se desarrolla en un componente sometido a fatiga tiene típicamente tres etapas: una etapa de iniciación, una de propagación estable y finalmente una propagación acelerada que conduce al fallo del componente.

La primera fase se designa como fatiga de etapa I. El deslizamiento de los cristales que se extiende a través de varios granos continuos, las inclusiones e imperfecciones superficiales se suponen que tienen una función. Como casi todo esto es invisible para el observador, sólo diremos que la etapa I implica varios granos. La segunda fase, la de crecimiento de la grieta, se llama fatiga de etapa II. El avance grieta (es decir, la creación de una nueva área de la grieta) proporciona evidencia de que se puede observar en micrográficas de un microscopio electrónico. El crecimiento de la grieta es ordenado. La falla final ocurre durante la fatiga de etapa III, aunque no implica la fatiga. Cuando la grieta es lo suficientemente larga, de tal forma que $K_I = K_{IC}$ para la amplitud del esfuerzo implicado, entonces se produce el fallo catastrófico.

Una grieta en una aleación de aluminio puede pasar entre un 85 y 90 % de su vida en la etapa I, entre un 5 y un 8 % en la etapa II y entre un 1 y 2 % en la etapa de fallo catastrófico. La etapa III generalmente carece de interés, debido a que la velocidad de crecimiento es tan grande, que la cantidad de ciclos consumidos apenas cuenta en la vida de la pieza.

Sea una grieta propagándose bajo factores de intensidad de esfuerzo cíclicos. En la punta de la grieta se forma una zona plástica cíclica, y la grieta deja una estela afectada por plasticidad. (Figura N°21) Si la zona plástica es lo suficientemente pequeña como para estar contenida dentro de la zona de singularidad elástica, las condiciones en la punta de la grieta están definidas unívocamente por el factor K actual, y la tasa de crecimiento de la grieta está caracterizada por $K_{mín}$ y $K_{máx}$. La relación funcional queda expresada de la siguiente forma:

$$\frac{da}{dN} = f_1(\Delta K, R) \tag{3.1}$$

Donde: $\Delta K = K_{m\acute{a}x} - K_{m\acute{i}n}$ $R = \frac{K_{m\acute{i}n}}{K_{m\acute{a}x}} = \frac{\sigma_{m\acute{i}n}}{\sigma_{m\acute{a}x}}$ y $\frac{da}{dN}$ es el crecimiento de grieta por ciclo.

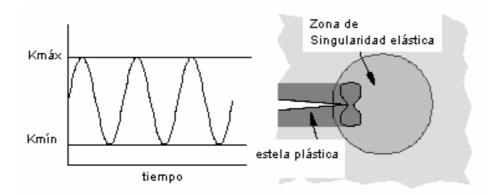


Figura Nº21. Crecimiento de grieta por fatiga bajo condiciones de fluencia a pequeña escala.

El número de ciclos requeridos para propagar una grieta de una longitud inicial, a_0 , a una longitud final, a_f , está dado por:

$$N = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{f_1(\Delta K, R)}$$
 (3.2)

Si K_{min} ó K_{max} varían durante la aplicación de carga cíclica, el crecimiento de la grieta en un ciclo dado puede depender de la historia de carga además de los valores actuales de K_{min} y K_{max} :

$$\frac{da}{dN} = f_2(\Delta K, R, H) \tag{3.3}$$

Donde H indica la dependencia de la historia, que resulta de la deformación plástica previa. Dos configuraciones cargadas en forma cíclica con ΔK y R idénticos no tendrán la misma tasa de crecimiento de la grieta si no están sujetas a la misma historia previa.

La Figura N°22 es un gráfico esquemático de da/dN versus ΔK , que ilustra el comportamiento típico de la propagación de grietas en metales. Se distinguen las tres regiones antes mencionadas. A valores intermedios de ΔK , la curva es lineal, pero la tasa de crecimiento de la grieta se desvía del patrón lineal a valores altos y bajos de ΔK . En el primer caso, la tasa de crecimiento de la grieta acelera a medida que $K_{m\acute{a}x}$ se aproxima a K_c (resistencia a la fractura del material). En el otro extremo, da/dN se acerca a cero a un ΔK mínimo, ΔK_{th} , que corresponde al umbral de crecimiento de la grieta.

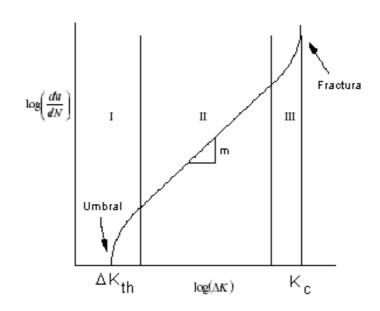


Figura N°22. Comportamiento típico de crecimiento de grietas por fatiga en metales.

La región lineal de la figura puede ser descrita por la ley:

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m \tag{3.4}$$

Donde:

$$\Delta K_I = \beta \sqrt{\pi \cdot a} (\sigma_{max} - \sigma_{min}) = \beta \sqrt{\pi \cdot a} \Delta \sigma$$
 (3.5)

Donde C y m son constantes del material determinadas experimentalmente. De acuerdo con la ecuación (3.2), la tasa de crecimiento de la grieta depende sólo de ΔK . da/dN es insensible a la razón R en la región II. La ecuación (3.4) se conoce como la ley de Paris.

Shigley (2002) nos dice que la expresión para determinar el número de ciclos para alcanzar la longitud critica de grieta según Paris es:

$$N - N_i = \frac{1}{C} \int_a^{acrit} \frac{da}{\left(\Delta K_I\right)^m} = \frac{1}{C} \int_a^{acrit} \frac{da}{\left(\beta\right)^m \cdot \left(\Delta\sigma\right)^m \cdot \left(\pi \cdot a\right)^{\frac{m}{2}}}$$
(3.6)

La predicción de los ciclos de vida (o duración) implica el conocimiento de la longitud inicial de la grieta a, del factor de la geometría β y del tamaño de la grieta donde $K_I = K_{Ic}$.

Se han desarrollado ecuaciones empíricas que modelan toda, o parte de la relación sigmoidal da/dN v/s ΔK . La relación de Forman, que considera los efectos de la razón R, es válida para las regiones II y III.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C \cdot (\Delta K)^m}{(1 - R) \cdot K_c - \Delta K}$$
(3.7)

Donde K_c es el factor crítico de intensidad del esfuerzo. Las constantes C y m se calculan a partir de una serie de datos en la región II.

Finalmente según Farahmand (1997), podemos nombrar la ecuación de Forman-Newman-de Koning (FNK) más conocida como la ecuación NASGRO, que se aplica a las tres regiones de crecimiento de la grieta:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(1-f)^m \Delta K^m (1 - \Delta K_{i\acute{e}simo} / \Delta K)^p}{(1-R)^m \{1 - \Delta K / [(1-R)K_c]\}^q}$$
(3.8)

Donde:

 ΔK = cambio en el factor de intensidad del esfuerzo.

 $\Delta K_{i\acute{e}simo}$ = intervalo límite del factor de intensidad.

C,m = constantes de la curva de ajuste de la región II.

p,q = constantes empíricas.

f = función de apertura de la grieta.

3.2 Cierre de la grieta y el umbral de fatiga

Vega (2001) postula que, de acuerdo a la Figura N°22, un gráfico log-log de da/dN versus ΔK es sigmoidal y por lo tanto, no se ajusta en todo el rango de ΔK a la recta que predice la ley de Paris.

Además, la tasa de crecimiento de la grieta es dependiente de la razón R, particularmente en ambos extremos de la curva de crecimiento de la grieta. Elber (1970) dio una explicación parcial para el umbral de fatiga y los efectos de la razón R. Él notó que varios especimenes sometidos a fatiga tenían la rigidez estándar de acuerdo a fórmulas de fractomecánica al ser sometidos a cargas altas, no obstante presentaban rigideces correspondientes a especimenes no agrietados al ser sometidos a cargas bajas. Elber creyó que este cambio en la rigidez, a cargas bajas pero no nulas, se debía al contacto entre las superficies de la grieta. Él postuló que el cierre de la grieta disminuye su tasa de crecimiento, al reducir el rango efectivo de intensidad de esfuerzos.

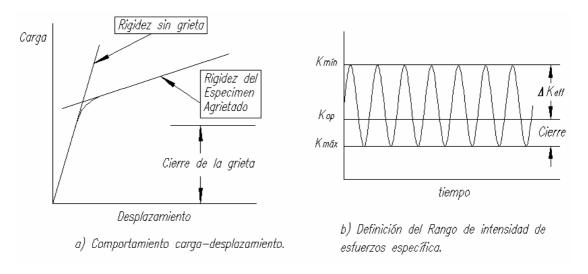


Figura N°23. Cierre de la grieta durante crecimiento por fatiga. Las caras de la grieta pierden contacto a un valor de carga positivo (a), lo que reduce el factor de intensidad de esfuerzos efectivo (b).

La Figura N°23 ilustra el concepto de cierre de la grieta. Cuando un espécimen es cargado en forma cíclica entre K_{min} y $K_{máx}$, las caras de la grieta

están en contacto para valores de K inferiores a K_{op} . A este valor de intensidad de esfuerzos, la grieta se abre.

Elber asumió que la porción del ciclo que está bajo K_{op} no contribuye al crecimiento de la grieta. Él definió un rango efectivo de intensidad de esfuerzos de la siguiente forma:

$$K_{eff} = K_{max} - k_{op} \tag{3.9}$$

$$K_{eff} = \left(\sigma_{max} - \sigma_{op}\right) \sqrt{\pi \cdot a} \cdot \beta(a)$$
 (3.10)

Elber también introdujo la razón de intensidad de esfuerzos efectiva:

$$U = \frac{\Delta k_{eff}}{\Delta K} = \frac{K_{m\acute{a}x} - K_{op}}{K_{m\acute{a}x} - K_{m\acute{i}n}}$$
(3.11)

Luego Elber propuso una ecuación de Paris-Erdogan modificada:

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K_{eff}^{m} \tag{3.12}$$

El factor de intensidad de esfuerzos de cierre de la grieta no es realmente una constante del material, sino que es dependiente de varios factores. Elber midió el factor de intensidad de esfuerzos en el aluminio 2024-T3 a varios niveles de carga y razones R, obteniendo la siguiente relación empírica:

$$U = 0.5 + 0.4R -0.1 \le R \le 0.7 (3.13)$$

Si el rango para el factor de intensidad de esfuerzos es muy pequeño, llega un momento en que la grieta ya no crece. A este valor, para el que una grieta no crece, se le denomina umbral de fatiga ΔK_{th} (threshold) que dependerá

del material, medio ambiente y la proporción entre la carga máxima y mínima en el ciclo.

3.3 Efecto de las sobrecargas

Puede parecer bastante sorprendente pero si sobrecargamos un componente y no se rompe en el acto, su vida a fatiga aumenta. La explicación es que en la punta de la grieta, en la sobrecarga, se desarrolla una gran zona plástica (Figura N°24). Al descargar aparecen compresiones residuales en la punta de la grieta (la extensión de esta zona plástica compresiva es la cuarta parte de la anterior, generada a tracción). Si el tamaño de la zona plástica compresiva, tras la sobrecarga, es mayor que la tractiva del ciclo normal de carga, a la grieta le resulta muy difícil atravesar la zona plastificada a compresión. Si la supera, vuelve a su velocidad normal de propagación.

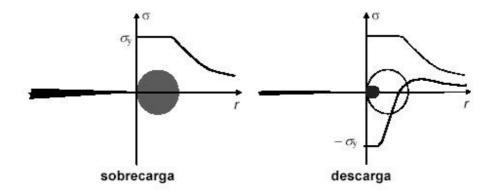


Figura Nº24. Tensiones residuales creadas por una sobrecarga aislada.

3.4 Nucleación o Población de defectos

Todos los materiales tienen defectos de uno u otro tipo, incluso recién fabricados por los mejores métodos disponibles: contienen inclusiones, precipitados, poros, bordes de grano, etc. Defectos a partir de los cuales se

desarrollan microgrietas. Dependerá del nivel de tensiones el que estas microgrietas se propaguen hasta fracturar al componente o se detengan en la primera barrera microestructural (borde de grano, inclusión) y así permanezcan para siempre.

Hay otro lugar crítico de una pieza, su superficie. En algún lugar de la superficie del sólido se encuentran las tensiones máximas (probablemente junto a algún concentrador de tensiones). Estas zonas son candidatas a desarrollar microdefectos superficiales en forma de estriaciones o lengüetas debido a la deformación plástica alternada, debido a picaduras producidas, por la oxidación superficial, o debidas a un pésimo mecanizado.

Ambos defectos, los internos y los superficiales compiten por romper a la pieza. En general, si las cargas son muy severas, superan el límite elástico y se producen deformaciones plásticas apreciables en cada ciclo (fatiga de bajo número de ciclos o de gran amplitud), normalmente ganan los defectos internos (parten con ventaja de tamaño). El ensayo de tracción es un caso extremo de fatiga de bajo número de ciclos. Si las cargas son más reducidas (fatiga de alto número de ciclos) suelen ganar los defectos que se originan en la superficie pues tienen ventaja de velocidad de crecimiento sobre los internos (la oxidación les ayuda).

Lo más costoso para las grietas son los tamaños más pequeños, las fuerzas directrices son pequeñas y la grieta crece muy lentamente. Tanto que durante una buena fracción de la vida de la pieza las microgrietas resultan invisibles para las técnicas de inspección más habituales. Se habla de un período de incubación o Nucleación de las grietas (como si fuera un sarampión: la pieza es asintomática durante semanas y, de repente, le aparece un sarpullido de grietas). Por el contrario, cuando la grieta es grande es cuando más veloz avanza.

Una pieza que se diseña para soportar un elevado número de ciclos, habitualmente fallará por un defecto generado en su superficie. Lo peor que se puede hacer es un acabado superficial deficiente, lleno de rayas y estrías. Le habremos resuelto a la grieta su problema más difícil. Deberemos proporcionar

un acabado superficial inmaculado, tipo espejo (un lapeado). Así tendrán su oportunidad los defectos internos.

Otra buena idea es dotar a la pieza de tensiones residuales compresivas (las grietas no crecen en un campo compresivo). Podemos granallar la pieza, lo que producirá pequeñas abolladuras, lo que puede parecer una mala idea, pero genera compresiones residuales. Además podemos realizar un tratamiento térmico de temple que ocasionará el mismo resultado.

3.5 Modelos de propagación de grietas por fatiga

3.5.1 Ecuación de Walker

Varias relaciones empíricas son empleadas para caracterizar el efecto de R (razón de esfuerzos), en las curvas da/dN v/s ΔK . Una de las ecuaciones mayormente usadas, esta basada en la aplicación de la relación de Walker para el factor de intensidad de esfuerzos K.

$$\overline{\Delta K} = K_{m\acute{a}x} (1 - R)^{\gamma} \tag{3.14}$$

Donde γ es una constante del material y $\overline{\Delta K}$ es un equivalente de intensidad de esfuerzo, cero-a-tensión (R=0), que causa la misma razón de crecimiento que la actual combinación de R y $K_{m\acute{a}x}$. De otra manera:

$$\overline{\Delta K} = \frac{\Delta K}{\left(1 - R\right)^{1 - \gamma}} \tag{3.15}$$

Dejando las constantes C y m de la ecuación de Paris, indicadas por C_1 y m_1 para el caso especial donde R = 0, nos queda lo siguiente:

$$\frac{da}{dN} = C_1 \left(\Delta K\right)^{m_1} \tag{3.16}$$

Puesto que $\overline{\Delta K}=\Delta K$ para cuando R=0. Podemos sustituir ΔK por $\overline{\Delta K}$ en la ecuación dada anteriormente.

$$\frac{da}{dN} = C_1 \left[\frac{\Delta K}{\left(1 - R\right)^{1 - \gamma}} \right]^{m_1} \tag{3.17}$$

Esta ecuación representa una familia de curvas da/dN v/s ΔK , las cuales, en una gráfica log-log son todas líneas paralelas cercanas entre sí de pendiente m_1 . Alguna manipulación, nos da:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_1}{(1-R)^{m_1(1-\gamma)}} (\Delta K)^{m_1}$$
 (3.18)

Las constantes C y m son de esta manera:

$$C = \frac{C_1}{(1 - R)^{m_1(1 - \gamma)}} \quad , \qquad m = m_1$$
 (3.19)

Por lo tanto la constante de intersección C depende claramente de R, mientras que la pendiente m no es afectada.

Los valores de la constante γ para varios metales, están típicamente alrededor de 0.5, pero varían entre 0.3 y cerca de 1. Un valor de γ =1 entrega simplemente $\overline{\Delta K} = \Delta K$, eso significa que no hay efecto de R. valores decrecientes de γ implica un fuerte efecto de la razón R.

La tabla N°3 contiene un resumen con los valores de C_1 y γ para una variedad de materiales.

Tabla Nº3. Constantes utilizadas en la ecuación de Walker para varios materiales.

Material	Fluencia	Tenacidad	Ecuación de Walker				
	$\sigma_{\scriptscriptstyle 0}$	K_{IC}	C_1	C_1	m_1	γ	γ
	MPa (ksi)	$Mpa\sqrt{m}$ $\left(ksi\sqrt{in}\right)$	$\frac{mm/cycle}{\left(MPa\sqrt{m}\right)^{m1}}$	$\frac{in/cycle}{\left(ksi\sqrt{in}\right)^{m1}}$		R≥0	R < 0
Man-Ten Steel	363 (52.6)	200 (182)	3.28x10 ⁻⁹	1.74x10 ⁻¹⁰	3.13	0.928	0.220
RQC-100 Steel	778 (113)	150 (136)	8.01x10 ⁻¹¹	4.71x10 ⁻¹²	4.24	0.719	0
AISI 4340 Steel	1255 (182)	130 (118)	5.11x10 ⁻¹⁰	2.73x10 ⁻¹¹	3.24	0.420	0
17-4 PH Steel	1059 (154)	200 (109)	3.29x10 ⁻⁸	1.63x10 ⁻⁹	2.44	0.790	-
2024-T3 AI	353 (51.2)	34 (31)	1.42x10 ⁻⁸	7.85x10 ⁻¹⁰	3.59	0.680	-
7075-T6 AI	523 (75.9)	29 (26)	2.71x10 ⁻⁸	1.51x10 ⁻⁹	3.70	0.641	0

3.5.2 Ecuación de Forman

Otra generalización propuesta, que incluye el efecto de la relación de esfuerzos R, es la ecuación de Forman:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_2(\Delta K)^{m_2}}{(1-R)\cdot K_c - \Delta K} = \frac{C_2(\Delta K)^{m_2}}{(1-R)(K_c - K_{max})}$$
(3.20)

Donde K_C es el factor de intensidad de esfuerzos para el material y espesor de interés.

Si $K_{m\acute{a}x}$ se aproxima a K_C , el denominador se aproxima a cero, y da/dN tiende a infinito. La ecuación, es de este modo, una atractiva presentación para predecir el crecimiento acelerado de la grieta, en la zona superior, donde la curva da/dN v/s ΔK , se vuelve asintótica para el valor de ΔK para la fractura.

Una debilidad de la ecuación de Forman recae en una falta de flexibilidad en el modelado del cambio datos como una función de la razón de esfuerzos R. no existe parámetro para ajustar el cambio de R directamente. El aumento de este cambio, es controlado por la tenacidad a la fractura en esfuerzo plano del material dado.

La Tabla N°4 contiene un resumen con los valores de C_2 , m_2 y K_{IC} para una variedad de materiales.

Tabla Nº4. Constantes utilizadas en la ecuación de Forman para varios materiales.

Material	Fluencia σ_0	Tenacidad $K_{I\!C}$	Ecuación de Forman			
			C_2	C_2	m_2	K_c
	МРа	$Mpa\sqrt{m}$	$\frac{mm/cycle}{\left(MPa\sqrt{m}\right)^{m1}}$	$\frac{in/cycle}{(ksi\sqrt{in})^{m1}}$		$Mpa\sqrt{m}$
	(ksi)	$Mpa\sqrt{m}$ $\left(ksi\sqrt{in}\right)$,	,		$(ksi\sqrt{in})$
17-4 PH Steel	1145	-	1.40x10 ⁻⁶	6.45x10 ⁻⁸	2.65	132
(H1025)	(166)					(120)
Inconel 718 (Fe-Ni-base,	1172	132	4.29x10 ⁻⁶	2.00x10 ⁻⁷	2.79	132
Aged)	(170)	(120)				(120)
2024-T3 AI	353	34	2.31x10 ⁻⁶	1.14x10 ⁻⁷	3.38	110
	(51.2)	(31)				(100)
7075-T6 AI	523	29	5.29x10 ⁻⁶	2.56x10 ⁻⁷	3.21	78.7
	(75.9)	(26)				(71.6)

3.5.3 Ecuación NASGRO

El modelo NASGRO fue desarrollado por Forman y Newman de la NASA, Shivakumar de Lockheed Martin, Koning de NLR y Henriksen de ESA. La ecuación general es la siguiente:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1 - f}{1 - R} \right) \Delta K \right]^{n} \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^{p}}{\left(1 - \frac{K_{m\acute{a}x}}{K_{c}} \right)^{q}}$$
(3.21)

Donde N es el número de ciclos de fatiga aplicados, a es el largo de la grieta, R es la razón de factores de intensidad de esfuerzos en un ciclo, ΔK es el rango de factores de intensidad de esfuerzos y C, n, p y q son constantes empíricas. La determinación de la función de abertura de la grieta, f, depende del rango de factores de intensidad de esfuerzos umbral, ΔKth y del factor de intensidad de esfuerzos crítico Kc.

El modelo NASGRO incorpora análisis de cierre de la grieta en fatiga para cuantificar el efecto de la razón de factores de intensidad de esfuerzos en la tasa de crecimiento de la grieta bajo cargas de amplitud constante. La función de apertura de la grieta, f, que considera cierre de la grieta producto de plasticidad, fue definida por Newman en 1984 como:

$$f = \frac{K_{op}}{K_{m\acute{a}x}} = \begin{cases} m\acute{a}x \left(R, A_0 + A_1 R + A_2 R^2 + A_3 R^3 \right) \\ A_0 + A_1 R \end{cases} \qquad R \ge 0$$

$$-2 \le R < 0$$
(3.22)

Los coeficientes están dados por:

$$A_0 = \left(0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2\right) \left[\cos\left(\frac{\pi}{2} \frac{S_{m\acute{a}x}}{\sigma_0}\right)\right]^{1/\alpha}$$
 (3.23)

$$A_{1} = (0.415 - 0.071\alpha) \frac{S_{max}}{\sigma_{0}}$$
 (3.24)

$$A_2 = 1 - A_0 - A_1 - A_3 (3.25)$$

$$A_3 = 2A_0 + A_1 - 1 \tag{3.26}$$

En estas ecuaciones α es un factor de constreñimiento correspondiente al estado de esfuerzo deformación (esfuerzo plano o deformación plana). $S_{m\acute{a}x}$ / σ_0 es la razón del máximo esfuerzo aplicado al esfuerzo de fluencia del material. El factor de constreñimiento α ha sido tratado como un parámetro para ajustar las curvas de crecimiento de grietas para cada material en particular. Los valores varían entre 1, que corresponde a la condición de esfuerzo plano, a 3, que corresponde a la condición de deformación plana.

La mayoría de los materiales que fueron ajustados al modelo NASGRO usan un valor de S_{max}/σ_0 = 0.3, que fue elegido porque se aproxima a un valor promedio obtenido de ensayos de crecimiento de grietas por fatiga usando varios tipos de probetas.

Cabe señalar que la función de cierre de la grieta implementada en el modelo NASGRO fue derivada del análisis de paneles con grietas centrales, sometidos a carga de amplitud constante, en los que la grieta avanza a través de una zona de material deformado plásticamente. Esto implica que el efecto de flexión no ha sido considerado en el análisis y que la ecuación de abertura de la grieta considera sólo el cierre de la grieta producto de la plasticidad, no necesariamente otros efectos como el cierre de la grieta inducido por óxido o por rugosidad.

3.6 Modelo conceptual de la simulación de propagación de grietas

De acuerdo a lo planteado por Vega (2001), El proceso de simulación de grietas es iterativo, en el cual se repiten una serie de pasos para un mismo modelo a medida que la simulación progresa. Cada iteración en el proceso depende de los resultados previamente calculados y representa una configuración de la grieta. Se distinguen cuatro bases de datos necesarias para cada iteración.

La primera es la base de datos descriptiva, R_i (donde el subíndice identifica la iteración). La base de datos descriptiva contiene toda la información necesaria para describir completamente el cuerpo agrietado. Esto incluye una descripción de la geometría del modelo sólido (incluyendo las grietas), las condiciones de borde, fuerzas de cuerpo y constantes de los materiales, además de la información de la historia. No incluye información que es específica de un método numérico particular para realizar análisis de esfuerzos. La base de datos descriptiva es transformada mediante un proceso de discretización (mallado) a una base de datos de análisis Ai. Esta contiene una descripción completa pero aproximada del cuerpo, adecuada para ser ingresada a un programa específico de análisis de esfuerzos. Típicamente, esto incluye una serie de puntos nodales donde se calculan o especifican variables, una malla que contiene a estos puntos (superficies para análisis por elementos de contorno, volúmenes para análisis por elementos finitos), la especificación de condiciones conocidas en los puntos nodales, estado y condiciones del material e información necesaria para calcular fuerzas de cuerpo y esfuerzos y deformaciones residuales.

La base de datos de análisis es transformada mediante un procedimiento de solución en una base de datos de equilibrio, E_i , que consta de variables primarias (cargas y desplazamientos) y secundarias (esfuerzos y deformaciones) que definen una solución de equilibrio para el modelo a analizar A_i . El procedimiento de solución es usualmente una técnica estándar de elementos finitos o elementos de contorno. El modelo de equilibrio debe

contener variables de cuerpo e información del estado del material para todo el cuerpo. Estos valores pueden ser almacenados explícitamente en los puntos nodales o de integración, o evaluados usando interpolación o extrapolación. En el contexto de la simulación del crecimiento de grietas, el modelo de equilibrio debe contener, además, valores para los factores de intensidad de esfuerzos, u otros parámetros de fractura, en todos los puntos a lo largo de los frentes de grietas.

La base de datos de equilibrio es usada en conjunto con la base de datos descriptiva actual para crear una nueva representación, R_{i+1} . El nuevo modelo representa un incremento del crecimiento del frente de la grieta basado en resultados previamente calculados. Este proceso se repite hasta que se satisface una condición de término de la simulación (por ejemplo que la grieta se torne inestable, que la grieta sea más grande que un tamaño máximo permisible o que la grieta se haya propagado completamente a través del cuerpo).

La necesidad de emplear un método numérico para analizar esfuerzos es aparentemente la misma que se presenta al analizar estructuras complejas: no existen soluciones analíticas para los campos de esfuerzos en la gran mayoría de los casos. En el análisis de una estructura es posible realizar aproximaciones que resulten en soluciones conservadoras de un problema dado, pues muchas veces sólo se busca asegurar que el material soporte un esfuerzo menor a su resistencia a la fluencia, según el factor de seguridad apropiado. Lo anterior permite el diseño de piezas de geometrías complejas aplicando los resultados conocidos para las solicitaciones básicas (tracción, flexión, compresión) además de factores de concentración de esfuerzos en perforaciones, cambios de diámetro, etc. Esta práctica involucra un error mucho mayor en problemas con grietas; pues el crecimiento de estas no depende directamente del esfuerzo en un punto, sino de un parámetro derivado de la distribución de esfuerzos alrededor de la punta de la grieta. La necesidad de calcular con precisión el campo de esfuerzos tiene dos causas. La primera es que la tasa de crecimiento de la grieta varía exponencialmente con ΔK . La segunda razón es que si no se conoce la distribución de esfuerzos, es imposible predecir la dirección de propagación de una grieta. Mediante análisis numérico se puede calcular esta dirección en cada paso modelación, lo que hace posible estudiar problemas en que el campo de esfuerzos es complejo.

3.7 Software de predicción de propagación de grietas AFGrow

Desde la era de los hermanos Wright hasta finales de 1960, los ingenieros aeronáuticos utilizaban el principio de diseño basado en vida segura (safe life), una filosofía que asume que el control de calidad deberá detectar todos los defectos de manufactura, antes que un avión sea puesto en servicio. Añadiéndose a esta perspectiva, los ingenieros estimaban el número de horas de operación que les tomaba a las grietas estructurales para su formación y basaban la esperanza de vida en servicio de las aeronaves, por medio de estas estimaciones.

Esta aproximación cambió en 1969 como resultado del espectacular accidente sufrido por aeronave de combate norteamericana en Nevada. El 22 de diciembre, un avión F-111A con solamente, poco más de 100 horas de vuelo, se estrelló cuando su ala izquierda se desprendió durante una maniobra de ascenso.

Este incidente tuvo una particular atención por parte de lo investigadores, debido a que determinaron que el personal de control de calidad había fallado en detectar la grieta antes de la entrega de la aeronave. En adición a esto, se averiguó que a la grieta le había tomado relativamente poco tiempo para causar la separación del ala.

En respuesta a este accidente la Fuerza Aérea, abandonó el criterio de vida segura, por una filosofía de diseño tolerante al daño (damage tolerance), que asume la presencia de grietas demasiado pequeñas para que sean detectadas por los inspectores de control de calidad, en consecuencia las inspecciones de aeronaves, se comenzaron a basar en itinerarios, que

determinaban el tiempo que tomaba a las grietas existentes, causar la falla de un componente específico y por ende la posible pérdida de la aeronave.

Primeramente se estableció una relación logarítmico-lineal entre la razón de crecimiento de grieta y los parámetros de caracterización de la grieta, pero esta relación no es necesariamente así, ya que varía en algunos casos. La única forma de predecir cuando tales variaciones ocurren, es calcular y graficar el crecimiento de grieta para cada punto en un ciclo operacional del espectro de carga de la aeronave, un proceso que requiere millones de cálculos, algunos de los cuales tomaban meses para los computadores más poderosos de la época.

Hoy en día, mejores recursos computacionales y el laboratorio de investigación de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, han hecho avanzar exponencialmente la ciencia de la predicción de crecimiento de grietas. El laboratorio, ha liderado el método por más de una década con su software de predicción de propagación de grietas AFGrow. (Figura N°25)

AFGrow es un programa basado en un código de análisis, en el cual, es posible calcular, el crecimiento de grietas por fatiga para la geometría de una grieta definida, basada en un espectro de carga dado.

Tiene la capacidad de considerar, el efecto de varios factores de esfuerzo en el crecimiento de la grieta, a través del uso apropiado de factores de intensidad de esfuerzo o niveles de esfuerzo que caracterizan el efecto físico y/o geométrico asociado al daño del espécimen. Las entradas incluyen la elección de una gran cantidad de especimenes agrietados, tamaño inicial de defecto y elección de varios materiales, entre otros. Las tablas de datos de las curvas da/dN v/s ΔK y además estas mismas, pueden ser observados para validar las propiedades del material.

El programa contiene los modelos de retardación para grietas de Wheeler, Fastran, Willenborg y Harter.

Esencialmente, permite a los usuarios asumir una estructura de inicio con una longitud de grieta de su elección y revela como la estructura circundante y los esfuerzos pueden afectar el crecimiento de la grieta.

Calcula el crecimiento de la grieta punto por punto en la vida estructural de la aeronave, frecuentemente solo en cuestión de unos segundos. AFGrow es una de las más rápidas y eficientes herramientas de predicción de grietas existentes hoy en día. En estos momentos AFGrow es empleado ampliamente para aplicaciones aeroespaciales, pudiendo ser utilizado en cualquier estructura que experimenta grietas por fatiga.

AFGrow es un programa computacional diseñado para ser utilizado en Microsoft Windows, concediendo a los usuarios la capacidad de importar y exportar información desde y a otros programas como Excel. Esta capacidad permite comparar datos experimentales tabulados en Excel con las predicciones de AFGrow. Esta habilidad de complementar AFGrow con otros programas de Microsoft existentes, ahorra a los desarrolladores del software, tiempo y dinero para crear programas de apoyo específico.

Este programa es el elegido para desarrollar el análisis de fatiga en la estructura del helicóptero Bell UH-1H.

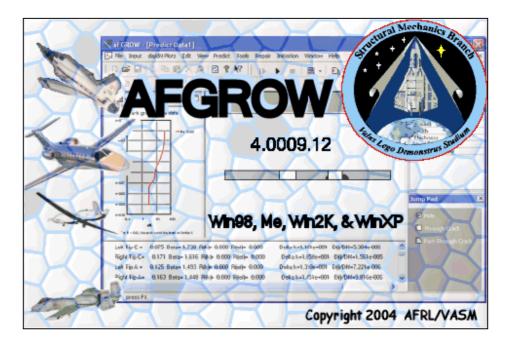


Figura N°25. Software de predicción de grietas AFGROW de la Fuerza Aérea de Estados Unidos.

Capítulo IV: Generalidades sobre Helicópteros

En el desarrollo de la aviación, durante los últimos años, han sido perfeccionados dos tipos de aeronaves fundamentales y totalmente opuestas.

El avión a retroimpulso con su motor a reacción por turbinas de gas, con velocidades supersonicas por una parte y por la otra el helicóptero, cuya característica principal es el vuelo estacionario, la velocidad deseada desde cero y la posibilidad de volar hacia atrás, hacia los lados, etc. Haciendo posible, de esta manera, satisfacer la necesidad de vuelo de muchos románticos, llegando el helicóptero en nuestros días a formar parte de nuestras vidas.

La historia del helicóptero es la historia de un grupo de investigadores que dedicaron su vida a este fin durante las últimas centurias. Los pioneros de la aviación fijaron su atención en el helicóptero por medio del cual, el hombre podría lograr el vuelo. Sin embargo, a principios del siglo XX, antes que se logrará algún éxito con los aviones de ala rotatoria, el hombre logró volar en los aviones convencionales o de ala fija. Los esfuerzos sumados de la ingeniería aeronáutica, han hecho que el avión de ala fija sea en la actualidad uno de los medios de transporte más importantes en el mundo. El hombre, no obstante, aspiraba a lograr el completo dominio del aire, o sea, permanecer suspendido y sin velocidad trasnacional, ascender y descender verticalmente. Con el desarrollo del helicóptero se logra este fin.

A continuación conoceremos algunas características generales sobre los helicópteros, para luego, identificar en forma detallada el helicóptero Bell U-1H "Iroquois", sus características, sus condiciones de operación, sus zonas críticas, etc.

4.1 Clasificación de los Helicópteros

De acuerdo a la configuración de sus rotores:

- Rotor simple: Es el tipo de helicóptero más desarrollado y que usa un rotor principal de sustentación y un rotor de cola antitorque.
- Rotores coaxiales: Es el tipo de helicóptero con dos sistemas de rotores superpuestos contrarotatorios. El sistema de rotor superior esta conectado a un eje que pasa en el interior del eje del rotor inferior, son contrarotatorios para eliminar el efecto torque.
- Rotores duales: En este tipo los dos rotores están montados en las puntas de unas pequeñas alas que lo soportan, son también contrarotatorios para eliminar el torque.
- Rotores en tandem: Es un tipo de helicóptero que tiene un rotor delantero y uno trasero, contrarotatorios para eliminar el torque. Son construidos con "decalaje" (el rotor trasero más alto que el delantero) para evitar que el rotor trasero tome el "rebufo" (aire viciado en torbellino) del rotor delantero.
- Convertiplano: Es una mezcla de avión y helicóptero. Para despegar los rotores están vueltos hacia arriba y una vez en el aire, empiezan a inclinarse con alas y motores como un todo para convertirse en avión. En el aterrizaje el proceso es a la inversa.
- Notar: Sin rotor de cola por su sigla en inglés "No Tail Rotor". Esta configuración recientemente desarrollada por McDonell para sus modelos, elimina la necesidad de un rotor de cola externo, reemplazándolo por un compresor instalado en el interior del cono de cola y mandado por el motor y que mediante un sistema de ranuras convierte el tubo de este en un perfil aerodinámico vertical que produce sustentación lateral en el sentido antitorque.

4.2 Clasificación de los Rotores

La tecnología empleada en el diseño y construcción de los rotores ha sido el avance más significativo en el desarrollo de los helicópteros.

Los rotores de helicópteros se clasifican en tres grupos:

- Completamente articulados.
- · Semi-rígidos.
- Rígidos.

4.2.1 Rotores Completamente articulados

Se les llama también tipo Cierva, por haber sido desarrollados por el ingeniero español Juan de la Cierva en su diseño del autogiro. Este tipo de rotor cambia el paso y tiene articulaciones de flapeo individual en cada pala y además, adelanto y retardo. Su nombre en inglés es, **Fully Articulated**.

Estos movimientos son necesarios en las palas para compensar parcialmente el problema de asimetría de sustentación que se genera en el rotor durante el vuelo traslacional.

A pesar que Juan de la Cierva desarrolló este tipo de rotor antes del año 1920, aún es posible encontrar helicópteros de fabricación actual con este tipo de sistema de rotor.

4.2.2 Rotores Semi-Rígidos

Es un tipo de rotor de dos palas, diametralmente opuestas, que tienen cambio de paso, pero su flapeo es en conjunto, es decir, cuando una pala baja, la otra sube y viceversa. Son conocidos también como tipo balancín y sus nombres en inglés son, **Semi rigid**, **Teettering** y **See-Saw**.

4.2.3 Rotores Rígidos

Es un tipo de rotor que solo tiene cambio de paso, pero sus palas son de gran flexibilidad. Su nombre en inglés es, **Rigid rotor**.

Este tipo de rotor es muy utilizado hoy en día y tiene varias configuraciones, tales como: Hingeless o sin articulaciones, FEL o faserglas elastomerik lager y Bearingless o sin rodamientos.

4.3 Vibraciones en helicópteros

Las vibraciones en general pueden ser causadas por fuerzas periódicas que varían en el tiempo en forma repetida y regular, por fuerzas aleatorias sin patrón de tiempo especial o por impulso simple.

Las vibraciones generales se encuentran en cualquier tipo de aeronave, están presentes también en los helicópteros y son causadas por los motores, las transmisiones, los ejes motrices, turbulencias y ráfagas.

Las vibraciones típicas de los helicópteros, son causadas por el o los rotores principales y por el rotor de cola.

El helicóptero esta diseñado para soportar estas vibraciones, sin daños estructurales ni sobrecargas, para convivir con ellas sin riesgos de fallas por fatiga entre los intervalos de mantenimiento, suponiendo que se siguen todas las instrucciones estándar y especiales de mantenimiento. De todas formas el criterio a utilizar es considerar que las vibraciones que escapan de rangos normales, pueden ser destructivas.

4.4 Helicóptero Bell UH-1H "Iroquois"

El helicóptero UH-1H es construido por Bell Helicopter Coroporation es un helicóptero monomotor, bipala de rotor semirígido y completamente de metal, exceptuando la tapa de la batería y de la transmisión que son hechas de fibra de vidrio.

El UH-1H es un helicóptero de utilidad, lo que significa que esta diseñado para transportar carga, pasajero, tropa, además de cumplir todo tipo de misiones médicas y/o evacuaciones.

Según sea la misión, puede ser configurado para transportar hasta 13 pasajeros, incluyendo piloto y copiloto, o bien, trasladar enfermos o heridos en un máximo de 6 camillas más un paramédico.

Sus dimensiones y características principales están claramente tabuladas en la Tabla N°5.

Tabla N°5. Dimensiones y características principales del Bell UH-1H.

<u></u>				
57' 0.67"				
9' 4.3"				
9' 0.5"				
8' 6.66"				
48' 3.2"				
8' 6.0"				
13' 7.4"				
5400 lb.				
9500 lb.				
Lycoming T-53-L13B				
1400 SHP limitado a 1100 SHP				
124 KTS				
220 ft^3				
1359 lb.				
1342 lb.				
2 hrs. 15 min.				
4000 lb.				
100 lb/ft^2				
350 lb.				

La sección delantera esta compuesta por dos vigas longitudinales y dos cuadernas transversales, todas estas forradas en metal. Estas vigas soportan a la cabina de mando, compartimiento de carga, estanques de combustible, rotor principal, mástil, transmisión, motor, cargo hook, tren de aterrizaje, cono de cola y rotor de cola. En resumen estas dos vigas y cuadernas soportan todo el peso del helicóptero en tierra.



Figura Nº26. Helicóptero Bell UH-1H "Iroquois".

El tren de aterrizaje esta formado por dos tubos longitudinales y dos transversales, los cuales están construidos de aluminio especial. Los tubos longitudinales poseen zapatas de acero para proteger al ski en deslizamientos sobre terrenos ásperos o golpes bruscos en el suelo. Los tubos transversales están construidos en forma tal que le dan al tren de aterrizaje cierta flexibilidad con el fin de absorber golpes en caso de aterrizajes bruscos. Los esquís no son intercambiables.

La sección trasera o cono de cola es de construcción semimonocoque y va unida al resto del fuselaje por medio de cuatro pernos. Esta sección soporta el tren de mando del rotor de cola, la caja de 42°, la caja de 90°, la antena FM, el rotor de cola, el patín de cola, la antena HF, el elevador sincronizado y el plano vertical. (Figura N°26)

4.4.1 Zonas críticas en la estructura del Bell UH-1H

Las zonas críticas del helicóptero Bell UH-1H, son determinadas gracias a estudios y seguimientos realizados por el fabricante de la aeronave, además de investigaciones realizadas por la FAA (Federal Aviation Administration), a través de publicaciones llamadas Airworthiness Directive (AD), dirigidas a todos aquellos grupos de mantenimiento de aeronaves que trabajan con este tipo de material aéreo.

A continuación, se presenta un resumen con las zonas consideradas de mayor criticidad en este helicóptero, de acuerdo a lo remitido por el fabricante y al departamento de fiscalización aeronáutico norteamericano.

4.4.2 Vertical Fin Spar

La primera zona crítica corresponde al vertical fin spar y zonas aledañas (ver anexos), ubicadas en el cono de cola. Además de varias estaciones de mamparos y remaches que deben ser inspeccionados, en general se debe inspeccionar la piel o recubrimiento de metal en busca de grietas. (Figura N°27)

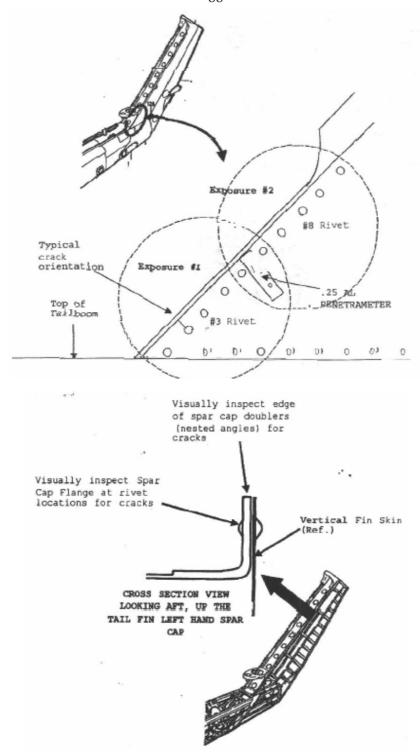


Figura N°27. Inspecciones vertical fin spar de acuerdo a safety-of-fligth UH-1-99-03.

4.4.3 Caja de 90º y estación 194

La segunda zona critica del helicóptero esta ubicada en el cono de cola, particularmente en la caja de transmisión de 90° perteneciente al rotor de cola que gira a 1654 RPM (Figura N°28) y la zona cercana a la caja de transmisión de 42° que gira a 4301 RPM, específicamente en la estación 194. (Figura N°29)

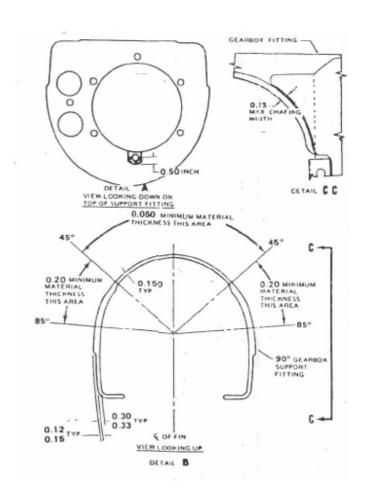


Figura N°28. Inspecciones caja de transmisión de 90°, de acuerdo a TM-55-1520-210-23-1.

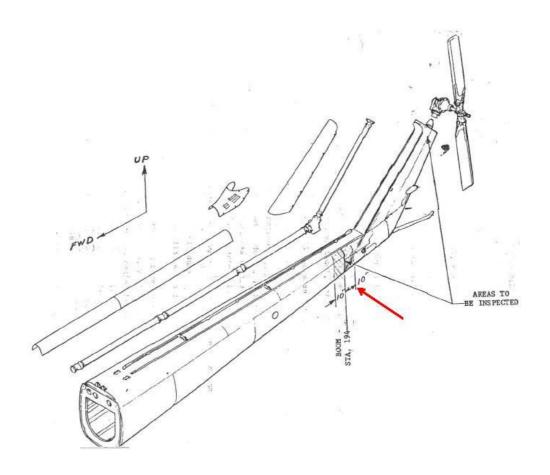


Figura Nº29. Inspecciones estación 194, de acuerdo a TM-55-1520-210-23-1.

4.4.4 Elevador sincronizado

La tercera zona crítica se ubica en la zona de los estabilizadores o también llamado elevador sincronizado, ubicado en el cono de cola del helicóptero y conectado a la parte delantera por medio de tubos y varillas mecánicas. Es utilizado para mejorar el control del helicóptero dentro de los límites del centro de gravedad. (Figura N°30)

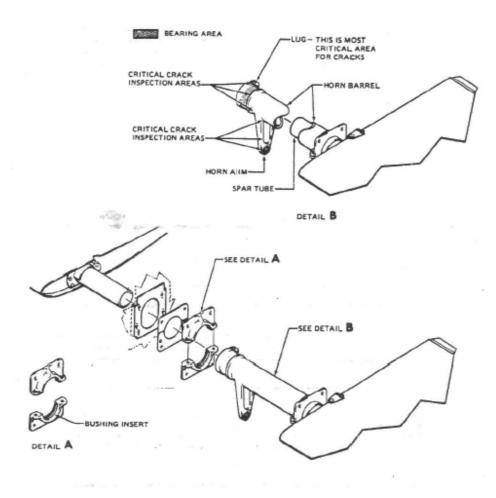
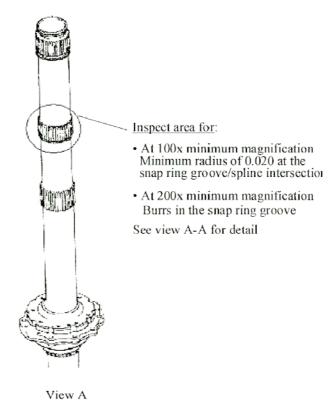


Figura N°30. Inspecciones elevador sincronizado, de acuerdo a TM-55-1520-210-23-1.

4.4.5 Mástil del Rotor Principal

La cuarta zona crítica corresponde al mástil, o árbol de transmisión del rotor principal, y sus zonas aledañas, el mástil corresponde a un tubo hueco de acero o titanio estriado en 4 zonas, una interna impulsada por el engranaje planetario de la transmisión. Las otras tres zonas proveen montajes e impulso para las tijeras, los amortiguadores de la barra estabilizadora y el conjunto del rotor principal. (Figura N°31)



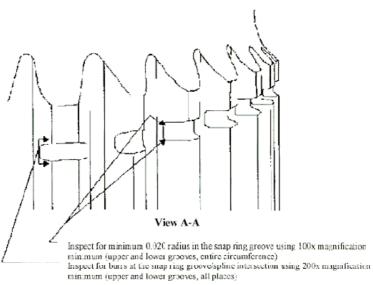


Figura N°31. Inspecciones en el mástil, de acuerdo a 14 CFR part 39.

Finalmente, una de la zona más critica del helicóptero, se ubica en la piel o recubrimiento de aluminio del fuselaje, sobre todo en aquellos helicópteros que cuentan con más de 20 años en operación, debido a problemas de corrosión, desgaste superficial y grietas por cargas de fatiga. En general, el material con mayor presencia en la estructura de esta aeronave, corresponde a la aleación de aluminio 2024-T3.

Después de haber conocido las zonas críticas del helicóptero, las características del material componente de sus piezas representativas, las teorías encargadas de caracterizar la propagación de grietas por fatiga, recomendaciones sobre el efecto de variaciones de cargas, tamaño inicial de los defectos y los métodos de ensayos no destructivos utilizados para detectarlos, claramente se está en condiciones de realizar un análisis mediante el software AFGrow, para observar las ocurrencias específicas y las respuestas que se presentan en las grietas, para modificaciones de espectros de carga y tamaño inicial del defecto.

Capítulo V: Análisis de Fatiga Helicóptero Bell UH-1H

El presente capítulo estará enfocado a realizar el análisis de fatiga a ciertas zonas específicas del helicóptero Bell UH-1H, especialmente la zona ubicada cerca de la caja de transmisión de 42° y 90°, donde encontramos remaches de un diámetro de 5/32", además, la plancha de aleación de aluminio 2024-T3 tiene un espesor de 1.27 mm. La otra zona de importancia corresponde al mástil del rotor principal, realizando una estimación del tipo de espécimen más adecuado a los contenidos por el software.

Utilizando toda la información anterior, se utilizaran especimenes estándar como por ejemplo una grieta en la esquina de un agujero (Single Corner Crack at Hole), dos grietas en las esquinas de un agujero (Double Corner Crack at Hole), grieta pasante en la esquina de un agujero (Single Through Crack at Hole) y se determinará cual es el efecto de un agujero adyacente a uno que contiene dos grietas, finalmente se analizará un elemento representativo de la transmisión como una placa infinita con una grieta pasante.

Para esto se utilizará dos espectros de carga estándar, como lo son, FELIX, que corresponde a un espectro de carga determinado específicamente para elementos dinámicos de rotores de helicópteros y el espectro de carga FALSTAFF (Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue), que corresponde a un espectro de caza de combate, usado para el análisis de el recubrimiento de aluminio, este espectro es utilizado, debido a que no existe un espectro estándar para este tipo de aplicación en helicópteros, siendo el más cercano y similar.

Cabe señalar que no existe un método estandarizado a nivel mundial, para realizar análisis de fatiga por medio de software, debido a la reciente aparición de varios de estos, encontrándose varios de estos en etapa de consulta, alentados principalmente por el gobierno norteamericano, a través de la NASA y la USAF.

5.1 Grieta Pasante en un agujero (Single Through Crack at Hole)

Se comienza con ingresar información referente al análisis, como el título, sistema de unidades en la esquina inferior derecha (Metric-English) y algunos comentarios que aclaran las zonas que serán analizadas. Se utiliza la barra de menú Imput Title, este estudio utiliza unidades métricas. (Figura N°32)

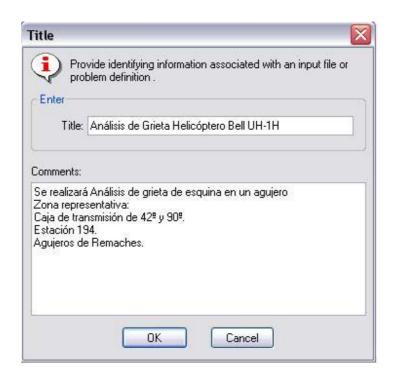


Figura Nº32. Información del Análisis.

Se determina el tipo de espécimen que se va a utilizar (Anexo 3), cuyas propiedades de mallado y condiciones de frontera están previamente determinadas y archivadas en bases de datos que utiliza el programa en el análisis, este corresponde a una plancha con una grieta de esquina en un agujero. Existen dos opciones en el programa, los modelos clásicos (Figura Nº33) y los modelos avanzados. Los modelos clásicos corresponden a especimenes estándar y los modelos avanzados deben ser elaborados por el

usuario, es posible modelar a través de esto, especimenes con varios agujeros, con un máximo de dos grietas.

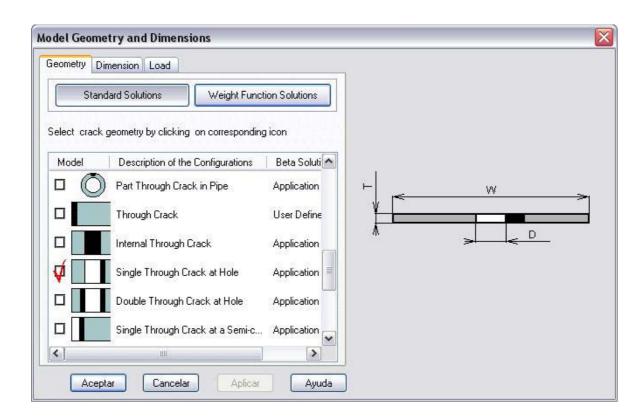


Figura N°33. Modelos Clásicos.

A continuación se definen las dimensiones del espécimen. El espesor de la plancha de aleación de aluminio 2024-T3 es de 1.27 mm (0.005 in), el diámetro del agujero es de 5/32" (3.9 mm) de acuerdo a remaches del tipo MS 20470AD, el ancho del espécimen se determina en 25.4 mm es decir 1", para mantener la similitud con las dimensiones reales en la zona de la estructura del helicóptero. Las dimensiones de la grieta son obtenidas de acuerdo a la Tabla N°2, con una dimensión de t en dirección A ó del espesor y 2.540 mm en dirección C ó ancho de la placa, debido a que el método de ensayo no destructivo en esa zona será Líquidos penetrantes. Se estima que el espécimen estará sometido solo a cargas de tensión, aún cuando el software entrega la posibilidad de realizar

análisis con esfuerzos combinados, dando una fracción en porcentaje ya sea a tensión, a flexión y a carga puntual en el agujero. (Figura N°34)

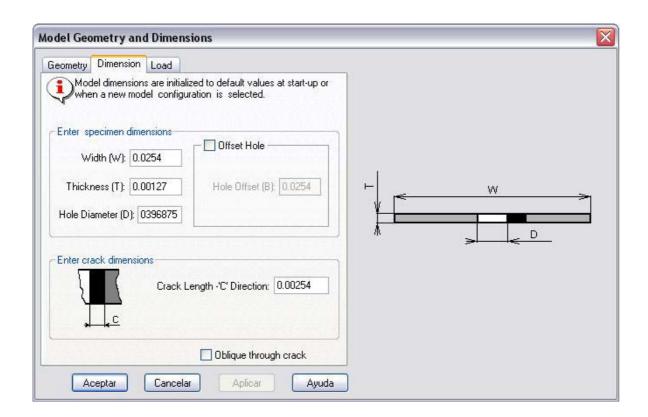


Figura N°34. Dimensiones del Espécimen.

Una vez definidas las dimensiones, procedemos a ingresar el espectro de cargas para el espécimen, que corresponderá al espectro FALSTAFF (Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue), confeccionado con tablas proporcionadas por el laboratorio de investigación holandés (NLR) disponibles en internet, con un factor de multiplicación (SMF) de 110 MPa (aproximadamente un 30% del módulo de fluencia), que corresponde al esfuerzo máximo para el aluminio 2024-T3, valor utilizado por la NASA en sus análisis de fatiga. (Figura N°35)

El FALSTAFF representa las cargas en la superficie de la parte baja del ala cercana a la zona del fuselaje y contiene 17983 ciclos de carga que describe un total de 200 vuelos, estos vuelos representan tres tipos de

misiones, aire-tierra, combate aéreo y navegación. Se considera que cada vuelo tiene una duración de 1.25 horas. (Figura N°36)

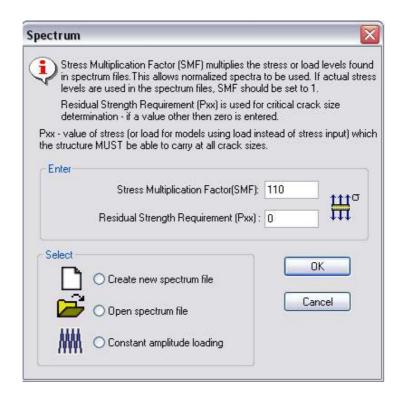


Figura Nº35. Espectro de carga selección.

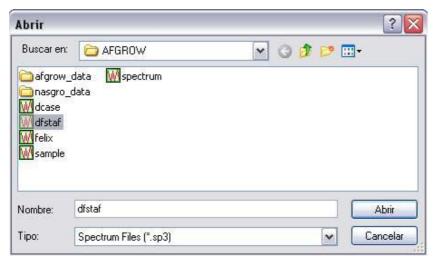


Figura Nº36. Espectro de carga archivos.

Se selecciona el espectro de carga desde la carpeta en el que se encuentra. Además, AFGrow permite ingresar archivos con los espectros de carga a aplicar al espécimen agrietado y verificar su validez con gráficos de excedencias. Esta es una aplicación típica de la aeronáutica. (Anexos 4 y 5)

Posteriormente se selecciona el material desde la base de datos NASGRO (Figura N°37), ya que será esta ecuación la utilizada en el análisis, este corresponde a un aluminio 2024-T3 con un modulo de fluencia de 365.42 MPa, disponible además toda la información de las constantes de la ecuación del mismo. (Figura N°38)

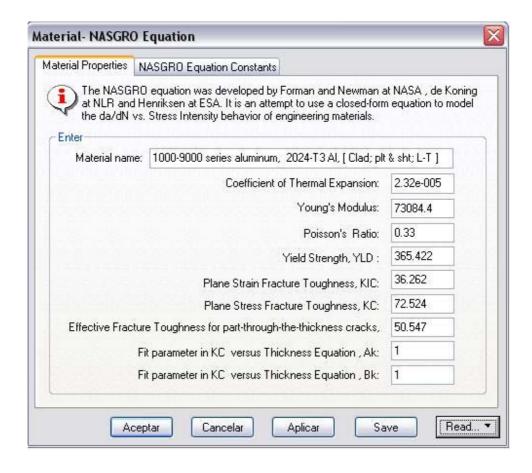


Figura Nº37. Ecuación Nasgro Material Properties.

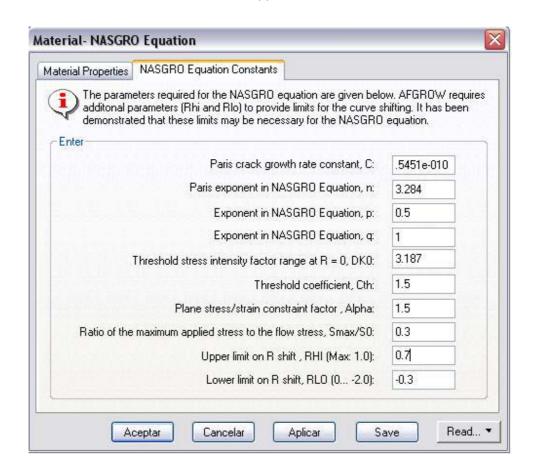


Figura Nº38. Constantes Ecuación Nasgro.

Una vez determinado el tipo de espécimen, las dimensiones del mismo, la ecuación que será utilizada y el espectro de carga, el paso siguiente sería ingresar el modo de cierre de la grieta y los esfuerzos residuales, que pueden estar representado por varias teorías (Wheeler, Willenborg, Harter, Fastran, etc.) estas no serán utilizadas durante este análisis, debido a que requiere de la toma de mediciones experimentales directamente en la aeronave, no existiendo los medios para realizarlo, además, la ecuación NASGRO lo trae incluido en su análisis.

Debemos establecer las preferencias de predicción, esto lo logramos en la barra de menú Predict-Preferences (Figura N°39), aquí se puede definir incremento de crecimiento de grieta en porcentaje, los intervalos de salida, las opciones de resultados, los límites de propagación y las opciones de transición,

que corresponde al cambio de modelo desde grieta no pasante a pasante y por ende su forma de ser calculada, cuando se atraviese cierto porcentaje del espesor del componente.

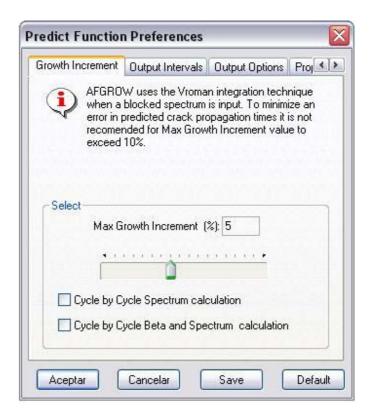


Figura Nº39. Preferencias de Predicción.

Ahora se comienza el análisis activando **Run** ⊳ en la pantalla para comenzar, este tendrá una duración de algunos segundos, debido a que el software comienza la resolución paso a paso para la ecuación seleccionada. (Anexo 6)

Los resultados obtenidos pueden ser tabulados y graficados en Excel, siendo los siguientes:

Tabla Nº6. Resultados para ecuación de NASGRO.

Titles Au filiale de Oulete Helle fotous Dell'HIII 411								
Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H								
Spectrum title: Falstaff 2020 < crack geometry code: Single Through Crack at Hole - Standard								
Solution								
	Colucion							
Cycles	C Length Beta C Sb. Spectrum Pass Life							
0	0,00254	1,275	1	1	0			
126089	0,002794	1,256	1402	8	126089			
244092	0,0030481	1,222	2715	14	244092			
350862	0,0033021	1,193	3906	20	350862			
448126	0,0035561	1,18	4991	25	448126			
539093	0,0038101	1,157	5997	30	539093			
623675	0,0040641	1,147	6930	35	623675			
699342	0,0043181	1,139	7785	39	699342			
769770	0,0045721	1,127	8569	43	769770			
834289	0,0048261	1,123	9287	47	834289			
893482	0,0050801	1,121	9931	50	893482			
947186	0,0053342	1,122	10530	53	947186			
995293	0,0055882	1,124	11077	56	995293			
1039139	0,0058422	1,129	11563	58	1039139			
1078583	0,0060963	1,129	11997	60	1078583			
1114266	0,0063503	1,138	12395	62	1114266			
1146897	0,0066043	1,151	12760	64	1146897			
1175622	0,0068583	1,168	13083	66	1175622			
1201195	0,0071123	1,192	13367	67	1201195			
1223450	0,0073664	1,192	13606	69	1223450			
1242949	0,0076205	1,224	13831	70	1242949			
1260312	0,0078745	1,268	14024	71	1260312			
1274998	0,0081285	1,268	14187	71	1274998			
1288488	0,0083827	1,329	14328	72	1288488			
1297773	0,0086367	1,415	14437	73	1297773			
1307074	0,0088908	1,415	14531	73	1307074			
1313176	0,0091448	1,545	14604	74	1313176			
1319003	0,0093989	1,545	14677	74	1319003			
1323880	0,009653	1,759	14722	74	1323880			
1325783	0,0099078	1,759	14740	74	1325783			
1327083	0,010167	2,185	14767	74	1327083			
1328256	0,010421	2,185	14781	74	1328256			
1328471	0,0106766	3,635	14783	74	1328471			

A continuación realizaremos una modificación del esfuerzo máximo para determinar su incidencia en la vida de la grieta, debido a la incertidumbre en la operación del helicóptero, dado que todas las misiones son diferentes y pueden presentar variaciones en los esfuerzos por sobrecargas ocasionas durante el vuelo.

Se utilizará un incremento de 10 % en un primer análisis y 20% en el segundo para el esfuerzo máximo de operación, por lo tanto este aumento corresponderá en ambos casos a 120 MPa y 130 MPa aproximadamente, a través de esto, observaremos cual es la ampliación o disminución de la vida a fatiga de la grieta.

Se realiza la metodología utilizada anteriormente para caracterizar la grieta en lo referente a dimensiones y sus condiciones de operación.

Después de haber realizado el análisis es visible que un aumento aparentemente insignificante en el esfuerzo máximo en comparación con el módulo de fluencia del material, tiene una gran repercusión en la vida a fatiga de la grieta, dado que reduce su vida en un 30 % para el caso de aumento de 10% de esfuerzo máximo (Anexo 7) y de un 48% para el caso de aumento de un 20 % (Anexo 8).

Además, de acuerdo a otros estudios realizados, el tamaño inicial de grieta también tiene una marcada incidencia en la reducción de la vida de la grieta.

Podemos agregar que la grieta no alcanza su longitud crítica, sino que falla al llegar al borde del espécimen y además la cantidad de ciclos es del orden de 7000 vuelos para el espectro de cargas utilizado, siendo de mucha importancia ya que nos indica que esta será detectada antes de su propagación catastrófica en el helicóptero.

Los resultados obtenidos, tabulados por medio de Excel, son los siguientes:

Aumento del esfuerzo Máximo en un 10%. (120 MPa)

Tabla Nº7. Resultados para ecuación de NASGRO Aumento Esfuerzo 10%.

Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H							
Spectrum title:							
Falstaff 2020 < crack geometry code: Single Through Crack at Hole - Standard							
Solution							
Column							
Cycles	C Length	Beta C	Sb. Spectrum	Pass	Life		
0	0,00254	1,275	1	1	0		
88543	0,002794	1,256	992	5	88543		
171979	0,003048	1,222	1913	10	171979		
246712	0,003302	1,193	2739	14	246712		
317144	0,003556	1,18	3526	18	317144		
379993	0,0038101	1,157	4232	22	379993		
439866	0,0040641	1,147	4898	25	439866		
494469	0,0043181	1,139	5504	28	494469		
542875	0,0045721	1,127	6040	31	542875		
589370	0,0048261	1,123	6560	33	589370		
630661	0,0050801	1,121	7019	36	630661		
668436	0,0053341	1,122	7437	38	668436		
703431	0,0055881	1,124	7830	40	703431		
735116	0,0058421	1,129	8183	41	735116		
764673	0,0060961	1,129	8508	43	764673		
789256	0,0063501	1,138	8785	44	789256		
812123	0,0066042	1,151	9036	46	812123		
833478	0,0068582	1,168	9277	47	833478		
851891	0,0071123	1,192	9483	48	851891		
867577	0,0073663	1,192	9652	49	867577		
881818	0,0076203	1,224	9807	50	881818		
894759	0,0078744	1,268	9953	50	894759		
905414	0,0081285	1,268	10077	51	905414		
914023	0,0083825	1,329	10175	51	914023		
921436	0,0086366	1,415	10251	52	921436		
928797	0,0088907	1,415	10328	52	928797		
932698	0,0091447	1,545	10382	52	932698		
936379	0,0093987	1,545	10419	53	936379		
938778	0,0096528	1,76	10443	53	938778		
941707	0,0099073	1,76	10481	53	941707		
942771	0,0101613	2,185	10493	53	942771		
944276	0,0104154	2,185	10506	53	944276		
944549	0,0106698	3,652	10508	53	944549		

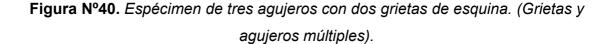
Aumento del esfuerzo Máximo en un 20%. (130 MPa)

Tabla Nº8. Resultados para ecuación de NASGRO Aumento Esfuerzo 20%.

Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H								
Spectrum title: Falstaff								
2020 < crack geometry code: Single Through Crack at Hole - Standard								
Solution								
Cycles C Length Beta C Sb. Spectrum Pass Life								
0	0,00254	1,275	1	1	0			
65716	0,002794	1,256	729	4	65716			
124091	0,003048	1,222	1387	7	124091			
179077	0,003302	1,193	1995	10	179077			
230136	0,003556	1,18	2567	13	230136			
277064	0,00381	1,157	3089	16	277064			
320256	0,004064	1,147	3570	18	320256			
359526	0,0043181	1,139	3998	20	359526			
396239	0,0045721	1,127	4406	23	396239			
429762	0,0048261	1,123	4787	24	429762			
461572	0,0050801	1,121	5130	26	461572			
488358	0,0053342	1,122	5436	28	488358			
515305	0,0055882	1,124	5729	29	515305			
537425	0,0058423	1,129	5985	30	537425			
558433	0,0060963	1,129	6213 32		558433			
577500	0,0063504	1,138	6430 33		577500			
594523	0,0066045	1,151	6616	34	594523			
609890	0,0068585	1,168	6790	34	609890			
624183	0,0071126	1,192	6936	35	624183			
636028	0,0073667	1,192	7082	36	636028			
646012	0,0076209	1,225	7192	36	646012			
656115	0,007875	1,268	7302	37	656115			
663273	0,0081291	1,268	7385	37	663273			
669632	0,0083831	1,329	7450	38	669632			
676867	0,0086374	1,416	7526	38	676867			
680194	0,0088914	1,416	7574	38	680194			
683635	0,0091457	1,546	7603	39	683635			
686312	0,0094	1,546	7637	39	686312			
688957	0,0096541	1,761	7667	39	688957			
690458	0,0099087	1,761	7687	39	690458			
691509	0,0101631	2,188	7698	39	691509			
692621	0,0104196	2,188	7707	39	692621			
692821	0,0106737	3,655	7708	39	692821			

5.2 Grietas de esquina en un agujero con agujeros adyacentes

Se realiza análisis, para determinar el efecto de agujeros próximos al que contiene grietas, se utilizará una placa de aluminio 2024-T3 de 60 mm de ancho, sometido a espectro FALSTAFF esfuerzo máximo de 110 MPa, con tres agujeros de 5/32", el agujero central tendrá dos grietas pasantes, de diferentes dimensiones. Una derecha de 0.889 mm, la grieta izquierda de 2.54 mm en dirección C. (Figura N°40)



Luego de analizar los resultados se observa que para el espectro de cargas dado, a la grieta del lado izquierdo le toma 13313 vuelos para que alcance el agujero contiguo (Anexo 9), esto repercute dado que finalmente en la estructura se produce el colapso debido a que la grieta comienza a propagarse con mayor velocidad, eso por los estudios realizados por la NASA en paneles presurizados, dado a lo ocurrido y a la información de la NASA, es comprobado que las estructuras circundantes, son capaces de influir en la vida a fatiga de la grieta, dando a los inspectores el tiempo necesario para detectar la grieta antes de que alcance su longitud crítica.

Tabla Nº9. Resultados para ecuación de NASGRO Agujeros y grietas Múltiples.

Title: Efecto de Agujeros Adyacentes Spectrum title: Falstaff

10000 < crack geometry code: Specimen							
	C Length Crack	C Length Crack	Beta C Crack	Beta Crack	Sb.		
Cycles	1	2	1	2	Spectrum	Pass	Life
0	0,00254	0,000889	1,198	2,246	1	1	0
103504	0,0026936	0,001143	1,171	2,036	1153	6	103504
169041	0,002794	0,0013176	1,153	1,919	1889	10	169041
197502	0,0028385	0,001397	1,147	1,884	2197	11	197502
285157	0,0029744	0,001651	1,128	1,782	3181	16	285157
332834	0,003048	0,001795	1,114	1,715	3705	19	332834
366738	0,0031029	0,0019051	1,106	1,682	4087	21	366738
443851	0,0032793	0,0021591	1,275	1,595	4931	25	443851
450169	0,003302	0,0021833	1,275	1,595	5006	26	450169
515303	0,0035168	0,0024131	1,264	1,549	5729	29	515303
524747	0,003556	0,002455	1,264	1,549	5840	30	524747
578555	0,0037579	0,0026671	1,258	1,509	6437	33	578555
591990	0,0038101	0,0027219	1,258	1,509	6591	33	591990
639430	0,0040041	0,0029212	1,254	1,474	7112	36	639430
651216	0,0040641	0,0029825	1,254	1,474	7246	37	651216
693385	0,0042552	0,0031752	1,25	1,44	7712	39	693385
704389	0,0043182	0,0032374	1,25	1,44	7837	40	704389
741696	0,0045127	0,0034292	1,247	1,425	8252	42	741696
752803	0,0045722	0,0034879	1,244	1,412	8381	42	752803
787574	0,0047725	0,0036832	1,241	1,402	8766	44	787574
796368	0,0048262	0,0037355	1,241	1,402	8862	45	796368
828720	0,0050316	0,0039372	1,239	1,396	9224	47	828720
837337	0,0050802	0,0039853	1,239	1,396	9313	47	837337
865896	0,0052879	0,0041912	1,238	1,39	9636	49	865896
873848	0,0053342	0,0042375	1,238	1,383	9718	49	873848
899875	0,0055431	0,0044453	1,238	1,383	10008	51	899875
906031	0,0055882	0,0044898	1,238	1,376	10086	51	906031
931378	0,0057995	0,0046993	1,24	1,37	10366	52	931378
935953	0,0058422	0,0047413	1,24	1,37	10411	53	935953
960113	0,0060571	0,0049533	1,242	1,365	10687	54	960113
964972	0,0060962	0,0049916	1,242	1,365	10729	54	964972
986171	0,006316	0,0052073	1,246	1,362	10977	55	986171
989178	0,0063502	0,0052407	1,246	1,362	11002	56	989178
1009975	0,006576	0,0054614	1,25	1,361	11236	57	1009975
1013202	0,0066042	0,0054888	1,25	1,361	11275	57	1013202
1032815	0,0068365	0,0057154	1,256	1,363	11495	58	1032815
1035548	0,0068582	0,0057365	1,256	1,363	11516	58	1035548
1054232	0,0070972	0,0059694	1,264	1,367	11725	59	1054232
1054908	0,0071123	0,005984	1,264	1,367	11729	59	1054908
1072541	0,0073582	0,0062234	1,264	1,367	11927	60	

1072912	0,0073663	0,0062313	1,264	1,367	11929	60	1072912
1089621	0,0076192	0,0064775	1,274	1,373	12118	61	1089621
1089844	0,0076203	0,0064786	1,274	1,373	12119	61	1089844
1103663	0,0078744	0,0067262	1,287	1,383	12283	62	1103663
1103977	0,0078799	0,0067315	1,287	1,383	12287	62	1103977
1117024	0,0081285	0,0069741	1,303	1,396	12430	63	1117024
1117545	0,0081402	0,0069855	1,303	1,396	12434	63	1117545
1129830	0,0083826	0,0072222	1,303	1,396	12575	63	1129830
1130633	0,0084003	0,0072396	1,303	1,396	12582	63	1130633
1142021	0,0086366	0,0074696	1,322	1,412	12705	64	1142021
1143438	0,0086612	0,0074937	1,322	1,412	12716	64	1143438
1151475	0,0088906	0,0077173	1,343	1,431	12806	65	1151475
1152606	0,0089218	0,0077477	1,343	1,431	12826	65	1152606
1162304	0,0091447	0,0079651	1,343	1,431	12926	65	1162304
1163058	0,0091826	0,0080021	1,38	1,466	12930	65	1163058
1169095	0,0093987	0,0082122	1,38	1,466	13002	66	1169095
1170624	0,0094438	0,0082562	1,38	1,466	13026	66	1170624
1177257	0,0096528	0,0084599	1,457	1,544	13099	66	1177257
1179164	0,0097045	0,0085102	1,457	1,544	13113	66	1179164
1182920	0,009907	0,0087075	1,457	1,544	13161	66	1182920
1184133	0,0099651	0,0087642	1,457	1,544	13179	66	1184133
1187415	0,0101611	0,0089548	1,607	1,699	13205	67	1187415
1188389	0,0102263	0,0090183	1,607	1,699	13224	67	1188389
1190845	0,0104152	0,0092024	1,607	1,699	13246	67	1190845
1192441	0,0104868	0,0092723	1,842	1,942	13267	67	1192441
1193956	0,0106696	0,0094494	1,842	1,942	13287	67	1193956
1194677	0,0107489	0,0095265	1,842	1,942	13295	67	1194677
1196936	0,0109237	0,0096966	1,842	1,942	13313	67	1196936
1197167	0,0109404	0,009713	9532,16	10021,77	13314	67	1197167

Tabla Nº9. Resultados para ecuación de NASGRO Agujeros y grietas Múltiples. (Continuación)

5.3 Elemento Perteneciente al Sistema de Transmisión

Se considera un espécimen representativo de elementos dinámicos del sistema de transmisión del helicóptero, este corresponde a una placa de Titanio Ti-6Al-4V, con una grieta pasante en el centro de 3.81 mm de longitud, sometido al espectro de carga FELIX/28 que representa las cargas en el rotor principal de un helicóptero militar y contiene 161.034 ciclos que describe 140 vuelos y representa 190.5 horas de vuelo. Las dimensiones del espécimen son: espesor 5 mm y ancho de 12 cm. El esfuerzo máximo será de 285 MPa que corresponde al 30 % del esfuerzo de fluencia del material. (Figura Nº41)

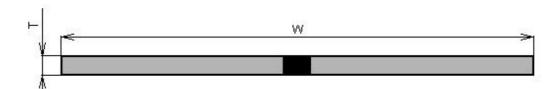


Figura Nº41. Espécimen Representativo Elemento Dinámico con Grieta Pasante en el centro.

Se observa que la grieta alcanza su longitud crítica a los 28.888 ciclos del espectro de carga FELIX/28, correspondiendo aproximadamente a 34.17 horas de vuelo, de acuerdo a los datos del espectro antes planteado. (Anexo 10)

Esta cantidad de horas se considera muy baja para el elemento debido a que los inspectores podrían no ser capaces de detectar el defecto antes que alcance la longitud de 13 mm para el fallo, dado que la zona es de difícil acceso e inspección y amerita muchas veces el desarme de elementos para lograr realizar el ensayo.

Como último punto, cabe señalar el problema que presentan las grietas pequeñas para el análisis de estructuras, debido a que su comportamiento y crecimiento muchas veces es en forma errática. Crece atravesando granos y puede detenerse en uno de estos, pero su velocidad es muy elevada cuando pasa por ellos. Se han realizado estudios que tratan de explicar el comportamiento de grietas cortas o pequeñas, teniendo una estrecha relación con el valor del umbral de fatiga para el material que esta siendo analizado.

Tabla Nº10. Resultados para ecuación de NASGRO Elemento Dinámico.

Title: Elemento Dinámico Transmisión

Spectrum title: Felix

2010 <--- crack geometry code: Internal Through Crack - Standard Solution

	T	1	T = -	Ī	Ī
Occasion in	O Lamenti	D-4- 0	Sb.	D	1:4-
Cycles	C Length	Beta C	Spectrum	Pass	Life
0	0,00381	1,002	1	1	0
2354	0,0040641	1,003	84	5	2354
4436	0,0043185	1,003	150	8	4436
6338	0,0045739	1,003	219	12	6338
8048	0,0048284	1,004	277	15	8048
9617	0,0050832	1,004	330	18	9617
11003	0,0053379	1,004	376	20	11003
12330	0,0055922	1,005	420	23	12330
13573	0,0058462	1,005	465	25	13573
14704	0,0061011	1,006	504	27	14704
15734	0,006356	1,006	537	29	15734
16729	0,0066148	1,007	568	30	16729
17637	0,006869	1,008	603	32	17637
18445	0,0071238	1,008	627	33	18445
19300	0,0073816	1,009	659	35	19300
20013	0,0076362	1,01	681	36	20013
20690	0,0078911	1,01	704	38	20690
21387	0,0081539	1,011	730	39	21387
22004	0,0084082	1,012	752	40	22004
22601	0,0086631	1,012	773	41	22601
23141	0,0089172	1,013	790	42	23141
23667	0,009173	1,013	808	43	23667
24169	0,0094302	1,014	825	44	24169
24603	0,0096852	1,016	837	45	24603
25061	0,0099397	1,016	852	45	25061
25516	0,0101949	1,017	869	46	25516
25903	0,0104531	1,017	884	47	25903
26269	0,0107203	1,019	892	47	26269
26651	0,0109757	1,019	907	48	26651
27021	0,0112392	1,021	922	49	27021
27350	0,0114988	1,021	929	49	27350
27694	0,0117626	1,021	944	50	27694
27946	0,0120211	1,024	949	50	27946
28290	0,0122769	1,024	964	51	28290
28505	0,0125338	1,026	968	51	28505
28815	0,0127933	1,026	982	52	28815
28888	0,012899	1,026	983	52	28888
_0000	3,012000	1,020	500	52	20000

5.4 Soluciones al Problema de propagación de grietas

Una pregunta lógica es ¿Qué hacer? Cuando, los resultados sugieren el tomar alguna medida para evitar la propagación inminente de la grietas. Una solución posible sería modificar la configuración actual de los esfuerzos, aplicando restricciones de operación a la aeronave. Otra posibilidad es cambiar la parte al momento que se detectan las grietas, que es lo que comúnmente se hace hoy en día, si la parte que presenta grietas no había sufrido daño anterior, se debe realizar un análisis de la zona dañada, definiendo un intervalo de inspecciones para vigilar el comportamiento de esta parte pieza, esto se logra calculando por medio del software, el tiempo que le toma a la grieta alcanzar cierta longitud estandarizada, para que pueda ser detectada con el método de inspección disponible, si la aparición de grietas comienza a ser muy frecuente, se debe pensar seriamente en modificar el diseño.

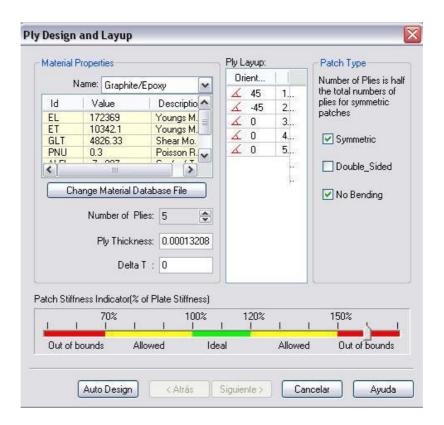


Figura Nº42. Modo de Reparación y diseño de Parches de AFGrow.

El software AFGrow tiene un modulo de reparación de grietas, en el cual junto con los resultados obtenidos, se puede calcular automáticamente un parche de material compuesto, que evita propagación de la grieta. Una vez realizado el análisis de la grieta, se selecciona el menú Repair. Podemos acceder a la opción de diseño automático, definiendo algunos parámetros de importancia como el tipo de material compuesto a ser utilizado, el número de cabos, el espesor de estos, además de otras medidas de importancia. (Figura Nº42)

El fin del cálculo es igualar la rigidez de la placa o plancha con la rigidez del parche y también realizar un corrección del factor de forma β obtenido en el análisis anterior, se definen además en forma automática las dimensiones del mismo. (Figura N°43)

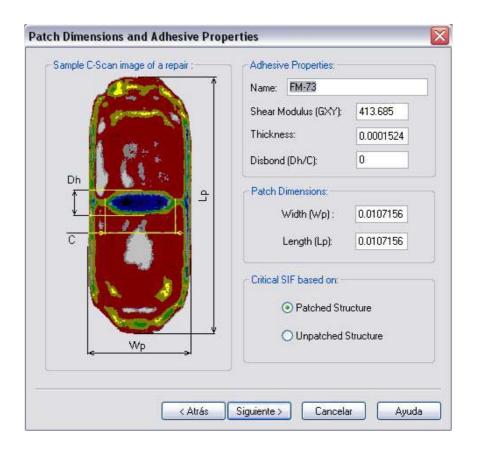


Figura N°43. Dimensiones del Parche y Propiedades adhesivas.

Luego automáticamente se entregan las propiedades del parche. (Figura Nº 44)

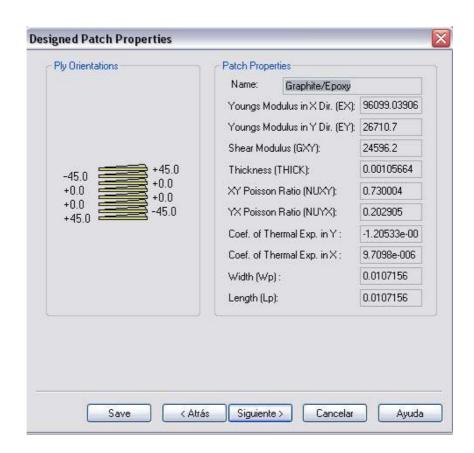


Figura Nº44. Propiedades de diseño del parche.

Antes de realizar cualquier reparación, debemos recordar los pasos a seguir para la elaboración de un análisis de grietas en estructuras aeronáuticas utilizando software.

Primeramente, el tipo de material que estamos estudiando, las dimensiones del espécimen, sobre todo su espesor para saber si nos encontramos en condiciones de esfuerzo o deformación plana. Si es posible, los esfuerzos residuales al que está sometido, el método de ensayo no destructivo

utilizado para detectar las grietas, elaborar el espectro de cargas adecuado para el tipo de aeronave y misión.

Una vez realizado todo esto se esta en condiciones de utilizar el software para obtener resultados acordes con ensayos reales.

El espectro de cargas se observa como la variable más crítica del análisis, debido a que muchas veces, la operación en vuelo del helicóptero no es exactamente igual a la anterior, influyendo en la velocidad de propagación de las grietas, que lamentablemente no es constante, sino que varía en cada ciclo de carga.

6. Conclusiones

El estudio y análisis de fatiga realizado, permitió cumplir todos los objetivos e hipótesis planteados en este trabajo, lográndose desarrollar un método para estudiar las grietas en la estructura del helicóptero Bell UH-1H, a través del software AFGrow.

Se destaca, la gran capacidad y responsabilidad que debe tener el profesional o personal encargado de realizar el análisis, para comprender la teoría asociada a la mecánica de la fractura, ya sea esta, elástico-lineal o elastoplástica, al momento de comenzar un análisis de grietas, ya que es fundamental conocer las ecuaciones y sus variables, para lograr de esta manera, caracterizarla correctamente, el espécimen y los materiales, e interpretar de una manera objetiva los resultados obtenidos por medio del software.

Los inspectores de ensayos no destructivos, necesitan preparar muy bien los procedimientos a llevar a cabo e interpretar correctamente los resultados de las inspecciones, debido a las grandes posibilidades que poseen estos ensayos para la detección de defectos, ya sean internos o externos. Estos ensayos son de suma importancia al momento de comenzar el análisis de grietas, ya que las ecuaciones de propagación de grietas por fatiga son muy sensibles a variaciones en la longitud inicial del defecto, es decir un error en la determinación de la longitud inicial, puede acabar en una predicción errónea y en consecuencia una propagación catastrófica de la grieta en la estructura de la aeronave antes de la siguiente inspección.

Es importante señalar además, la facilidad que da un software para analizar grietas en elementos estructurales de una aeronave, haciendo posible predecir el número de ciclos para la fatiga, es decir, el tiempo que le toma a la grieta alcanzar su longitud crítica o fallar por algún otro motivo válido. Dentro de lo mismo, sabemos que los esfuerzos residuales pueden retardar o colaborar en el crecimiento de la grieta, pero es muy difícil determinar los parámetros que rigen el valor que toman estos esfuerzos, para ello es necesario realizar

mediciones experimentales en aeronaves en servicio, dado que algunos efectos como el de las sobrecargas se observan solamente en vuelo. La NASA y la USAF realizan hoy en día ensayos en la estructura de sus aeronaves, para determinar el comportamiento de los esfuerzos residuales en ellas, ya sean de tensión o compresión.

Al aumentar el valor del esfuerzo máximo aplicado, se incrementa la velocidad de propagación de la grieta y se reduce significativamente la vida útil del espécimen, es decir, existe una gran sensibilidad del análisis a los cambios del esfuerzo máximo aplicado. Otro evento destacable, es la velocidad con que fallan los elementos sometidos a esfuerzos de carga de helicóptero (*FELIX*), siendo su duración por lo general menos de 100 horas de operación, debido a millones de ciclos vibratorios presentes en estos elementos, haciendo infructuoso el análisis, puesto que esa duración no deja espacio a errores en la caracterización de los parámetros que rigen el comportamiento de la grieta.

Otro aspecto que impulsa el desarrollo de procedimientos de análisis de grieta por medio de software, es el elevado costo asociado al reemplazo de piezas que no presentan daño visible, el gobierno norteamericano pierde por este concepto millones de dólares al año. La idea en un futuro no muy lejano, es lograr el reemplazo por causa de las piezas en estructuras aeronáuticas y astronáuticas, es decir, convertir el análisis de grietas y Tolerancia al Daño en la herramienta más utilizada por el sector de mantenimiento predictivo aeronáutico.

El software AFGrow, es una poderosa herramienta para determinar la propagación de grietas por fatiga, pero al mismo tiempo se hace notar que este tipo de análisis y de software, se encuentra aún en una etapa experimental y de mejora continua, siendo distribuido gratuitamente para que los usuarios conozcan sus cualidades y entreguen su visión y comentarios sobre el mismo.

7. Bibliografía

A.U. de Koning. *A Contribution to the Analysis of Quasi Static Crack Growth in Steel Materials*. Fracture 1977, Proceedings of the 4th International Conference on Fracture, volumen 3 pp. 25-31, 1977.

Aicher, W., Branger, J, et al. *Description of a Fighter Aircraft Loading Standart for Fatigue Evaluation*, FALSTAFF, F+W(Suiza), LBF (Alemania), NLR (Holanda), y IBG (Alemania), Marzo de 1976.

Anderson. H. Finite Element Representation of Stable Crack Growth. Internacional Journal of Fracture, 21:337-356, 1973.

Chen C. S., P.A. Wawrzynel y A.R. Ingraffea, *Crack Growth Simulation and Residual Strength Prediction in Airplane Fuselages*. NASA/CR-1999-209115.

Dowling, N. E.; Mechanical Behavior of Materials; Engineering Methods for Deformation, Fracture, and Fatigue; 2 ed. Portland; Prentice Hall; 830 p. (1618) 1998.

E 399-90: Standard Test Method for Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials, Annual Book of ASTM Standards, 1994.

Edwards, P.R. y Darts, J. (editores), *Standardised Fatigue Loading Sequences for Helicopter rotors – Helix and Felix – Part 1: Background and fatigue evaluation*, NLR Tr 84043 U, 1984

Edwards, P.R. y Darts, J. (editores), *Standardised Fatigue Loading Sequences for Helicopter rotors – Helix and Felix – Part 2: Final Definition of Helix and Felix*, NLR Tr 84043 U, 1984

Elber, W., *Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension*, Engineering Fracture Mechanics, Vol 2, 1970.

Everett, R.A., Crack-Growth Characteristic of Fixed-and-Rotatory. Wing Aircraft, Proc. of 6^a Aging Aircraft Conf., 2002.

Farahmand B.. *Fatigue and Fracture Mechanics of High Risk Parts*. Chapman & Hall. Nueva York. P. 186. 1997.

Forman R. G.; Kearney V. E.; Engle R. M.. *Numerical Analysis of Crack propagation in cycle Load Structures*. J. Bas. Engin., Trad. ASME. P 459. 1967.

Grandt A.F. Jr.; *Fatigue for Engineers*; ASME education and training, Purdue University. USA. 63 p. 2001.

Harter, J. A. AFGROW User's Manual Version 4.0009.12, #WL-TR-97-3053, Wright-Patterson AFB, OH, Julio de 2004.

Ingraffea T.. Computational Fracture Mechanics for Aerospace Aplications. Lockheed Martin, USA. 65 p. 2004.

Irwin, G.R., Plastic *Zone Near a Crack and Fracture Toughness*. Sagamore Research Conference Proceedings, Vol. 4, 1961.

Kanninen M.F. y Popelar C.H. *Advanced Fracture Mechanics*. Oxford University Press, New York, 1985.

Newman, J.C, Jr. *An Elastic-Plastic Finite Element Analysis of Crack Initiation, Stable Crack Growth, and Instability*. Fracture Mechanics: Fifthteen Symposium, ASTM STP 833, Philadelphia, pp. 93-117, 2000.

Norton R. L. Diseño de Máquinas; 2 ed. USA. Prentice Hall; 1048 p, 1999.

Ortúzar R. M.; *Mecánica de fractura en estructuras Navales*. Trabajo Presentado en el XVI Congreso panamericano de Ingeniería Naval, Transporte Marítimo e Ingeniería Portuaria, Octubre, Cartagena de Indias. 8 p. 1999.

Rice, J.R. A Path Independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentrations by Notches and Cracks. Journal of Applied Mechanics, Vol. 35, 1968, pp 379-386.

Rice, J.R y E.P. Sorensen. *Continuing Crack-Tip Deformation and Fracture for Plane-Strain Crack Crack Growth in Elastic-Plastic Solids*. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 26:163-186, 1978.

Saxena, A., Nonlinear Fracture Mechanics for Engineers, CRC Press, EE.UU., 1998.

Scott C. Forth et al. *An Evaluation of the Applicability of Damage Tolerance to Dynamic Systems*. 8^a Joint NASA/FAA/DOD Aging Aircraft Conference. Palm Springs, California, USA, Febrero de 2005

Shigley J. E.; *Diseño en Ingeniería Mecánica*. 6 ed. México D.F; Mc-Graw Hill; Vol. 1. 1032 p. 2002.

Valdebenito V. S. Análisis de fatiga aplicada a las conexiones estructurales de buques petroleros de doble casco, basada en la mecánica de la fractura; Tesis Ing. Naval; Valdivia, Univ. Austral de Chile, Fac. Cien. Maritim. 85 p. 2003.

Van Dijk, G.M. and de Jonge, J.B., *Introducction to a Fighter Aircraft Loading Standart for Fatigue Evaluation*, FALSTAFF, NLR, MP 75017U, Mayo de 1975.

Vega Perry M E; *Diseño Asistido por Computador de Estructuras Aeronáuticas Mediante Criterios de Tolerancia al Daño*. Tesis Magíster en Ciencias de la Ingeniería Mención: Ingeniería Mecánica. Escuela de Graduados, Universidad de Concepción, Octubre de 2001.

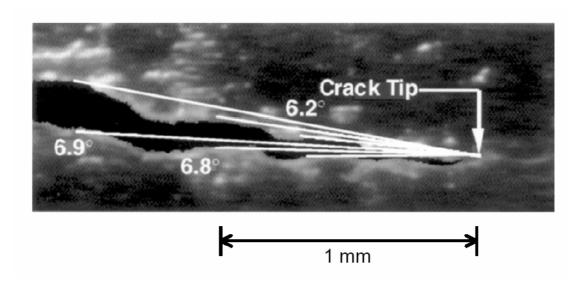
Wells, A.A., *Unstable Crack Propagation in Metals: Cleavage and Fast Fracture*. Proceedings od the Crack Propagation Symposium, Vol. 1, Paper 84, Cranfield, UK, 1961.

United States Air Force. 2004. Engineering software. Disponibles en <u>www.usaf.org</u>. Consultado el 25 de Septiembre de 2004.

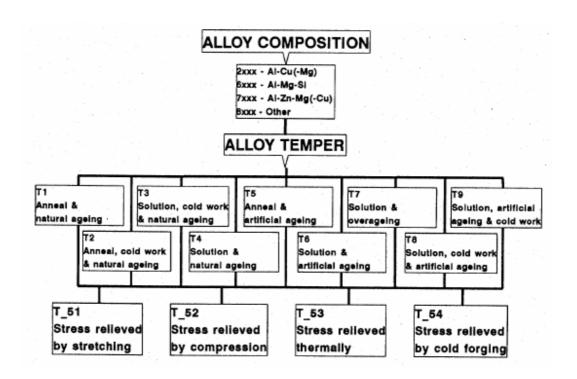
Afgrow VASM-Structural Mechanics Branch. 2004. Air Force's Crack Growth Analysis tool. Disponible en http://afgrow.wpafb.af.mil/downloads/afgrow/p1download.php. Consultado el 25 de Septiembre de 2004.

8. Anexos

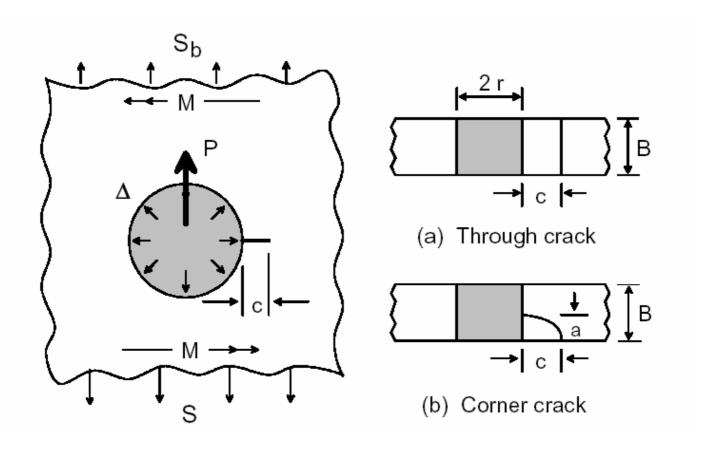
Anexo 1. Medición experimental del CTOA.

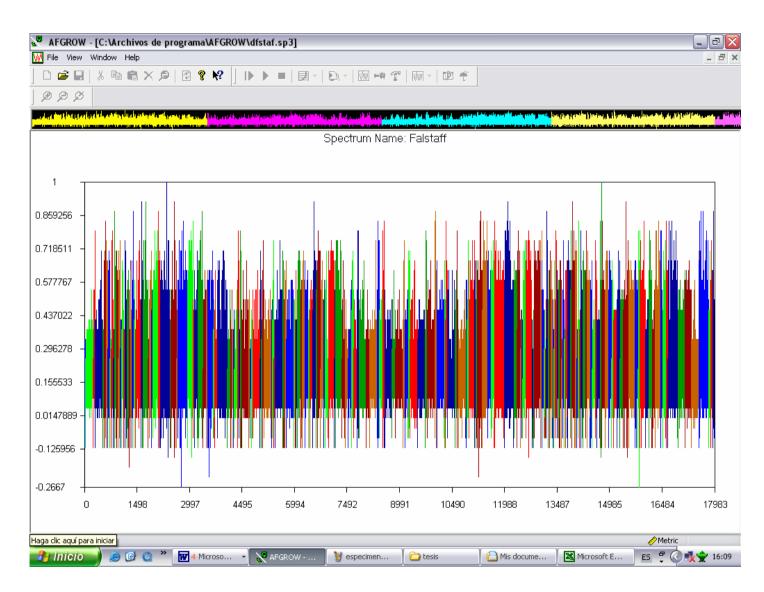


Anexo 2. Sistema de designación de aleaciones de aluminios forjados.

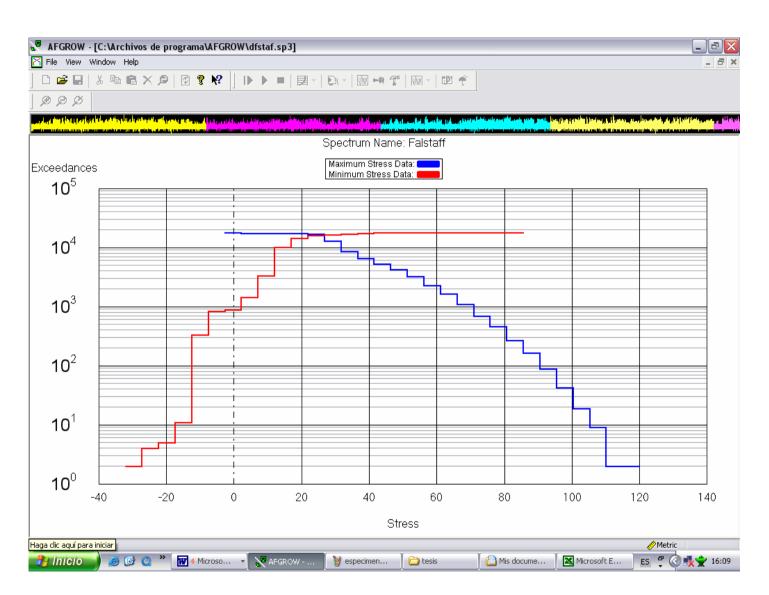


Anexo 3. Configuración de Grietas.





Anexo 4. Espectro FALSTAFF.



Anexo 5. Curva de excedencias espectro de carga FALSTAFF.

Anexo 6. Análisis de grieta Pasante en un agujero.

Se realizará Análisis de grieta Pasante en un agujero

Zona representativa:

Caja de transmisión de 42° y 90°.

Estación 194.

Agujeros de Remaches.

UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA

Análisis Helicóptero Bell UH-1H

AFGROW v4.0009e.12: 3/ 21/2005 0:48

**Metric Units [Length(m),Stress(MPa),Temperature(K)]

Crack Growth Model and Spectrum Information

Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H

Load: Tension Stress Fraction: 1, Bending Stress Fraction: 0, Bearing Stress Fraction: 0

Crack Model: 2020 - Single Through Crack at Hole - Standard Solution

Initial surface crack length (c): 0.0025

Thickness: 0.001 Width: 0.025 Hole Diameter: 0.004

Young's Modulus =73084.4 Poisson's Ratio =0.33 Coeff. of Thermal Expan. =2.32e-005

No crack growth retardation is being considered

Determine Stress State automatically (2 = Plane stress, 6 = Plane strain)

The Forman-Newman-de Koning- Henriksen (NASGRO) crack growth relation is being used

For Reff < 0.0, Delta K = Kmax

Material: 1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad; plt & sht; L-T]

Plane strain fracture toughness: 36.262 Plane stress fracture toughness: 72.524

Effective fracture toughness for surface/elliptically shaped crack: 50.547

Fit parameters (KC versus Thickness Equation): Ak= 1, Bk=1

Yield stress: 365.422

Lower 'R' value boundary: -0.3 Upper 'R' value boundary: 0.7

Exponents in NASGRO Equation: n=3.284, p=0.5, q=1 Paris crack growth rate constant: 1.5451e-010 Threshold stress intensity factor range at R = 0: 3.187

Threshold coefficient: 1.5

Plane stress/strain constraint factor: 1.5

Ratio of the maximum applied stress to the flow stress: 0.3

Failure is based on the current load in the applied spectrum

Vroman integration at 5% crack length

**Spectrum Information

Falstaff

Spectrum multiplication factor: 110

The spectrum will be repeated up to 999999 times

Critical Crack Length is Based on the Maximum Spectrum Stress Critical crack size in 'C' direction=0.0104567, Stress State=2 (Based on Kmax criteria)

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.00254 1.275 -5.352 -0.300 2.417e-001 0.000e+000

Max stress = 2.123000 R = -5.35 0 Cycles Flight: 1 Pass: 1

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.002794 1.256 0.382 0.382 2.115e+000 5.680e-011

Max stress = 29.095000 R = 0.38 126089 Cycles Flight: 1402 Pass: 8

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0030481 1.222 0.236 0.236 4.300e+000 4.400e-009

Max stress = 47.069000 R = 0.24 244092 Cycles Flight: 2715 Pass: 14

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0033021 1.193 0.536 0.536 1.638e+000 0.000e+000

Max stress = 29.095000 R = 0.54 350862 Cycles Flight: 3906 Pass: 20

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0035561 1.180 0.564 0.564 2.802e+000 1.910e-009

Max stress = 51.568000 R = 0.56 448126 Cycles Flight: 4991 Pass: 25

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0038101 1.157 0.452 0.452 1.706e+000 0.000e+000

Max stress = 24.596000 R = 0.45 539093 Cycles Flight: 5997 Pass: 30

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0040641 1.147 0.452 0.452 1.747e+000 0.000e+000

Max stress = 24.596000 R = 0.45 623675 Cycles Flight: 6930 Pass: 35

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN 0.0043181 1.139 0.331 0.331 2.982e+000 1.204e-009

Max stress = 33.594000 R = 0.33 699342 Cycles Flight: 7785 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0045721 1.127 0.156 0.156 4.857e+000 5.630e-009

Max stress = 42.581000 R = 0.16 769770 Cycles Flight: 8569 Pass: 43 Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0048261 1.123 0.382 0.382 2.486e+000 5.650e-010

Max stress = 29.095000 R = 0.38 834289 Cycles Flight: 9287 Pass: 47

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0050801 1.121 0.086 0.086 3.184e+000 4.866e-010

Max stress = 24.596000 R = 0.09 893482 Cycles Flight: 9931 Pass: 50

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0053342 1.122 0.472 0.472 3.263e+000 2.780e-009

Max stress = 42.581000 R = 0.47 947186 Cycles Flight: 10530 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0055882 1.124 0.564 0.564 3.347e+000 3.881e-009

Max stress = 51.568000 R = 0.56 995293 Cycles Flight: 11077 Pass: 56

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0058422 1.129 0.599 0.599 2.064e+000 5.399e-010

Max stress = 33.594000 R = 0.60 1039139 Cycles Flight: 11563 Pass: 58

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0060963 1.129 0.452 0.452 2.106e+000 2.708e-010

Max stress = 24.596000 R = 0.45 1078583 Cycles Flight: 11997 Pass: 60

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0063503 1.138 0.578 0.578 2.891e+000 2.243e-009

Max stress = 42.581000 R = 0.58 1114266 Cycles Flight: 12395 Pass: 62

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0066043 1.151 0.329 0.329 2.235e+000 0.000e+000

Max stress = 20.108000 R = 0.33 1146897 Cycles Flight: 12760 Pass: 64

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0068583 1.168 0.303 0.303 6.166e+000 2.106e-008

Max stress = 51.568000 R = 0.30 1175622 Cycles Flight: 13083 Pass: 66

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0071123 1.192 0.536 0.536 2.403e+000 9.003e-010

Max stress = 29.095000 R = 0.54 1201195 Cycles Flight: 13367 Pass: 67

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0073664 1.192 0.198 0.198 8.151e+000 4.532e-008

Max stress = 56.067000 R = 0.20 1223450 Cycles Flight: 13606 Pass: 69

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0076205 1.224 0.033 0.033 1.192e+001 1.147e-007 Max stress = 65.054000 R = 0.03 1242949 Cycles Flight: 13831 Pass: 70

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0078745 1.268 0.382 0.382 3.585e+000 3.188e-009

Max stress = 29.095000 R = 0.38 1260312 Cycles Flight: 14024 Pass: 71

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0081285 1.268 0.332 0.332 6.376e+000 2.562e-008

Max stress = 47.069000 R = 0.33 1274998 Cycles Flight: 14187 Pass: 71

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0083827 1.329 -3.233 -0.300 4.578e-001 0.000e+000

Max stress = 2.123000 R = -3.23 1288488 Cycles Flight: 14328 Pass: 72

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0086367 1.415 0.188 0.188 1.572e+001 4.970e-007

Max stress = 83.028000 R = 0.19 1297773 Cycles Flight: 14437 Pass: 73

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0088908 1.415 0.269 0.269 4.251e+000 4.616e-009

Max stress = 24.596000 R = 0.27 1307074 Cycles Flight: 14531 Pass: 73

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0091448 1.545 0.452 0.452 3.529e+000 3.612e-009

Max stress = 24.596000 R = 0.45 1313176 Cycles Flight: 14604 Pass: 74

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0093989 1.545 0.056 0.056 9.547e+000 5.441e-008

Max stress = 38.082000 R = 0.06 1319003 Cycles Flight: 14677 Pass: 74

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.009653 1.759 0.331 0.331 6.885e+000 3.399e-008

Max stress = 33.594000 R = 0.33 1323880 Cycles Flight: 14722 Pass: 74

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0099078 1.759 0.618 0.618 5.579e+000 3.014e-008

Max stress = 47.069000 R = 0.62 1325783 Cycles Flight: 14740 Pass: 74

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010167 2.185 0.370 0.370 1.930e+001 1.846e-006

Max stress = 78.540000 R = 0.37

1327083 Cycles Flight: 14767 Pass: 74

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010421 2.185 0.050 0.050 1.599e+001 3.558e-007

Max stress = 42.581000 R = 0.05 1328256 Cycles Flight: 14781 Pass: 74 Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010677 3.635 0.646 0.646 8.979e+000 1.972e-007

Max stress = 38.082000 R = 0.65 1328471 Cycles Flight: 14783 Pass: 74

Stress State in 'C' direction (PSC): 2

Fracture has occurred, crack touched free edge - run time: 0 hour(s) 0 minute(s) 10 second(s)

Anexo 7. Análisis de grieta Pasante en un agujero Aumento de 10% Smáx

Se realizará Análisis de grieta Pasante en un agujero

Aumento de 10% Esfuerzo Máximo

Zona representativa:

Caja de transmisión de 42º y 90º.

Estación 194.

Agujeros de Remaches.

UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA

Análisis Helicóptero Bell UH-1H

AFGROW v4.0009e.12: 2/ 14/2005 15:57

**Metric Units [Length(m), Stress(MPa), Temperature(K)]

Crack Growth Model and Spectrum Information

Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H

Load: Tension Stress Fraction: 1, Bending Stress Fraction: 0, Bearing Stress Fraction: 0

Crack Model: 2020 - Single Through Crack at Hole - Standard Solution

Initial surface crack length (c): 0.0025

Thickness: 0.001 0.025 Width Hole Diameter: 0.004

Young's Modulus =72394.9 Poisson's Ratio =0.33 Coeff. of Thermal Expan. =2.25e-005

No crack growth retardation is being considered

Determine Stress State automatically (2 = Plane stress, 6 = Plane strain)

The Forman-Newman-de Koning- Henriksen (NASGRO) crack growth relation is being used

For Reff < 0.0, Delta K = Kmax

Material: 1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad; plt & sht; L-T]

Plane strain fracture toughness: 36.262 Plane stress fracture toughness: 72.524

Effective fracture toughness for surface/elliptically shaped crack: 50.547

Fit parameters (KC versus Thickness Equation): Ak= 1, Bk=1

Yield stress: 365.422

Lower 'R' value boundary: -0.3 Upper 'R' value boundary: 0.7

Exponents in NASGRO Equation: n=3.284, p=0.5, q=1 Paris crack growth rate constant: 1.5451e-010

Threshold stress intensity factor range at R = 0: 3.187

Threshold coefficient: 1.5

Plane stress/strain constraint factor: 1.5

Ratio of the maximum applied stress to the flow stress: 0.3

Failure is based on the current load in the applied spectrum

Vroman integration at 5% crack length

**Spectrum Information

Falstaff

Spectrum multiplication factor: 120

The spectrum will be repeated up to 999999 times

Critical Crack Length is Based on the Maximum Spectrum Stress Critical crack size in 'C' direction=0.0104073, Stress State=2 (Based on Kmax criteria)

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.00254 1.275 -5.352 -0.300 2.637e-001 0.000e+000

Max stress = 2.316000 R = -5.35 0 Cycles Flight: 1 Pass: 1

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.002794 1.256 0.141 0.141 5.193e+000 7.037e-009

Max stress = 51.348000 R = 0.14 88543 Cycles Flight: 992 Pass: 5

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003048 1.222 0.452 0.452 1.758e+000 0.000e+000

Max stress = 26.832000 R = 0.45 171979 Cycles Flight: 1913 Pass: 10

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003302 1.193 0.292 0.292 3.573e+000 2.407e-009

Max stress = 41.544000 R = 0.29 246712 Cycles Flight: 2739 Pass: 14

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003556 1.180 0.258 0.258 6.114e+000 1.822e-008

Max stress = 66.060000 R = 0.26

317144 Cycles Flight: 3526 Pass: 18

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0038101 1.157 0.197 0.197 3.724e+000 2.098e-009

Max stress = 36.648000 R = 0.20 379993 Cycles Flight: 4232 Pass: 22

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0040641 1.147 0.651 0.651 2.542e+000 1.612e-009

Max stress = 56.256000 R = 0.65 439866 Cycles Flight: 4898 Pass: 25

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0043181 1.139 0.382 0.382 2.602e+000 7.363e-010

Max stress = 31.740000 R = 0.38 494469 Cycles Flight: 5504 Pass: 28

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0045721 1.127 -0.146 -0.146 6.935e+000 1.524e-008 Max stress = 51.348000 R = -0.15 542875 Cycles Flight: 6040 Pass: 31

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0048261 1.123 0.536 0.536 2.035e+000 3.769e-010

Max stress = 31.740000 R = 0.54 589370 Cycles Flight: 6560 Pass: 33

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0050801 1.121 0.714 0.700 2.082e+000 7.942e-010

Max stress = 51.348000 R = 0.71 630661 Cycles Flight: 7019 Pass: 36

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0053341 1.122 0.536 0.536 2.136e+000 4.995e-010

Max stress = 31.740000 R = 0.54 668436 Cycles Flight: 7437 Pass: 38

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0055881 1.124 0.447 0.447 5.843e+000 2.433e-008

Max stress = 70.968000 R = 0.45 703431 Cycles Flight: 7830 Pass: 40

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0058421 1.129 0.390 0.390 5.251e+000 1.431e-008

Max stress = 56.256000 R = 0.39 735116 Cycles Flight: 8183 Pass: 41

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0060961 1.129 0.536 0.536 2.300e+000 7.304e-010

Max stress = 31.740000 R = 0.54 764673 Cycles Flight: 8508 Pass: 43

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0063501 1.138 0.367 0.367 4.730e+000 9.096e-009

Max stress = 46.452000 R = 0.37 789256 Cycles Flight: 8785 Pass: 44

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0066042 1.151 0.390 0.390 5.688e+000 1.928e-008

Max stress = 56.256000 R = 0.39 812123 Cycles Flight: 9036 Pass: 46

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0068582 1.168 0.303 0.303 6.726e+000 2.910e-008

Max stress = 56.256000 R = 0.30 833478 Cycles Flight: 9277 Pass: 47

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0071123 1.192 0.528 0.528 3.494e+000 4.202e-009

Max stress = 41.544000 R = 0.53 851891 Cycles Flight: 9483 Pass: 48

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0073663 1.192 0.536 0.536 2.668e+000 1.435e-009

Max stress = 31.740000 R = 0.54 867577 Cycles Flight: 9652 Pass: 49

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN

C 0.0076203 1.224 0.269 0.269 3.715e+000 2.637e-009

Max stress = 26.832000 R = 0.27 881818 Cycles Flight: 9807 Pass: 50

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0078744 1.268 0.564 0.564 4.891e+000 1.634e-008

Max stress = 56.256000 R = 0.56 894759 Cycles Flight: 9953 Pass: 50

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0081285 1.268 0.197 0.197 5.964e+000 1.410e-008

Max stress = 36.648000 R = 0.20 905414 Cycles Flight: 10077 Pass: 51

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0083825 1.329 0.536 0.536 3.173e+000 2.933e-009

Max stress = 31.740000 R = 0.54 914023 Cycles Flight: 10175 Pass: 51

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0086366 1.415 0.452 0.452 3.427e+000 3.211e-009

Max stress = 26.832000 R = 0.45 921436 Cycles Flight: 10251 Pass: 52

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0088907 1.415 0.599 0.599 3.480e+000 4.889e-009

Max stress = 36.648000 R = 0.60 928797 Cycles Flight: 10328 Pass: 52

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0091447 1.545 0.679 0.679 5.139e+000 2.560e-008

Max stress = 61.164000 R = 0.68 932698 Cycles Flight: 10382 Pass: 52

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0093987 1.545 0.390 0.390 9.113e+000 1.098e-007

Max stress = 56.256000 R = 0.39 936379 Cycles Flight: 10419 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0096528 1.760 0.523 0.523 7.512e+000 7.315e-008

Max stress = 51.348000 R = 0.52 938778 Cycles Flight: 10443 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0099073 1.760 0.303 0.303 1.218e+001 2.596e-007

Max stress = 56.256000 R = 0.30 941707 Cycles Flight: 10481 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010161 2.185 0.063 0.063 1.340e+001 1.931e-007

Max stress = 36.648000 R = 0.06

942771 Cycles Flight: 10493 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010415 2.185 0.136 0.136 5.815e+000 1.076e-008

Max stress = 17.028000 R = 0.14

944276 Cycles Flight: 10506 Pass: 53

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.01067 3.652 0.452 0.452 9.830e+000 1.687e-007

Max stress = 26.832000 R = 0.45 944549 Cycles Flight: 10508 Pass: 53

Stress State in 'C' direction (PSC): 2.70953

Fracture has occurred, crack touched free edge - run time: 0 hour(s) 0 minute(s) 7 second(s)

Anexo 8. Análisis de grieta Pasante en un agujero Aumento de 20% Smáx

Se realizará Análisis de grieta Pasante en un agujero

Aumento de 20% Esfuerzo Máximo

Zona representativa:

Caja de transmisión de 42º y 90º.

Estación 194.

Agujeros de Remaches.

UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA

Análisis Helicóptero Bell UH-1H

AFGROW v4.0009e.12: 2/ 9/2005 15:36

**Metric Units [Length(m),Stress(MPa),Temperature(K)]

Crack Growth Model and Spectrum Information

Title: Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H

Load: Tension Stress Fraction: 1, Bending Stress Fraction: 0, Bearing Stress Fraction: 0

Crack Model: 2020 - Single Through Crack at Hole - Standard Solution

Initial surface crack length (c): 0.0025

Thickness: 0.001 Width: 0.025 Hole Diameter: 0.004

Young's Modulus =72394.9 Poisson's Ratio =0.33 Coeff. of Thermal Expan. =2.25e-005

No crack growth retardation is being considered

Determine Stress State automatically (2 = Plane stress, 6 = Plane strain)

The Forman-Newman-de Koning-Henriksen (NASGRO) crack growth relation is being used

For Reff < 0.0, Delta K = Kmax

Material: 1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad; plt & sht; L-T]

Plane strain fracture toughness: 36.262 Plane stress fracture toughness: 72.524

Effective fracture toughness for surface/elliptically shaped crack: 50.547

Fit parameters (KC versus Thickness Equation): Ak= 1, Bk=1

Yield stress: 365.422

Lower 'R' value boundary: -0.3 Upper 'R' value boundary: 0.7

Exponents in NASGRO Equation: n=3.284, p=0.5, q=1

Paris crack growth rate constant: 1.5451e-010
Threshold stress intensity factor range at R = 0: 3.187
Threshold coefficient: 1.5
Plane stress/strain constraint factor: 1.5
Ratio of the maximum applied stress to the flow stress: 0.3

Failure is based on the current load in the applied spectrum

Vroman integration at 5% crack length

**Spectrum Information

Falstaff

Spectrum multiplication factor: 130

The spectrum will be repeated up to 999999 times

Critical Crack Length is Based on the Maximum Spectrum Stress Critical crack size in 'C' direction=0.0103536, Stress State=2 (Based on Kmax criteria)

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.00254 1.275 -5.352 -0.300 2.857e-001 0.000e+000

Max stress = 2.509000 R = -5.35 0 Cycles Flight: 1 Pass: 1

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.002794 1.256 0.329 0.329 1.876e+000 0.000e+000

Max stress = 23.764000 R = 0.33 65716 Cycles Flight: 729 Pass: 4

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003048 1.222 0.452 0.452 1.905e+000 0.000e+000

Max stress = 29.068000 R = 0.45 124091 Cycles Flight: 1387 Pass: 7

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003302 1.193 0.174 0.174 4.517e+000 4.446e-009

Max stress = 45.006000 R = 0.17 179077 Cycles Flight: 1995 Pass: 10

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.003556 1.180 -3.233 -0.300 3.129e-001 0.000e+000

Max stress = 2.509000 R = -3.23 230136 Cycles Flight: 2567 Pass: 13

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.00381 1.157 0.536 0.536 2.017e+000 3.582e-010

Max stress = 34.385000 R = 0.54 277064 Cycles Flight: 3089 Pass: 16

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.004064 1.147 0.382 0.382 2.754e+000 9.918e-010

Max stress = 34.385000 R = 0.38

320256 Cycles Flight: 3570 Pass: 18

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0043181 1.139 0.199 0.199 9.868e+000 9.160e-008

Max stress = 92.820000 R = 0.20 359526 Cycles Flight: 3998 Pass: 20

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN

C 0.0045721 1.127 -3.233 -0.300 3.389e-001 0.000e+000

Max stress = 2.509000 R = -3.23 396239 Cycles Flight: 4406 Pass: 23

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0048261 1.123 0.292 0.292 4.407e+000 5.689e-009

Max stress = 45.006000 R = 0.29 429762 Cycles Flight: 4787 Pass: 24

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0050801 1.121 0.465 0.465 3.011e+000 1.953e-009

Max stress = 39.702000 R = 0.46 461572 Cycles Flight: 5130 Pass: 26

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0053342 1.122 0.309 0.309 7.712e+000 4.897e-008

Max stress = 76.882000 R = 0.31 488358 Cycles Flight: 5436 Pass: 28

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0055882 1.124 0.292 0.292 4.746e+000 7.601e-009

Max stress = 45.006000 R = 0.29 515305 Cycles Flight: 5729 Pass: 29

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0058423 1.129 0.261 0.261 5.689e+000 1.401e-008

Max stress = 50.323000 R = 0.26 537425 Cycles Flight: 5985 Pass: 30

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0060963 1.129 0.261 0.261 5.811e+000 1.518e-008

Max stress = 50.323000 R = 0.26 558433 Cycles Flight: 6213 Pass: 32

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0063504 1.138 0.452 0.452 2.560e+000 9.013e-010

Max stress = 29.068000 R = 0.45 577500 Cycles Flight: 6430 Pass: 33

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0066045 1.151 0.393 0.393 8.804e+000 9.740e-008

Max stress = 87.503000 R = 0.39 594523 Cycles Flight: 6616 Pass: 34

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0068585 1.168 0.452 0.452 2.731e+000 1.223e-009

Max stress = 29.068000 R = 0.45 609890 Cycles Flight: 6790 Pass: 34

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0071126 1.192 0.332 0.332 6.626e+000 2.954e-008

Max stress = 55.627000 R = 0.33 624183 Cycles Flight: 6936 Pass: 35

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0073667 1.192 0.536 0.536 2.891e+000 2.011e-009

Max stress = 34.385000 R = 0.54 636028 Cycles Flight: 7082 Pass: 36 Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0076209 1.225 0.536 0.536 3.020e+000 2.405e-009

Max stress = 34.385000 R = 0.54 646012 Cycles Flight: 7192 Pass: 36

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.007875 1.268 0.452 0.452 3.177e+000 2.357e-009

Max stress = 29.068000 R = 0.45 656115 Cycles Flight: 7302 Pass: 37

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0081291 1.268 0.410 0.410 5.384e+000 1.646e-008

Max stress = 45.006000 R = 0.41 663273 Cycles Flight: 7385 Pass: 37

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0083831 1.329 0.452 0.452 3.435e+000 3.241e-009

Max stress = 29.068000 R = 0.45 669632 Cycles Flight: 7450 Pass: 38

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0086374 1.416 0.359 0.359 9.910e+000 1.389e-007

Max stress = 66.261000 R = 0.36 676867 Cycles Flight: 7526 Pass: 38

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0088914 1.416 0.269 0.269 5.026e+000 8.916e-009

Max stress = 29.068000 R = 0.27 680194 Cycles Flight: 7574 Pass: 38

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0091457 1.546 0.536 0.536 4.176e+000 8.494e-009

Max stress = 34.385000 R = 0.54 683635 Cycles Flight: 7603 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0094 1.546 0.578 0.578 5.647e+000 2.874e-008

Max stress = 50.323000 R = 0.58 686312 Cycles Flight: 7637 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0096541 1.761 0.269 0.269 6.514e+000 2.375e-008

Max stress = 29.068000 R = 0.27 688957 Cycles Flight: 7667 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0099087 1.761 0.332 0.332 1.485e+001 5.909e-007

Max stress = 71.565000 R = 0.33 690458 Cycles Flight: 7687 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010163 2.188 0.618 0.618 8.306e+000 1.348e-007

Max stress = 55.627000 R = 0.62

691509 Cycles Flight: 7698 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.01042 2.188 0.564 0.564 1.052e+001 2.892e-007 Max stress = 60.944000 R = 0.56 692621 Cycles Flight: 7707 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010674 3.655 0.536 0.536 1.067e+001 2.836e-007

Max stress = 34.385000 R = 0.54 692821 Cycles Flight: 7708 Pass: 39

Stress State in 'C' direction (PSC): 2

Fracture has occurred, crack touched free edge - run time: 0 hour(s) 0 minute(s) 5 second(s)

Anexo 9. Análisis de Múltiples Agujeros y Grietas

Se realizará Análisis de dos grietas Pasantes en un agujero, con agujeros adyacentes

Zona representativa:

Caja de transmisión de 42° y 90°.

Estación 194.

Agujeros de Remaches. *********

UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA

Análisis Helicóptero Bell UH-1H

Esfuerzo Máximo de 110 MPa

Configuración tres agujeros y dos grietas pasantes.

AFGROW v4.0009e.12: 5/17/2005 0:28

**Metric Units [Length(m),Stress(MPa),Temperature(K)]

Crack Growth Model and Spectrum Information

Title: Efecto de Agujeros Adyacentes

Load: Tension Stress Fraction: 1, Bending Stress Fraction: 0, Bearing Stress Fraction: 0

Advanced Models Thickness: 0.001 Width: 0.060

Crack #1 (Through Crack at Hole)

Length = 0.00254 Position: Hole Left

Crack #2 (Through Crack at Hole)

Length = 0.000889 Position: Hole Right

Hole #1 (Hole) Diameter = 0.00396875 Offset = 0.015

Hole #2 (Hole) Diameter = 0.00396875 Offset = 0.03

Hole #3 (Hole) Diameter = 0.00396875 Offset = 0.045 Young's Modulus =73084.4 Poisson's Ratio =0.33 Coeff. of Thermal Expan. =2.32e-005

No crack growth retardation is being considered

Determine Stress State automatically (2 = Plane stress, 6 = Plane strain)

The Forman-Newman-de Koning-Henriksen (NASGRO) crack growth relation is being used

For Reff < 0.0, Delta K = Kmax

Material: 1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad; plt & sht; L-T]

Plane strain fracture toughness: 36.262 Plane stress fracture toughness: 72.524

Effective fracture toughness for surface/elliptically shaped crack: 50.547

Fit parameters (KC versus Thickness Equation): Ak= 1, Bk=1 Yield stress: 365.422

Lower 'R' value boundary: -0.3 Upper 'R' value boundary: 0.7 Exponents in NASGRO Equation: n=3.284, p=0.5, q=1 Paris crack growth rate constant: 1.5451e-010 Threshold stress intensity factor range at R = 0: 3.187

Threshold coefficient: 1.5

Plane stress/strain constraint factor: 1.5

Ratio of the maximum applied stress to the flow stress: 0.3

Failure is based on the current load in the applied spectrum

Vroman integration at 5% crack length

Falstaff

Spectrum multiplication factor: 110

The spectrum will be repeated up to 999999 times

Crack #1	Le	ngth	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip 0 Max stress			39	1.198 2.246 0 Cycles,	-5.352 -5.352 Flight: 1,	-0.300 -0.300 Pass: 1	2.273e-001 2.520e-001	0.000e+000 0.000e+000
Crack #1	Le	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	С	0.00	13	1.171 2.036 103504 C	0.109 0.109 ycles, Fli	0.109 0.109 ght: 1153,	5.811e+000 6.579e+000 Pass: 6	9.936e-009 1.602e-008
01 -114	Le	ngth	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip (Max stress			76	1.153 1.919 169041 C	0.729 0.729 sycles, Fli	0.700 0.700 ght: 1889,	2.429e+000 2.775e+000 Pass: 10	1.520e-009 2.597e-009
	Le	ngth	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip (Max stress	С	0.00283 0.00139 24.596,	7	1.147 1.884 197502 C	0.452 0.452 ycles, Fli	0.452 0.452 ght: 2197,	1.460e+000 1.681e+000 Pass: 11	0.000e+000 0.000e+000
Crook #1	Le	ngth	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip (Max stress	С	0.00297 0.00165 51.568,	51	1.128 1.782 285157 C	0.651 0.651 ycles, Fli	0.651 0.651 ght: 3181,	1.959e+000 2.306e+000 Pass: 16	5.124e-010 1.079e-009
	Le	ngth	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	

^{**}Spectrum Information

Crack #1 Left Tip C 0.003048 Right Tip C 0.001795 Max stress 29.095, r = 0		0.382 1.959e+000 0.382 2.315e+000 t: 3705, Pass: 19	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0031029 Right Tip C 0.0019051 Max stress 42.581, r = 0		0.472 2.455e+000 0.472 2.925e+000 t: 4087, Pass: 21	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0032793 Right Tip C 0.0021591 Max stress 29.095, r = 0		0.382 2.325e+000 0.382 2.360e+000 t: 4931, Pass: 25	
Length Beta	a R(k) R(eff) [Delta-K Do)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.003302 Right Tip C 0.0021833 Max stress 33.594, r = 0	1.275 0.465 1.595 0.465 0.46, 450169 Cycles, Fligh	0.465 2.335e+000 0.465 2.375e+000 t: 5006, Pass: 26	
Length Beta	a R(k) R(eff) [Delta-K Do)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0035168 Right Tip C 0.0024131 Max stress 60.555, r = 0		0.700 2.388e+000 0.700 2.424e+000 t: 5729, Pass: 29	
Length Beta	a R(k) R(eff) [Delta-K Do)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.003556 Right Tip C 0.002455 Max stress 65.054, r = 0	1.264 0.240 1.549 0.240 0.24, 524747 Cycles, Fligh	0.240 6.606e+000 0.240 6.725e+000 t: 5840, Pass: 30	
Length Beta	a R(k) R(eff) [Delta-K Do)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0037579 Right Tip C 0.0026671 Max stress 42.581, r = 0	1.258 0.156 1.509 0.156 0.16, 578555 Cycles, Fligh	0.156 4.915e+000 0.156 4.967e+000 t: 6437, Pass: 33	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0038101 Right Tip C 0.0027219 Max stress 51.568, r = 0	1.258 0.564 1.509 0.564 0.56, 591990 Cycles, Fligh	0.564 3.093e+000 0.564 3.136e+000 t: 6591, Pass: 33	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Right Tip C 0.0029212	1.254 0.452 1.474 0.452 0.45, 639430 Cycles, Fligh	0.452 1.903e+000	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0040641 Right Tip C 0.0029825 Max stress 69.542, r = 0	1.254 0.483 1.474 0.483 0.48, 651216 Cycles, Fligh	0.483 5.095e+000 0.483 5.130e+000 t: 7246, Pass: 37	
Length Beta	a R(k) R(eff) [Delta-K Do)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0042552 Right Tip C 0.0031752 Max stress 56.067, r = 0	1.250 0.599 1.440 0.599 0.60, 693385 Cycles, Fligh	0.599 3.248e+000 0.599 3.233e+000 t: 7712, Pass: 39	
Length Beta	a R(k) R(eff) D	Delta-K De)/DN
Crack #1 Left Tip C 0.0043182 Right Tip C 0.0032374 Max stress 33.594, r = 0	1.250 0.063 1.440 0.063 0.06, 704389 Cycles, Fligh	0.063 4.582e+000 0.063 4.572e+000 t: 7837, Pass: 40	

	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		92	1.247 1.425 741696	0.536 0.536 Cycles, Fl	0.536 0.536 ight: 8252,			3.408e-010 3.330e-010
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		379	1.244 1.412 752803	0.197 0.197 Cycles, Fl	0.197 0.197 ight: 8381,	3.986e+000		2.941e-009 2.832e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C	0.00477	'25	1.241	-3.233	-0.300	3.227e-001		0.000e+000
Right Tip C Max stress			1.402 787574 C		-0.300 ght: 8766,			0.000e+000
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		55	1.241 1.402 796368	0.184 0.184 Cycles, Fl	0.184 0.184 ight: 8862,	7.510e+000		3.296e-008 3.223e-008
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		372	1.239 1.396 828720	0.382 0.382 Cycles, Fl	0.382 0.382 ight: 9224,	2.790e+000		1.076e-009 1.058e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		53	1.239 1.396 837337	0.536 0.536 Cycles, Fl	0.536 0.536 ight: 9313,	2.106e+000		4.684e-010 4.630e-010
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		12	1.238 1.390 865896	0.080 0.080 Cycles, Fl	0.080 0.080 ight: 9636,			1.432e-007 1.429e-007
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		375	1.238 1.383 873848 (0.303 0.303 Cycles, Fl	0.303 0.303 ight: 9718,	5.738e+000		1.635e-008 1.611e-008
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		53	1.238 1.383 899875	0.390 0.390 Cycles, Fl	0.390 0.390 ight: 10008	5.138e+000 5.142e+000 8, Pass: 51		1.318e-008 1.322e-008
	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		98	1.238 1.376 906031	0.646 0.646 Cycles, Fl	0.646 0.646 ight: 10086	2.213e+000 2.205e+000 5, Pass: 51		8.800e-010 8.670e-010
	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		93	1.240 1.370 931378	0.278 0.278 Cycles, Fl	0.278 0.278 ight: 10366	6.770e+000 6.736e+000 6, Pass: 52		2.806e-008 2.755e-008
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	

Left Tip C Right Tip C Max stress	0.005842 0.004741 29.095, r	3	1.240 1.370 935953 C	0.536 0.536 cycles, Fli	0.536 0.536 ght: 10411	2.265e+000 2.255e+000 , Pass: 53	6.781e-010 6.646e-010
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006057 0.004953 42.581, r	3	1.242 1.365 960113 C	0.367 0.367 ycles, Fli			8.329e-009 8.140e-009
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006096 0.004991 47.069, r	6	1.242 1.365 964972 C	0.427 0.427 cycles, Fli			9.768e-009 9.571e-009
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006316 0.005207 29.095, r	3	1.246 1.362 986171 C			3.154e+000 3.132e+000 , Pass: 55	1.857e-009 1.801e-009
Le Crack #1	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006350 0.005240 20.108, r	7	1.246 1.362 989178 C	0.329 0.329 ycles, Fli	0.329	2.373e+000 2.357e+000 2, Pass: 56	2.512e-010 2.313e-010
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		4	1.250 1.361 1.00998e	0.156 0.156 +006 Cycl	0.156 0.156 es, Flight:	6.462e+000 6.412e+000 11236, Pass: 57	1.701e-008 1.652e-008
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006604 0.005488 24.596, r	8	1.250 1.361 1.0132e+	0.452 0.452 006 Cycle	0.452 0.452 s, Flight:	2.427e+000 2.409e+000 11275, Pass: 57	6.864e-010 6.602e-010
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.006836 0.005715 51.568, r	4	1.256 1.363 1.03282e	0.128 0.128 +006 Cycl	0.128 0.128 es, Flight:	8.276e+000 8.207e+000 11495, Pass: 58	3.963e-008 3.843e-008
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		5				4.144e+000 4.111e+000 11516, Pass: 58	4.962e-009 4.806e-009
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.007097 0.005969 51.568, r	4	1.264 1.367 1.05423e	0.477 0.477 +006 Cycl	0.477 0.477 es, Flight:	5.092e+000 5.048e+000 11725, Pass: 59	1.561e-008 1.512e-008
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.007112 0.005984 47.069, r	ļ	1.264 1.367 1.05491e	0.523 0.523 +006 Cycl	0.523 0.523 es, Flight:	4.247e+000 4.211e+000 11729, Pass: 59	8.767e-009 8.491e-009
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.007358 0.006223 42.581, r	4	1.264 1.367 1.07254e	0.578 0.578 +006 Cycl	0.578 0.578 es, Flight:	3.457e+000 3.437e+000 11927, Pass: 60	4.539e-009 4.438e-009

	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		313	1.264 1.367 1.07291e		0.382 0.382 les, Flight:	3.457e+000 3.437e+000 11929, Pass: 60	2.743e-009 2.678e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		775	1.274 1.373 1.08962e	0.472 0.472 +006 Cyc	0.472 0.472 les, Flight:	4.431e+000 4.403e+000 12118, Pass: 61	9.162e-009 8.946e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		786	1.274 1.373 1.08984e	0.382 0.382 +006 Cyc	0.382 0.382 les, Flight:	3.544e+000 3.522e+000 12119, Pass: 61	3.041e-009 2.964e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		262	1.287 1.383 1.10366e	0.359 0.359 +006 Cyc	0.359 0.359 les, Flight:	7.281e+000 7.231e+000 12283, Pass: 62	4.463e-008 4.352e-008
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		315	1.287 1.383 1.10398e	0.367 0.367 +006 Cyc	0.367 0.367 les, Flight:	5.463e+000 5.426e+000 12287, Pass: 62	1.568e-008 1.529e-008
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		741	1.303 1.396 1.11702e	0.452 0.452 +006 Cyc	0.452 0.452 les, Flight:	2.806e+000 2.785e+000 12430, Pass: 63	1.382e-009 1.337e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		355	1.303 1.396 1.11755e	0.269 0.269 +006 Cyc	0.269 0.269 les, Flight:	3.746e+000 3.718e+000 12434, Pass: 63	2.732e-009 2.648e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		222	1.303 1.396 1.12983e	0.738 0.738 +006 Cyc	0.700 0.700 les, Flight:	2.852e+000 2.836e+000 12575, Pass: 63	2.875e-009 2.815e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		396	1.303 1.396 1.13063e	0.331 0.331 +006 Cyc	0.331 0.331 les, Flight:	4.757e+000 4.732e+000 12582, Pass: 63	8.497e-009 8.328e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		696	1.322 1.412 1.14202e	0.329 0.329 +006 Cyc	0.329 0.329 les, Flight:	2.936e+000 2.917e+000 12705, Pass: 64	1.104e-009 1.069e-009
	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress		937	1.322 1.412 1.14344e	0.536 0.536 +006 Cyc	0.536 0.536 les, Flight:	2.940e+000 2.921e+000 12716, Pass: 64	2.155e-009 2.101e-009
Crack #1	Length	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C	0.00889 0.0077		1.343 1.431	0.150 0.150	0.150 0.150	1.412e+001 1.402e+001	3.005e-007 2.923e-007

Max stress	74.041, r	= 0.15,	1.15148e	+006 Cycl	es, Flight:	12806, Pass: 65	
	ength.	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.008921 0.007747 24.596, r	7	1.343 1.431 1.15261e	0.269 0.269 +006 Cycl	0.269 0.269 es, Flight:	4.041e+000 4.012e+000 12826, Pass: 65	3.756e-009 3.645e-009
L Crack #1	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009144 0.007965 29.095, r	1	1.343 1.431 1.1623e+	0.382 0.382 006 Cycle	0.382 0.382 s, Flight:	4.092e+000 4.068e+000 12926, Pass: 65	5.404e-009 5.283e-009
L Crack #1	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009182 0.008002 29.095, r	1	1.380 1.466 1.16306e	0.536 0.536 +006 Cycl	0.536 0.536 es, Flight:	3.160e+000 3.134e+000 12930, Pass: 65	2.887e-009 2.794e-009
L Crack #1	ength.	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009398 0.008212 29.095, r	2	1.380 1.466 1.1691e+	0.536 0.536 006 Cycle	0.536 0.536 s, Flight:	3.197e+000 3.175e+000 13002, Pass: 66	3.024e-009 2.943e-009
L Crack #1	ength.	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		2	1.380 1.466 1.17062e	0.269 0.269 +006 Cycl	0.269 0.269 es, Flight:	4.272e+000 4.243e+000 13026, Pass: 66	4.705e-009 4.582e-009
L Crack #1	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		9	1.457 1.544 1.17726e	0.041 0.041 +006 Cycl	0.041 0.041 es, Flight:	1.254e+001 1.245e+001 13099, Pass: 66	1.417e-007 1.377e-007
L Crack #1	ength .	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009704 0.008510 2.123, r	2	1.457 1.544 1.17916e+	-3.233 -3.233 -006 Cycle	-0.300 -0.300 es, Flight:	5.400e-001 5.360e-001 13113, Pass: 66	0.000e+000 0.000e+000
L	ength.	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009907 0.008707 47.069, r	5	1.457 1.544 1.18292e	0.523 0.523 +006 Cycl	0.523 0.523 es, Flight:	5.776e+000 5.739e+000 13161, Pass: 66	2.762e-008 2.697e-008
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.009965 0.008764 74.041, r	2	1.457 1.544 1.18413e	0.818 0.818 +006 Cycl	0.700 0.700 es, Flight:	3.476e+000 3.455e+000 13179, Pass: 66	6.159e-009 6.018e-009
	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.010161 0.008954 20.108, r	8	1.607 1.699 1.18742e	0.329 0.329 +006 Cycl	0.329 0.329 es, Flight:	3.872e+000 3.843e+000 13205, Pass: 67	3.755e-009 3.643e-009
	ength.	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.010226 0.009018 29.095, r	3	1.607 1.699 1.18839e	0.536 0.536 +006 Cycl	0.536 0.536 es, Flight:	3.884e+000 3.857e+000 13224, Pass: 67	6.449e-009 6.277e-009
L	ength	Beta	R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	

Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.010415 0.0092024 78.540, r =	1.607 1.699 0.08, 1.19085	0.084 0.084 se+006 Cyc	0.084 0.084 cles, Flight	2.091e+001 2.078e+001 : 13246, Pass: 67	1.081e-006 1.056e-006
L Crack #1	ength Be	ta R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.010487 0.0092723 42.581, r =	1.842 1.942 0.47, 1.19244	0.472 0.472 e+006 Cyc	0.472 0.472 cles, Flight	7.514e+000 7.450e+000 : 13267, Pass: 67	6.523e-008 6.319e-008
L Crack #1	ength Be	ta R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.01067 0.0094494 42.581, r =	1.842 1.942 0.47, 1.19396	0.472 0.472 se+006 Cyc	0.472 0.472 cles, Flight	7.580e+000 7.521e+000 : 13287, Pass: 67	6.735e-008 6.543e-008
L Crack #1	ength Be	ta R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress	0.010749 0.0095265 65.054, r =	1.842 1.942 0.10, 1.19468	0.102 0.102 se+006 Cyc	0.102 0.102 cles, Flight	1.978e+001 1.963e+001 : 13295, Pass: 67	9.235e-007 8.977e-007
L Crack #1	ength Be	ta R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Left Tip C Right Tip C Max stress		1.842 1.942 0.56, 1.19694 ire. Edge 1, Cr		0.564 0.564 cles, Flight	7.669e+000 7.618e+000 : 13313, Pass: 67	8.713e-008 8.498e-008
	ength Be	ta R(k)	R(eff)	Delta-K	D()/DN	
Crack #1 Left Tip C Right Tip C Max stress	0.01094 0.009713 65.054, r = ****Crack[0] D	10021.	e+006 Cyc	0.240 0.240 cles, Flight e [0]	8.738e+004 0.240 8.656e+ : 13314, Pass: 67	2.540e-003 004 2.540e-003

Stress State in 'C' direction (PSC): 2

Fracture has occurred - run time: 0 hour(s) 0 minute(s) 16 second(s)

Anexo 10. Análisis de grieta Pasante en Elemento Dinámico

Se realizará Análisis de grieta Pasante

Zona representativa:

Elemento Dinámico

UNIVERSIDAD AUSTRAL DE CHILE

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA

Análisis Elemento Dinámico Bell UH-1H

Esfuerzo Máximo 285 MPa

Placa Infinita con Grieta Pasante

AFGROW v4.0009e.12: 7/23/2005 20:23

**Metric Units [Length(m),Stress(MPa),Temperature(K)]

Crack Growth Model and Spectrum Information

Title: Elemento Dinámico Transmisión

Load: Tension Stress Fraction: 1, Bending Stress Fraction: 0, Bearing Stress Fraction: 0

Crack Model: 2010 - Internal Through Crack - Standard Solution

Initial surface crack length (c): 0.0038

Thickness: 0.005 Width: 0.120

Young's Modulus =110316 Poisson's Ratio =0.31 Coeff. of Thermal Expan. =8.8e-006

No crack growth retardation is being considered

Determine Stress State automatically (2 = Plane stress, 6 = Plane strain)

The Forman-Newman-de Koning- Henriksen (NASGRO) crack growth relation is being used

For Reff < 0.0, Delta K = Kmax

Material: Titanium alloys, Ti-6Al-4V; MA(1350F/2h), [Plt & Sht]

Plane strain fracture toughness: 54.942 Plane stress fracture toughness: 82.413

Effective fracture toughness for surface/elliptically shaped crack: 71.425

Fit parameters (KC versus Thickness Equation): Ak= 1, Bk=0.5

Yield stress: 951.476

Lower 'R' value boundary: -0.3 Upper 'R' value boundary: 0.8

Exponents in NASGRO Equation: n=3.01, p=0.25, q=0.75

Paris crack growth rate constant: 4.8197e-011 Threshold stress intensity factor range at R = 0: 3.846

Threshold coefficient: 1.8

Plane stress/strain constraint factor: 2.5

Ratio of the maximum applied stress to the flow stress: 0.3

Failure is based on the current load in the applied spectrum

Vroman integration at 5% crack length

**Spectrum Information

Felix

Spectrum multiplication factor: 285

The spectrum will be repeated up to 999999 times

Critical Crack Length is Based on the Maximum Spectrum Stress Critical crack size in 'C' direction=0.0123756, Stress State=5.60395 (Based on Kmax criteria) Critical crack size in 'C' direction=0.0387386, Stress State=2 (Based on Net Section Yield criteria)

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.00381 1.002 0.333 0.333 1.000e+001 3.953e-008

Max stress = 136.800000 R = 0.33 0 Cycles Flight: 1 Pass: 1

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0040641 1.003 0.600 0.600 1.033e+001 6.711e-008

Max stress = 228.000000 R = 0.60 2354 Cycles Flight: 84 Pass: 5

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0043185 1.003 0.158 0.158 2.131e+001 3.462e-007

Max stress = 216.600000 R = 0.16 4436 Cycles Flight: 150 Pass: 8

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0045739 1.003 0.125 0.125 1.919e+001 2.233e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.13 6338 Cycles Flight: 219 Pass: 12

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0048284 1.004 0.125 0.125 1.973e+001 2.450e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.13 8048 Cycles Flight: 277 Pass: 15

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0050832 1.004 0.429 0.429 1.736e+001 3.039e-007

Max stress = 239.400000 R = 0.43 9617 Cycles Flight: 330 Pass: 18

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0053379 1.004 0.385 0.385 1.186e+001 7.589e-008

Max stress = 148.200000 R = 0.38 11003 Cycles Flight: 376 Pass: 20

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0055922 1.005 0.500 0.500 1.215e+001 9.944e-008

Max stress = 182.400000 R = 0.50 12330 Cycles Flight: 420 Pass: 23

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0058462 1.005 0.200 0.200 1.864e+001 2.419e-007

Max stress = 171.000000 R = 0.20

13573 Cycles Flight: 465 Pass: 25

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0061011 1.006 0.200 0.200 1.905e+001 2.606e-007

Max stress = 171.000000 R = 0.20 14704 Cycles Flight: 504 Pass: 27

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.006356 1.006 0.250 0.250 1.945e+001 3.135e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.25 15734 Cycles Flight: 537 Pass: 29

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0066148 1.007 0.222 0.222 2.317e+001 5.424e-007

Max stress = 205.200000 R = 0.22 16729 Cycles Flight: 568 Pass: 30

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.006869 1.008 0.429 0.429 1.350e+001 1.267e-007

Max stress = 159.600000 R = 0.43 17637 Cycles Flight: 603 Pass: 32

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0071238 1.008 -0.636 -0.300 1.891e+001 1.657e-007

Max stress = 125.400000 R = -0.64 18445 Cycles Flight: 627 Pass: 33

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0073816 1.009 0.176 0.176 2.451e+001 5.918e-007

Max stress = 193.800000 R = 0.18 19300 Cycles Flight: 659 Pass: 35

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0076362 1.010 0.200 0.200 2.139e+001 3.885e-007

Max stress = 171.000000 R = 0.20 20013 Cycles Flight: 681 Pass: 36

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0078911 1.010 0.143 0.143 2.174e+001 3.575e-007

Max stress = 159.600000 R = 0.14 20690 Cycles Flight: 704 Pass: 38

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0081539 1.011 0.391 0.391 2.581e+001 1.241e-006

Max stress = 262.200000 R = 0.39 21387 Cycles Flight: 730 Pass: 39

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0084082 1.012 0.385 0.385 1.500e+001 1.677e-007

Max stress = 148.200000 R = 0.38 22004 Cycles Flight: 752 Pass: 40

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0086631 1.012 0.429 0.429 1.522e+001 1.914e-007

Max stress = 159.600000 R = 0.43 22601 Cycles Flight: 773 Pass: 41

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0089172 1.013 0.125 0.125 2.706e+001 7.344e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.13 23141 Cycles Flight: 790 Pass: 42

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.009173 1.013 0.125 0.125 2.744e+001 7.727e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.13 23667 Cycles Flight: 808 Pass: 43

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0094302 1.014 0.455 0.455 2.388e+001 1.086e-006

Max stress = 250.800000 R = 0.45 24169 Cycles Flight: 825 Pass: 44

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0096852 1.016 0.143 0.143 2.424e+001 5.215e-007

Max stress = 159.600000 R = 0.14 24603 Cycles Flight: 837 Pass: 45

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.0099397 1.016 0.059 0.059 3.274e+001 1.210e-006

Max stress = 193.800000 R = 0.06 25061 Cycles Flight: 852 Pass: 45

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010195 1.017 0.176 0.176 2.906e+001 1.097e-006

Max stress = 193.800000 R = 0.18 25516 Cycles Flight: 869 Pass: 46

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010453 1.017 0.125 0.125 2.943e+001 9.953e-007

Max stress = 182.400000 R = 0.13 25903 Cycles Flight: 884 Pass: 47

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.01072 1.019 0.059 0.059 3.412e+001 1.411e-006

Max stress = 193.800000 R = 0.06 26269 Cycles Flight: 892 Pass: 47

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.010976 1.019 -0.130 -0.130 4.962e+001 5.451e-006

Max stress = 262.200000 R = -0.13 26651 Cycles Flight: 907 Pass: 48

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.011239 1.021 0.125 0.125 3.063e+001 1.154e-006

Max stress = 182.400000 R = 0.13 27021 Cycles Flight: 922 Pass: 49

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.011499 1.021 0.222 0.222 3.098e+001 1.591e-006

Max stress = 205.200000 R = 0.22 27350 Cycles Flight: 929 Pass: 49

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.011763 1.021 0.111 0.111 3.581e+001 2.007e-006

Max stress = 205.200000 R = 0.11 27694 Cycles Flight: 944 Pass: 50 Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.012021 1.024 0.059 0.059 3.628e+001 1.783e-006

Max stress = 193.800000 R = 0.06 27946 Cycles Flight: 949 Pass: 50

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.012277 1.024 0.250 0.250 2.750e+001 1.087e-006

Max stress = 182.400000 R = 0.25 28290 Cycles Flight: 964 Pass: 51

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.012534 1.026 0.059 0.059 3.714e+001 1.952e-006

Max stress = 193.800000 R = 0.06 28505 Cycles Flight: 968 Pass: 51

Crack size Beta R(k) R(eff) Delta-K D()/DN C 0.012793 1.026 0.053 0.053 4.221e+001 3.195e-006

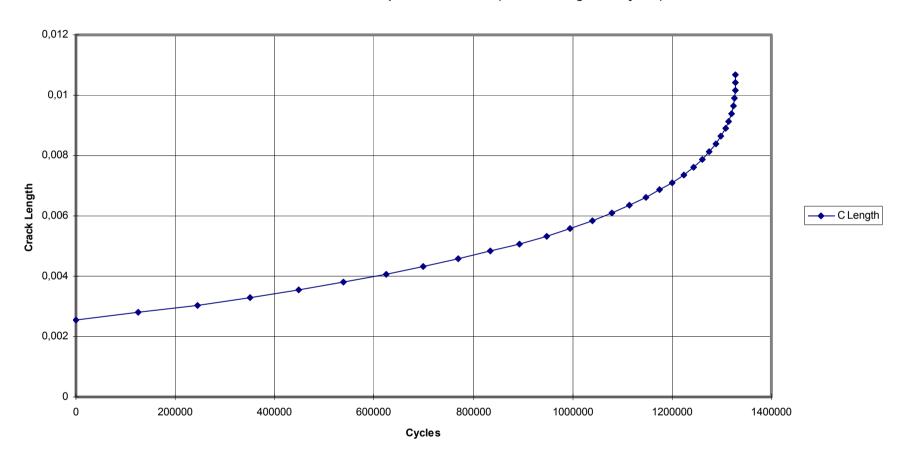
Max stress = 216.600000 R = 0.05
28815 Cycles Flight: 982 Pass: 52
*******Fracture based on ' Kmax' Criteria (current maximum stress)

Max stress = 285.000000 R = -0.20 28888 Cycles Flight: 983 Pass: 52

Stress State in 'C' direction (PSC): 5.55731

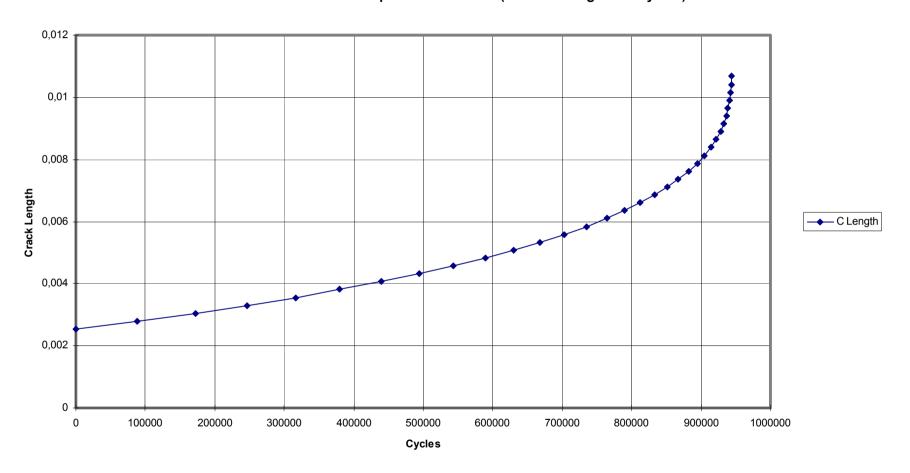
Fracture has occurred - run time: 0 hour(s) 0 minute(s) 0 second(s)

Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H (Crack C Length vs. Cycles)



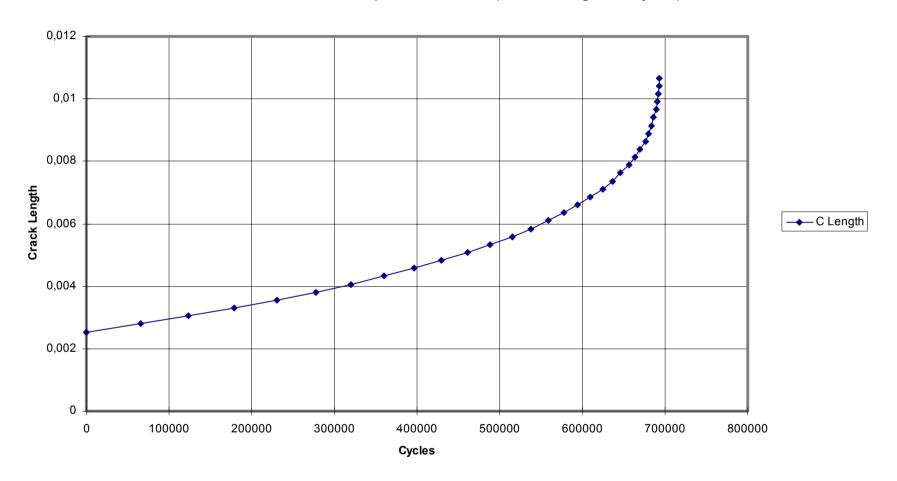
Anexo 11. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Grieta pasante en un Agujero.

Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H (Crack C Length vs. Cycles)



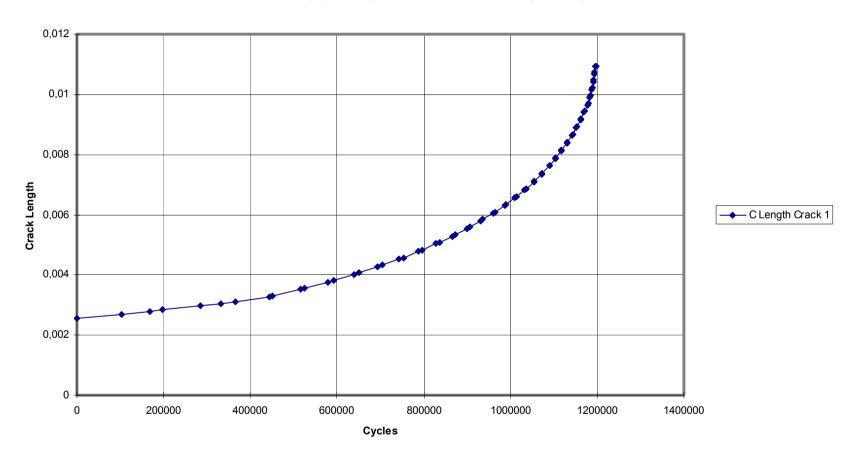
Anexo 12. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Grieta pasante en un agujero con 10% Aumento de esfuerzo.

Análisis de Grieta Helicóptero Bell UH-1H (Crack C Length vs. Cycles)



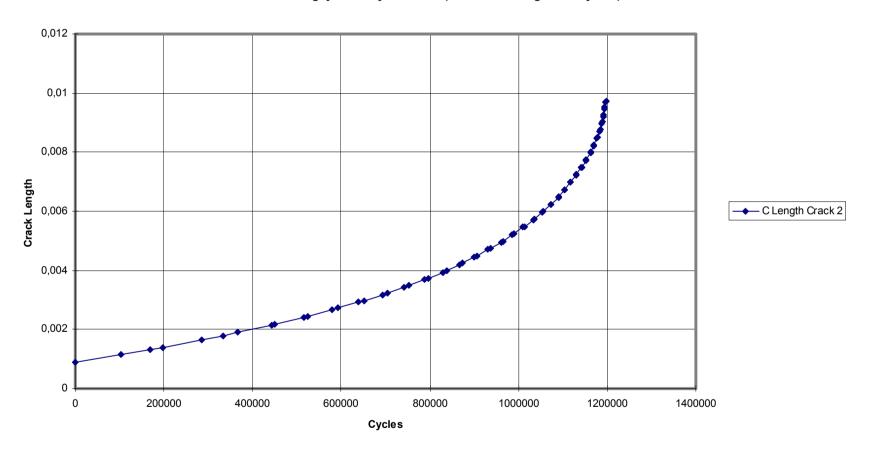
Anexo 13. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Grieta pasante en agujero con 20 % Aumento esfuerzo.

Efecto de Agujeros Adyacentes (Crack 1 C Length vs. Cycles)



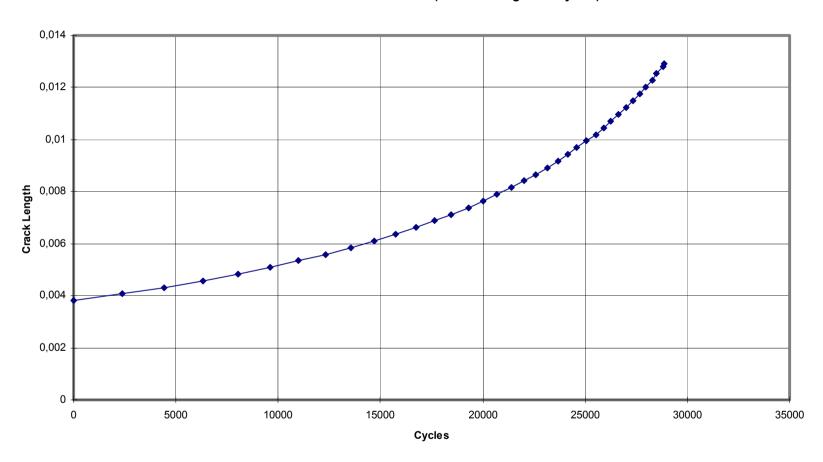
Anexo 14. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Grieta izquierda Placa con tres agujeros.

Efecto de Agujeros Adyacentes (Crack 2 C Length vs. Cycles)



Anexo 15. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Grieta derecha Placa con tres agujeros.

Elemento Dinámico Transmisión (Crack C Length vs. Cycles)



Anexo 16. Curva longitud de grieta v/s ciclos. Elemento Dinámico.