

UNIVERSIDAD MICHOACANA DE SAN
NICOLÁS DE HIDALGO.

DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO DE LA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA.

MAESTRÍA EN CIENCIAS EN INGENIERÍA MECÁNICA.



*“DETERMINACIÓN EXPERIMENTAL DEL LIMITE DE RESISTENCIA A LA
FATIGA POR FLEXIÓN ROTATIVA A ALTA VELOCIDAD (150 Hz) CERCANO
AL LÍMITE ELÁSTICO DEL ALUMINIO (AL 6061-T6)”*

PARA OBTENER EL GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS

PRESENTA:

ING. EDGAR EDUARDO TAPIA SILVA.

ASESOR:

DR. GONZALO M. DOMÍNGUEZ ALMARAZ.



MORELIA MICHOACÁN, FEBRERO DEL 2009.

ÍNDICE

Índice de figuras	4
Índice de tablas	7
Resumen	8
Agradecimientos	10
Dedicatoria	10
Introducción	11
Antecedentes	11
Justificación	13
Objetivos	14
Hipótesis	15
Referencias	16
CAPITULO I. TEORÍA ALUSIVA	
1.1 Teoría alusiva	17
1.1.1 Fallas mecánicas	18
1.1.2 Tipos de fallas mecánicas	18
1.1.3 Consideraciones importantes en el diseño de fatiga	20
1.2 Métodos de diseño por fatiga	22
1.2.1 Estrategias en el diseño de la fatiga	23
• Herramienta en casa	23
• Nuevo modelo	24
• Nuevo producto	25
• Diseño de un código	25
1.2.2 Criterios de diseño de fatiga	25
1.2.2.1 Diseño de vida finita	26
1.2.2.2 Diseño de vida segura	27
1.2.2.3 Diseño de seguridad	28
1.2.2.4 Diseño daño tolerancia	28
1.2.3 Análisis y prueba	29
1.2.4 Confiabilidad probabilística del diseño	32
1.2.5 Ingeniería asistida por computadora y prototipos digitales	33

1.2.6 Inspección de entrada en servicio y adquisición de experiencia relevante	33
1.3 Macro-micro aspectos de la fatiga en metales	34
1.3.1 Superficies de la fractura por falla y características Microscópicas	36
Referencias Capitulo I	43

CAPITULO II. DISEÑO GRAFICO Y COMPONENTES DEL DISPOSITIVO EXPERIMENTAL.

2.1 Empleo de un paquete de computación para el diseño grafico del prototipo	45
2.2 Componentes del dispositivo experimental	46
2.2.1 Motor eléctrico	46
2.2.2 Eje rotativo	47
2.2.3 Transmisión de revoluciones	47
2.2.4 Chumaceras	48
2.2.5 Probeta	49
2.2.6 Dispositivo de carga	49
2.2.7 Tarjeta de adquisición de datos	50
2.2.8 Sensor inductivo	50
2.2.9 Sistema de enfriamiento	51
2.2.10 Presentación física del prototipo	51

CAPITULO III. PARÁMETROS FÍSICOS DE LA PUESTA EN MARCHA

3.1 Motor eléctrico	52
3.2 Eje rotativo (Acero AISI C-1045)	53
3.3 Poleas (tipo B) con relación de 2.4	54
3.4 Chumaceras	55
3.5 Probetas (Aluminio 6061T-6)	56
3.6 Material de prueba	56
3.7 El dispositivo de carga al extremo de la probeta	58
3.8 Sistema eléctrico para el conteo de número de ciclos	59
3.9 Sistema de paro del ensayo, al inicio de falla de la probeta	60
3.10 Celda de carga	60
3.11 Sistema de enfriamiento	62
3.12 Convertidor Micromaster 420	63
3.13 Presentación física del prototipo	64

CAPITULO IV. ENSAYOS EXPERIMENTALES

4.1 Metodología	65
4.2 Diseño de la probeta	66
4.2.1 Torno de control numérico	66
4.2.2 Microduromero	68
4.3 Condiciones de prueba	69
4.4 Simulación de las pruebas en fatiga con VISUAL NASTRAN	70
4.4.1 Simulación numérica	71
4.5 Resultados experimentales	73
4.6 Discusión	75
CONCLUSIONES	79
BIBLIOGRAFÍA	80

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura	Descripción	Página
1	Prueba completa simulada de fatiga en carretera de un automóvil	31
2	Muestra dos superficies típicas de la fractura por fatiga en piezas roscadas. (a) Soporte de columna, (b) Tornillo en el poste del asiento de una bicicleta de montaña	36
3	Muestra un acercamiento de la forma de la fisura por fatiga lisa era semi-elíptica, una forma superficial muy común de la fisura por fatiga	39
4	Esquemas de fracturas por fatiga para cargas axiales y flexiones. (a) Especímenes redondos, (b) espécimen de hoja o de placa	41
5	Muestra los diferentes patrones de la grieta encontrados comúnmente en fatiga por torsión	42
6	Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido del motor eléctrico	46

7	Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido del eje rotativo	47
8	Vista frontal, lateral y sólido la transmisión de revoluciones	47
9	Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido de la chumacera	48
10	Perfil de la probeta y dimensiones en mm	49
11	Celda de carga	49
12	Vista sólida de la tarjeta electrónica de adquisición de datos	50
13	Vista sólida del sensor inductivo para el paro del sistema	50
14	Compresor	51
15	Maquina de ensayos de flexión rotativa	51
16	Micromaster 420	63
17	Prototipo para ensayos de Fatiga en Flexión Rotativa	64

18	Torno de Control Numérico Computarizado (DYNA MYTE 3300)	67
19	Microdurómetro con monitor integrado. (Mitutoyo)	68
20	Rugosidad en 3 puntos del la probeta: a) Cerca de la fractura, b) punto medio de la sección estrecha y c) punto en la sección estrecha, cercano a la sección de diámetro constante	69
21	Simulación numérica de la probeta con un $D_o=4\text{mm}$ y una carga de $P=-39\text{N}$	71
22	Corte transversal de la sección estrecha de la probeta con un $D_o=4\text{mm}$ y una carga de $P=-39\text{N}$	72
23	Probetas fracturadas	74
24	Grafica S-N de las probetas con diámetro de 4.6 mm	74
25	Grafica S-N para las probetas con diámetro de 4.0 mm	74
26	Superficie de Fractura de la probeta No.1	76
27	Superficie de Fractura de la probeta No. 2	76

28	Superficie de Fractura de la probeta No.9	76
29	Mecanismos de inicio y crecimiento de fisuras: a) Fusión de micro-porosidades y b) cleavage	77

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla	Descripción	Página
1	Composición química del aluminio AISI-SAE 6061 – T6	57
2	Propiedades mecánicas del aluminio AISI-SAE 6061 – T6	58
3	Resultados experimentales	73

RESUMEN

Este trabajo de Maestría está orientado al estudio de la resistencia a la fatiga de la aleación de aluminio con nominación AISI-SAE 6061-T6, en condiciones de flexión rotativa y con cargas aplicadas cercanas al límite elástico de este material. Este material fue seleccionado por su amplia utilización en la industria; algunos ejemplos son: equipamiento aeronáutico, válvulas, componentes de motores de combustión interna, accesorios para computadoras, partes en cámaras fotográficas, etc. Para llevar a cabo estos ensayos experimentales, fue necesario concebir y construir un dispositivo experimental para los ensayos de resistencia a la fatiga en flexión rotativa. El resultado de este proceso de concepción y construcción del dispositivo experimental se presenta sucintamente en el desarrollo de esta tesis. El estudio de la resistencia a la fatiga de este material en las condiciones mencionadas se aborda en el último capítulo donde, además de los resultados experimentales, se presenta una discusión sobre los orígenes de falla y un modelo matemático simple propuesto en este trabajo. Este modelo se construyó a partir del análisis de micrografías tomadas en la superficie de fractura y correlacionadas con parámetros de falla (micro-porosidades, micro-macro-deformaciones plásticas, coalescencia de micro-poros) y con la duración de vida en fatiga. Adicionalmente, se llevaron a cabo una serie de evaluaciones estadísticas sobre los resultados experimentales y se obtuvieron algunos parámetros del análisis estadístico. Finalmente, cabe mencionar que el estudio de las propiedades mecánicas de los materiales industriales utilizados en nuestro país es muy limitado; se requieren mayores esfuerzos en esta dirección para la comprensión y correcta aplicación en condiciones de uso industrial. Una de las principales causas de falla en elementos o sistemas mecánicos sigue siendo la falla por fatiga o la combinación de fatiga - corrosión, que están al origen de considerables pérdidas económicas.

ABSTRACT

This Master work deals with the study of fatigue endurance of aluminum alloy AISI-SAE 6061 T6, under rotating bending fatigue and close to elastic limit of this material. This alloy was chosen because its wide industrial applications:

.In order to carry out the experimental tests, it was necessary the conception and construction of testing machine working on rotating bending fatigue. Results concerning the conception and construction of this machine are present briefly in the development of this work. Experimental results under rotating bending fatigue conditions are presented in the last chapter; where, in addition of experimental results, a discussion is developed on fatigue failing origin and a simple mathematical model is proposed. This model was build from the micrographics taken on fracture surface, correlated with the failure parameters (micro-porosities, micro-macro- plastic strain, micro-voids coalescence) and the observed fatigue life. In addition, statistic evaluation was carried out on experimental results and some statistic parameters were obtained. Finally, it is important to mention that the study of mechanical properties of industrial materials used in Mexico is very poor; further investigation are needed in this direction in order improve the understanding and right application under industrial using conditions. One of the most important failure origin on mechanical elements or systems is fatigue or fatigue-corrosion failure; and it is related to important economic loses.

AGRADECIMIENTOS

Sin duda una de las cosas mas importantes de la vida de una persona es la consecuencia de una meta propuesta. Le doy gracias a dios por permitirme alcanzar una de mis metas.

Agradezco a dios por gozar de buena salud, darme fuerzas para mis estudios y sobre todo para darme fuerzas en la realización de mi tesis (determinación experimental del limite de resistencia a la fatiga por flexión rotativa a alta velocidad (150 Hz) cercano al límite elástico del aluminio (Al 6061-t6).

Al Dr. Gonzalo M. Domínguez Almaraz por haber brindado el apoyo para la realización de la tesis muchas gracias.

Al Maestro Miguel Ángel Vega Gonzáles director de la facultad de ingeniería mecánica por el apoyo que nos brindo mil gracias.

Al COECYT gracias por el apoyó que nos brindaron.

A Doctores que me apoyaron para la culminación de mis estudios de maestría.

A la Dra. Ma. Lourdes Mondragón Sánchez por su tiempo brindado gracias.

A compañeros y amigos mil gracias.

DEDICATORIA

La presente tesis se la dedico a mi familia, a mis padres Hortensia Silva Ortiz, Saúl Tapia Vences, mil gracias.

ANTECEDENTES

Introducción

La presentación del marco histórico general, es el mejor comienzo para introducir un breve recuento de los progresos de la fatiga mecánica desde su aparición en el siglo XIX. Esto permite desarrollar algunas ideas básicas y exponer muy brevemente cómo se fueron desarrollando esfuerzos en esta dirección por múltiples científicos y tecnólogos, a través de los dos últimos siglos. El primer gran impacto de las fallas debido a los esfuerzos repetidos, fue en la industria ferroviaria en el 1849: se constató que las vías del ferrocarril fallaban regularmente [1].

A principios de 1900, Erwing y Humfrey [2] utilizaron el microscopio óptico para investigar los mecanismos de fatiga. Las líneas y bandas de deslizamiento podrían conducir a la formación de microfisuras. Basquin en 1910 demostró que la tensión alternada contra el número de ciclos de la fatiga (S-N) en la región finita de vida, podría ser representada como una relación lineal en la escala logarítmica. Sus ecuaciones, más algunas modificaciones hechas por otras personas, se utilizan actualmente para representar el comportamiento de la vida finita en fatiga. En la década de 1920, Gough y asociados contribuyeron en gran parte a la comprensión del mecanismo de fatiga.

El “cometa”, primer avión de pasajeros a reacción, comenzó a funcionar en mayo de 1953 después de 300 horas de vuelo. Cuatro días después en una inspección, en enero de 1954, se estrelló en el mar mediterráneo. Después de mucho tiempo los restos habían sido recuperados, la investigación y las pruebas exhaustivas de los componentes del cometa habían sido hechas, concluyendo que el accidente fue causado por falla de fatiga en la cabina presurizada. Las pequeñas grietas por fatiga originaron la abertura del fuselaje en una esquina. Otros dos jets fallaron catastróficamente.

El Cometa había sido probado a fondo. Todo jet de este tipo, fue puesto fuera de servicio, y la atención fue centrada en diseño de la fatiga de la armadura de avión.

Durante los años 80s y 90s, muchos investigadores trabajaron en el complejo problema de la fatiga multiaxial en fase y desfasada. El método plano crítico sugerido por Brown y Miller motivó a una nueva filosofía referente a este problema, y muchos modelos planos críticos adicionales fueron desarrollados. El pequeño problema de la grieta fue observado durante este tiempo y muchos científicos trataron de entender el comportamiento. Este problema de la grieta era complejo e importante, puesto que se constató que las pequeñas grietas crecían más rápidamente que las grandes grietas basadas sobre la misma fuerza impulsora. Las definiciones llegaron a ser muy confusas. Los materiales compuestos, basados en polímeros, el metal y cerámica eran desarrollados para diversas industrias. Los logros y usos más grandes implicaron matrices compuestas de polímeros y de metales. Estos progresos fueron motivados por la industria aeroespacial pero también por otras industrias. Durante este tiempo, muchos diseños costosos y complejos de un gran número de componentes de aviones que usaban conceptos de diseño de vidas-segura, eran retirados rutinariamente con un potencial uso seguro.

La corrosión acompañada de fatiga y la inspección inadecuada eran grandes promotores de daños provocados por el fenómeno “múltiples sitios” que existió en diversos tipos de aviones. Las investigaciones fueron emprendidas para entender mejor el problema y para determinar como se puede hacer frente a éste, y resolverlo.

JUSTIFICACIÓN

La pertinencia de este proyecto se sustenta, entre otros factores, en los costos económicos que implican las fallas mecánicas, principalmente fallas por fatiga-fractura. Un estudio realizado en los Estados Unidos en 1982 reveló que las pérdidas por fractura ascendieron a los 119 mil millones de dólares [3]. En México esta información no está disponible, pero, una reflexión sobre el muy bajo número de especialistas en Mecánica de la Fractura y en Resistencia a la Fatiga en nuestro país, nos permite concluir la urgencia de formar personal capacitado en estas áreas y de ponderar el potencial de ahorro económico a partir de diseños mecánicos que tomen en cuenta la Resistencia a la Fractura y a la Fatiga.

Falla por fatiga se presenta con el inicio y crecimiento de fisura en el material hasta la falla, esto en condiciones de carga mecánica oscilante inferior al límite elástico. Un ejemplo de ello se tiene en un alambre, si tratamos de romperlo mediante la tensión en los extremos, necesitaríamos una fuerza considerable, pero si lo doblamos repetidamente, el alambre se romperá a un cierto número de dobleces repetitivas.

La resistencia a la fatiga concierne una gran variedad de equipo de transportación, naves espaciales, pistones de motores de combustión interna, entre otros, en general todo dispositivo mecánico sometido a carga oscilante.

Las fallas por fatiga implican varias áreas de la ingeniería como los puentes en el caso de los ingenieros civiles, los tractores para ingenieros agrónomos, la válvula de un corazón a un ingeniero biomédico, recipiente contenido vapor a alta presión en el caso de ingenieros nucleares, entre otros. Existen 3 métodos de análisis en fatiga mecánica: el primero es Esfuerzo contra número de ciclos (graficas de Wholer o gráficas S-N), el segundo es deformación contra número de ciclos (modelos de Coffin Manson), y el tercero crecimiento de la fisura con el número de ciclos (ecuación de Paul C. Paris).

Aunque las fallas mecánicas en relación con la gran cantidad de diseños exitosos son mínimas, siguen causando muchos daños y pérdidas financieras considerables, siendo más del 70% del total de fallas atribuidas a la fatiga mecánica (Fatiga -Corrosión). Dentro de los ejemplos de falla por fatiga, se incluyen artículos simples, pero también componentes más complejos como naves espaciales, aviones, turbinas de vapor y de gas, trenes a alta velocidad, implantes del cuerpo humano, etc.

OBJETIVOS

Estudiar la resistencia a la fatiga en flexión rotativa de la aleación de aluminio, nominación AISI-SAE 6061 T-6, que gira a alta velocidad y está sometida a carga mecánica provocando esfuerzos en el material cercanos al límite elástico. Para este fin, se han utilizado como referencia algunos parámetros geométricos de las probetas de ensayo, utilizados en los laboratorios japoneses.

Objetivos específicos:

- Estudiar el estado actual del conocimiento en lo relacionado con las pruebas mecánicas de los materiales y en específico el límite de resistencia a la fatiga de la aleación de aluminio nominación AISI-SAE 6061 T-6.
- Realizar un diseño de experimento para estudiar el límite de fatiga en este material, cuando es sometido a carga mecánica provocando esfuerzos cercanos a su límite elástico.
- Calibrar el dispositivo de ensayo de fatiga por flexión rotativa a alta velocidad (150 Hz) para utilizarlo en los ensayos experimentales sobre esta aleación de aluminio.

HIPÓTESIS

Llevando a cabo ensayos experimentales sobre la aleación de aluminio 6061 T-6, es posible determinar su resistencia a la fatiga en flexión rotativa en condiciones de cargas cercanas al límite elástico. Las causas de inicio de fractura en este material pueden estar asociadas a la presencia de micro-porosidades o de otras imperfecciones, consecuencia del proceso de fabricación.

REFERENCIAS INTRODUCCIÓN

- [1] G. Domínguez Almaraz, M. Guzmán Tapia, "A new high speed (150 HZ) rotating bending fatigue test machine", Fourth International Conference on Very High Cycle Fatigue (VHCF-4), University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, August 19-22 2007, ISBN: 978-0-87339-704-9, pp. 153-160.
- [2] L. Witek, "Failure analysis of turbine disc of an aero engine", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 1, January 2006, pp. 9-17.
- [3] G. Dominguez Almaraz, J. Soriano Peña, and H. Gutierrez Sanchez, "Rotating bending fatigue simulation of hourglass shape specimen of AISI C1020 steel", Proc. 9th International Fatigue Congress, Atlanta, Georgia, USA, May 2006.
- [4] Z. Mazur, R. Garcia-Illescas, J. Aguirre-Romano and N. Perez-Rodriguez, "Steam turbine blade failure analysis", Engineering Failure Analysis, Volume 15, Issues 1-2, January-March 2008, pp. 129-141
- [5] L. L.A.L. Franco, N.J. Lourenço, M.L.A. Graça, O.M.M. Silva, P.P. de Campos and C.F.A. von Dollinger, "Fatigue fracture of a nose landing gear in a military transport aircraft", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 3, April 2006, pp. 474-479.
- [6] L. Witek, "Failure analysis of turbine disc of an aero engine", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 1, January 2006, pp. 9-17.
- [7] H-Ch. Lee, Y.-H. Hwang and T.-G. Kim, "Failure of aircraft propeller assembly", Engineering Failure Analysis, Volume 11, Issue 3, June 2004, pp. 305-312.

CAPITULO I. TEORÍA ALUSIVA

1.1 Teoría alusiva

El tema de la fatiga es aplicable a una amplia variedad de estructuras y de máquinas incluyendo: automóviles, aviones, puentes, tractores, implantes biológicos y los recipientes nucleares a presión, barcos, gasoductos; en resumen, todo elemento mecánico sometido a cargas oscilantes. Uno de los objetivos de este trabajo de tesis es proporcionar las bases teóricas sobre la resistencia a la fatiga de los materiales, y algunos conceptos del diseño y construcción de un prototipo de ensayos experimentales en fatiga en condiciones de flexión rotativa. Este capítulo se inicia con la descripción de los tres principales métodos de análisis en fatiga mecánica, que se enlistan a continuación:

- 1.- Esfuerzo – Número de ciclos (S-N) (Whöler)
- 2.- Deformación – Número de ciclos (ϵ -N) (Coffin-Manson)
- 3.- Crecimiento de fisura (da/dN - ΔK) (Paul C. Paris)
 - Por formación de pequeñas grietas
 - Crecimiento de la grieta hasta fractura.

Estos métodos se han incorporado en muchos programas de computadora para resolver situaciones complejas en el diseño fatiga, pueden implicar muescas, esfuerzos residuales, grandes y pequeñas grietas, amplitud de carga variable, estados de tensión multiaxial y condiciones ambientales. La aplicación de estos métodos analíticos requieren llevar ensayos experimentales para su validación bajo condiciones reales, y puedan ser apoyados mediante modelos de simulación numérica en las computadoras.

1.1.1 Fallas mecánicas

Las fallas mecánicas causan año con año considerables daños y pérdidas financieras a través del mundo, conduciendo en ocasiones a catástrofes humanas también. No obstante, en cuanto al exitoso diseño de un gran número de componentes y estructuras mecánicas, las fallas mecánicas son mínimas. Las fallas mecánicas implican una extrema interacción del tiempo de carga y el medio ambiente que incluye temperatura y corrosión. También pueden ser monótonas, constantes, variables, axiales y/o multiaxial. La interacción de la carga, tiempo y medio ambiente junto con la selección de los materiales, geometría, proceso y esfuerzos residuales crean una amplia gama de la complejidad y de los posibles tipos de falla en todas las áreas de la ingeniería. El exceso de deformación o deformación plástica, es probablemente el tipo de falla más común estudiada y se basa en el criterio máximo de deformación. Un ejemplo de un sector donde el exceso de la deformación con plasticidad apreciable ha sido utilizado con éxito, es en la industria agrícola, con los tractores usando el sistema de protección del mantenimiento preventivo para proteger a los operadores durante accidentes.

1.1.2 Tipos de fallas mecánicas

- 1.- Exceso de deformación - elástica, límite de cedencia o inicio de plasticidad.
- 2.- Fractura dúctil - plasticidad substancial y gran absorción de energía.
- 3.- Fractura frágil - poca plasticidad y baja absorción de energía.
- 4.- Impacto o carga dinámica - exceso de deformación o fractura.
- 5.- Termofluencia - exceso de deformación o de fractura a altas temperaturas.
- 6.- Relajación - pérdida de esfuerzos residuales o de carga externa.
- 7.- Choque térmico – grieta o fractura.
- 8.- Uso - posibles fallas de mecanismos.
- 9.- Inestabilidad mecánica - elástica o plástica.

10.- Corrosión, fragilidad asociada al hidrógeno, irradiación de neutrones (éstos no son tipos de fallas mecánicas, pero interactúan con aspectos mecánicos).

11.- Fractura por esfuerzo-corrosión (grieta por causa del medio ambiente).

12.- Aspectos estéticos (éstos no son tipos de fallas mecánicas, pero interactúan con aspectos mecánicos).

13.- Fatiga - carga repetitiva algunos parámetros que intervienen son:

- a) Fatiga y formación de la grieta.
- b) Fatiga y crecimiento de la grieta.
- c) Amplitud de carga constante o variable.
- d) Carga axial o multiaxial.
- e) Fatiga por corrosión.
- f) Fatiga mecánica con frotamiento.
- g) Fatiga por termofluencia.
 - 1.-Isotérmico.
 - 2.-Termomecánico.
- h) Falla por la combinación de los tipos de falla mecánica del a) al g).

La falla por exceso de deformación puede también ser elástica y puede ocurrir en una maquina rotativa. La fractura frágil contiene principalmente micro plasticidad, e implica poca absorción de energía y rápido crecimiento de fractura. La fractura dúctil implica considerable nivel de plasticidad y se asocia a una gran absorción de energía. Muchas fracturas frágiles en las aeronaves utilizadas en la Segunda Guerra Mundial fueron atribuidas a la interacción en regiones soldadas con concentraciones de esfuerzos, esfuerzos residuales, estados de esfuerzos multiaxiales y baja resistencia a la dureza en las fracturas. El impacto o las condiciones de cargas dinámicas que crean gran tensión en metales, tienden a bajar la dureza y ductilidad. Un ejemplo de un impacto de fractura controlado implica la rampa usada en las catapultas de los portaaviones para el lanzamiento de un avión.

La termofluencia y la relajación de metales son comunes en temperaturas elevadas. Termofluencia puede causar deformación permanente y/o fracturas y es generalmente intercrystalina. La Fatiga por termofluencia han ocurrido en los alabes del motor de una turbina de gas debido a las fuerzas centrífugas. Estos han sido superados usando monocristales en los alabes.

La relajación es la responsable de las pérdidas de esfuerzos residuales y pérdidas de carga externa que pueden ocurrir en temperaturas elevadas o en temperatura ambiente. El choque térmico tiende a promover la grieta y/o fractura frágil. La fractura por uso, ocurre en todas las temperaturas e incluye diferentes formas y comportamientos del crecimiento de grano. La fatiga por inestabilidad mecánica (Buckling failure) puede ser inducida por carga externa o condiciones térmicas y puede implicar inestabilidades elásticas o plásticas.

La corrosión por sí misma implica el desgaste del material y la formación de grietas. El crecimiento de las grietas puede ocurrir debido a la interacción del esfuerzo aplicado y/o residual y el ambiente corrosivo. Esta interacción se llama fractura por esfuerzo - corrosión o formación de la fisura por la carga mecánica y el medio ambiente. Estas fallas ocurren incluso sin la presencia de esfuerzos residuales y la interacción corrosiva del medio ambiente.

La fragilidad asociada al hidrogeno es la más susceptible en aceros de alta resistencia y causa grietas intercrystalinas que pueda conducir a la fractura frágil. Incluyen componentes más complejos como naves espaciales, aviones, e implantes del cuerpo humano. Ejemplos son ejes del propulsor de las naves espaciales, fuselaje presurizado de aviones, etc.

1.1.3 Consideraciones importantes en el diseño de fatiga

Aunque el número de fallas mecánicas con relación al número de aplicaciones con éxito de componentes y estructuras es mínimo, el costo de las fallas es enorme. Un estudio en los Estados Unidos realizado en 1982 revelo que las pérdidas por fractura ascendieron a los 119 mil millones de dólares [1].

La investigación acentuó que este costo podría reducirse significativamente usando un diseño apropiado y actual de la tecnología, incluyendo diseño por fatiga. Muchas metodologías para el diseño de la fatiga existen, pueden ser simples y de precios razonables o extremadamente complejos y costosos. Un procedimiento mas completo del diseño de fatiga es inicialmente más costoso, pero a un largo plazo puede revelarse como la mejor opción mediante la relación resultados/costos. Actualmente, el diseño apropiado de fatiga implica la síntesis, análisis, y la prueba. Una pregunta importante en el diseño de fatiga es: ¿como debe ser el procedimiento completo de síntesis, análisis y prueba? La prueba de fatiga no es un procedimiento de diseño apropiado, puesto que debe ser utilizado para la determinación de la durabilidad del producto; no para el desarrollo de producto. El solo análisis es también insuficiente para el diseño por fatiga, donde modelos actuales de vida de fatiga, incluyendo programas de ingeniería automatizados del gobierno, no son adecuados para las piezas críticas de seguridad, son solamente modelos y no pueden tomarse en consideración todos los aspectos sinérgicos implicados en fatiga, tales como temperatura, corrosión, esfuerzos residuales y carga variable. Por lo tanto el análisis y la prueba son componentes requeridos para el buen diseño en fatiga. Entre mas cercano sea el análisis y la simulación con la situación real, mayor confianza se puede tener con los resultados obtenidos. Los factores de seguridad se utilizan a menudo conjuntamente con o sin diseño apropiado de la fatiga.

Los valores del factor de seguridad demasiado altos conducen a que los productos no sean competitivos en el mercado global, mientras que valores de éstos que son muy bajos contribuyen a las fallas indeseadas. Los factores de seguridad no son reemplazos por procedimientos apropiados de diseño de fatiga, no si son una excusa para compensar pobres procedimientos de diseño de fatiga. Las consecuencias de cada tipo de falla por fatiga del producto, pueden ser mínimas o catastróficas.

1.2. Elegir el modelo de la vida por fatiga es una decisión significativa.

Existen cuatro modelos actualmente para los ingenieros de diseño, estos son:

1.- El modelo esfuerzo – Número de ciclos (S-N), siendo el primero y formulado entre las décadas de 1850 y 1870.

2.- El modelo deformación - número de ciclos (ϵ - N), formulado en la década de 1960.

3.- El modelo crecimiento de fisura (da/dN - ΔK) formulado en la década de 1960.

4.- El cuarto modelo es un modelo de dos etapas, que consisten en la combinación del modelo 2 y 3 para incorporar la formación macroscópica de la grieta de fatiga y el crecimiento de grieta de fatiga.

Según lo observado, el modelo “esfuerzo – número de ciclos” (S-N) ha estado disponible alrededor de 150 años, mientras que los otros modelos han estado disponibles solamente desde la década de 1960. El modelo (S-N), utiliza esfuerzos nominales y relaciona éstos con las fuerzas locales de la fatiga para las muescas hechas. El modelo (ϵ - N) se utiliza principalmente cuando se presentan deformaciones considerables y bajo número de ciclos de vida en fatiga. Varios modelos analíticos se pueden utilizar para determinar deformaciones locales a partir de esfuerzos o deformaciones nominales.

El modelo de Fatiga por crecimiento de grieta (da/dN - ΔK), requiere el uso de Mecánica de la Fractura y la integración de la ecuación del crecimiento de grieta por fatiga para obtener el número de ciclos requeridos para el crecimiento de la grieta de una longitud dada a otra longitud y/o a la fractura. Este modelo se puede considerar un modelo total de la vida en fatiga cuando es utilizado conjuntamente con la información sobre la fabricación del material y el tamaño inicial de la grieta.

El modelo de las 2 etapas incorpora al modelo ($\epsilon - N$) para obtener la vida de formación de pequeñas macrofisura, seguido por la integración de la ecuación del crecimiento de grieta por fatiga para el resto de vida. Las dos vidas se agregan para obtener la vida total de la fatiga. Como ilustración, vamos a ver cuatro de las muchas diversas situaciones posibles:

a) Diseñar un dispositivo, quizás una herramienta de flexión especial o de prueba, para ser utilizado en la planta en donde fue diseñada. Podemos llamarlo "herramienta en casa".

b) Cambiar un producto existente haciéndolo más grande de lo que estaba, usando diferentes materiales o formas, quizás un muelle y un amortiguador en lugar de un resorte plano. Lo podemos llamar un "nuevo modelo."

c) Crear un proyecto importante que es absolutamente diferente de las últimas 2 situaciones. Algunos ejemplos son una nave espacial, una plataforma de perforación en el océano o una nueva máquina cortadora de árboles. Lo podemos llamar un "nuevo producto"

d) Diseñar un puente en una carretera o una caldera de vapor. Las cargas previstas, los métodos de análisis aceptables, y los esfuerzos permisibles son especificados por el cliente o por un código. Lo podemos llamar "diseño de un código."

1.2.1 Estrategias en el diseño de la fatiga

- **Herramienta en casa**

Es parte de una herramienta que es sujeta a cargas repetidas, como por ejemplo, un mecanismo de trinquete o un eje con una polea que rotan, debe ser diseñado para evitar la falla por fatiga. Para la herramienta en casa; una condición que el diseñador debe saber es la historia previa de la carga-

tiempo a la cual la pieza será sujeta, el ingeniero comenzará con la forma para evitar la concentración de esfuerzos tanto como sea posible, determinará los

esfuerzos, y seleccionará el material y los tratamientos dependiendo de los requisitos para el peso, espacio, y costo. El diseño puede tener un margen conveniente entre la tensión que corresponde a una probabilidad de 50 por ciento de la falla en la vida deseada y las tensiones permitidas. Una segunda y tercera reiteración puede ser requerida para balancear los factores de peso y espacio que están en conflicto, estimando vida y costo. Si las cargas previstas no se repiten uniformemente, el diseñador considerará un daño acumulativo. Las diferencias entre el diseño para la resistencia a la fatiga y el diseño para poca carga son de mayor atención en los detalles de la forma, los tratamientos y las necesidades de decidir sobre un curso de vida requerido en la pieza. El diseñador puede prevenir consecuencias serias de la falla, haciendo un acceso a la pieza para la inspección y el reemplazo, proporcionando una falla segura o utilizando mayores factores de seguridad y realizando pruebas apropiadas de la fatiga.

- **Nuevo modelo**

Para un nuevo modelo más certero pueden ser requeridos más datos que deben estar disponibles en los expedientes o de modelos anteriores. Las partes fracturadas de modelos anteriores proporcionan los datos más útiles. Pueden ser utilizados para ajustar los métodos de prueba, de modo que la prueba produzca las fallas similares en el lugar donde aparecieron. Las pruebas que producen otro tipo de fallas tienen probablemente un tipo de amplitud o carga incorrecta. Por ejemplo, en una prueba de la suspensión de un automóvil, se ha encontrado que 200 000 ciclos de movimientos, de rebote completo a la desviación máxima posible, son una prueba aceptable que es mucho más rápida y menos costosa que una prueba de una muestra con diversas amplitudes. En vez de hacer un análisis completo de la tensión, puede ser posible determinar la relación de tensiones significativas de las cargas

medidas satisfactoriamente en modelos anteriores y reproducir la misma relación en el nuevo modelo.

- **Nuevo producto**

Esto requiere un esfuerzo más grande que el diseño por fatiga. Predecir cargas futuras es el factor más importante. Ni una gran cantidad de análisis de esfuerzos puede superar una predicción errónea de la carga. Después del espectro de carga o cargas que se han obtenidas, uno puede analizar el desempeño por fatiga de todas las piezas. Los resultados son verificados por las pruebas de los componentes en fatiga, que pueden conducir a las modificaciones de diseño. Siempre que sea posible, los prototipos o los modelos piloto son usados para confirmar el funcionamiento y las cargas predichas.

- **Diseño de un código**

Muchas industrias proporcionan datos de esfuerzos permitidos. La Sociedad Americana de Soldadura y la Institución Británica de Estándares, por ejemplo, han publicado las curvas que demuestran tensiones recomendadas en función de la vida deseada para varios tipos de soldaduras. El código ASME de recipientes a presión de calderas ha recomendado los criterios del diseño por fatiga basados sobre modelos actuales por fatiga y datos de prueba. Tales códigos permiten que el diseñador utilice los datos basados en la experiencia de muchos otros. En general, un diseño según un código es un diseño conservador y seguro.

1.2.2 Criterios de diseño de fatiga

Los criterios para el diseño por fatiga se han desarrollado a partir de una supuesta vida infinita a la tolerancia de los daños. Cada uno de los criterios

sucesivamente desarrollados todavía tiene su lugar, dependiendo del uso. Los criterios para el diseño por fatiga incluyen el uso de los cuatro modelos de la vida por fatiga (S - N, ϵ - N, da/dN - ΔK , y el modelo de dos etapas).

1.2.2.1 Diseño de vida finita

La seguridad ilimitada es el criterio más viejo. Requiere esfuerzos o tensiones locales para ser esencialmente elástico y seguro debajo del pertinente límite de fatiga. Para las piezas sujetas a millones de ciclos, como los resortes de las válvulas en un motor, esto sigue siendo un buen criterio del diseño. Además, este criterio puede no ser económico o práctico en muchas situaciones de diseño. Los ejemplos incluyen el peso excesivo de avión que provoca la insuficiencia técnico-económica de fabricación.

1.2.2.2 Diseño de vida segura

El diseño “vida – infinita” era apropiado para las vías del ferrocarril que Whöler investigó, pero los diseñadores de automóviles aprendieron que, si los especímenes eran probados a los máximos valores de esfuerzo y carga, se obtendrían solamente cientos de miles de ciclos en lugar de varios millones. La máxima carga o esfuerzo en un resorte de suspensión o en un engrane de velocidad en reversa, pueden ocurrir ocasionalmente durante la vida útil del vehículo, entonces el criterio de diseño por la vida finita bajo esas cargas es satisfactorio.

La práctica del diseño para una vida finita se conoce como diseño de “vida- segura”. Se utiliza en muchas otras industrias, por ejemplo, en diseño de recipientes a presión y en diseño del motor de un jet. La vida segura debe, por supuesto, incluir un margen para la dispersión de resultados de la fatiga y otro para factores desconocidos. Los cálculos se pueden basar en ensayos de esfuerzo-vida en fatiga, deformación – vida en fatiga, o en la relación del crecimiento de grieta. El diseño “vida- segura” se puede basar solo o parcialmente en campo y/o la prueba simulada. Ejemplos de productos reales

y prueba simulada en los cuales juegan un papel determinante el diseño de “vida-segura” son en motores de jets, cañones de las armas y cojinetes.

Aquí las inspecciones regulares apropiadas no pueden ser prácticas o posibles; por lo tanto, la vida de servicio permisible debe ser menor que la vida de prueba o la vida calculada. Por ejemplo, la fuerza aérea de Estados Unidos ha requerido históricamente la prueba de vida en fatiga de escala completa de la producción de las partes del avión, sea cuatro veces más que la vida prevista o permisible de servicio. Con los cañones de las armas, el ejército de Estados Unidos ha requerido pruebas reales de fuego y las pruebas simuladas de presión en fatiga hechas en el laboratorio de seis o más cañones para establecer la vida permisible de servicio como fracción de la vida media de prueba. Los baleros y los cojinetes de rodillos son ejemplos significativos del diseño de vida-segura. Los grados para tales cojinetes se dan a menudo en términos de una carga de referencia que es del 90 por ciento de todos los cojinetes esperando soportar un curso de la vida dado, por ejemplo, 3000 horas a 500 RPM o 90 millones de revoluciones.

1.2.2.3 Diseño de seguridad

Cuando el componente, la estructura, o el vehículo alcanzan la vida segura permisible, se deben retirar de servicio. Esto puede ser inadecuado puesto que toda la flota de vehículos debe ser retirada antes de que logren la vida calculada media o la vida de prueba. Esta práctica es muy costosa y derrochadora. También, la prueba y el análisis no pueden predecir todas las fallas por servicio. Así los criterios a prueba de averías del diseño de la fatiga fueron desarrollados por los ingenieros aeronáuticos. Estos criterios no pueden tolerar el peso agregado requerido debido a los grandes factores de seguridad, o por el peligro de vida creado por pequeños factores de seguridad, o el alto costo del diseño de “vida-segura”. El diseño a prueba de averías requiere que si una parte falla, el sistema no falle. Las trayectorias múltiples de carga, la transferencia de la carga entre los miembros, los tapones de la grieta

construidos en los intervalos de la estructura, y la inspección son algunos de los medios usados para alcanzar el diseño a prueba de averías. Esta filosofía se aplicó originalmente a las armaduras de avión (alas, fuselajes, superficies de control). Los motores son a prueba de averías solamente en aviones con varios motores. Un tren de aterrizaje no es a prueba de averías, sino que se diseña por medio del modelo vida segura.

1.2.2.4 Diseño daño tolerancia

Esta filosofía es un refinamiento de la filosofía a prueba de averías. Asume que las grietas existirán, causadas tanto por el procesamiento como por la fatiga, y utiliza el análisis de Mecánica de la Fractura y pruebas para determinar si tales grietas crecerán bastante grandes para producir fallas antes de que sean detectadas por la inspección periódica. Tres cosas son necesarias para el exitoso diseño “daño – tolerancia”: fuerza residual, comportamiento del crecimiento de la grieta por fatiga y detección de grieta que implica la inspección no destructiva. Por supuesto, las condiciones ambientales, la historia de carga, los aspectos estadísticos y los factores de seguridad se deben incorporar en esta metodología. La fuerza residual es la fuerza en el instante de la presencia de una grieta.

Con la formación de fisuras y el crecimiento bajo carga cíclica, las fuerzas residuales, disminuyen. Esta disminución en función del tamaño de la grieta es dependiente del material, medio ambiente, configuración del componente y de la fisura, localización y modo del crecimiento de ésta. La fuerza residual se obtiene generalmente usando conceptos de la Mecánica de la Fractura. Se han desarrollado métodos de detección de la fisura, usando una gran diversidad de técnicas no destructivas en la inspección y procedimientos estándares. Las fisuras necesitan ser reparadas o reemplazar los componentes antes de que la fractura ocurra bajo cargas de servicio. Esta filosofía, busca los materiales con crecimiento lento de la grieta y alta resistencia a la fractura.

El retiro para la causa es una situación especial que requiere el uso del diseño “daño-tolerancia”. Imaginemos el número de alabes de la turbina en el motor de un jet fuera de servicio porque ha alcanzado su vida de máxima en servicio basado en resultados analíticos y pruebas del diseño “vida – segura”. El costo es enorme puesto que los alabes podría tener una vida adicional significativa en servicio. Para permitir una posible vida de servicio extra, la metodología daño -tolerancia requiere pruebas analíticas basadas sobre alabes. Por ejemplo, en el soporte de los alabes para una turbina del motor de jet, esto no es una tarea fácil debido a situaciones de seguridad crítica y muchos de los parámetros implicados son complejos.

1.2.3 Análisis y prueba

Un análisis correcto y completo es el que implica la reiteración y la optimización que puede proporcionar a los prototipos estar más cerca del producto final y requerir menos pruebas. El análisis escaso o incorrecto puede dar lugar a demasiada dependencia y reexaminación sobre la prueba, creando ineficacias de tiempo y costo. Las capacidades del análisis, son en gran parte, dependientes de las capacidades de la computadora disponibles para el ingeniero. Sin embargo, el ingeniero debe realizar estos cálculos para los modelos: la llave de la confianza de estos resultados es lo más cercano a la representación real del producto y de su uso. Incluso el mejor análisis no debe ser necesariamente el diseño del producto final, particularmente con los productos críticos en seguridad. Sin embargo, el análisis es una necesidad en el diseño apropiado de fatiga y debe conducir a un diseño muy responsable del prototipo. Un diseño basado en análisis solamente sin la prueba de fatiga, requiere un margen grande para la incertidumbre y una importante probabilidad de falla. Una probabilidad de la falla baja se puede permitir, si las fallas no ponen en peligro vidas y si el reemplazo se considera una cuestión rutinaria, como las poleas del ventilador de un automóvil. La prueba de fatiga ha implicado diferencias enormes en complejidad y costos, y se ha extendido

desde una simple prueba de rotación de la viga en amplitud constante de un muestra pequeña hasta completar una simulación de un ciclo termomecánico de amplitud completa, compleja y variable, de la estructura supersónica del avión Concord en la década de los 70s o de la estructura del avión de Boeing 777 en la década de los 90s. El objetivo de la prueba de fatiga puede ser el obtener las características de fatiga en los materiales, ayudarnos en el desarrollo del producto, determinar alteraciones o reparaciones, evaluar piezas que fallaron, establecer períodos de inspección, o determinar la durabilidad de la fatiga de los sub-ensambles parciales de componentes o del producto completo. La prueba de durabilidad requiere un producto representativo para prueba y por lo tanto ocurre tarde en el proceso del desarrollo del diseño. Las piezas fabricadas para la prueba de fatiga deben ser justo como las piezas de producción porque las diferencias en el proceso, pueden tener un efecto en la resistencia a la fatiga.

Pueden ser consideradas dos dimensiones en la prueba de componente simple que puede incluir discontinuidades y la geometría final de la superficie tal como una biela del motor. Tres muestras dimensionales incluirían las estructuras del sub-ensamble parcial tal como un sistema de la suspensión de un carro incluyendo uniones y piezas del múltiple a las estructuras completas tales como el Concord y el avión de Boeing 777. Desde la introducción de los sistemas de prueba servo-hidráulicos de circuito cerrado a finales de la década 1950, el énfasis y el éxito han ocurrido en traerlos a la pista de prueba o en el laboratorio. Los sistemas actuales de la prueba simulada son capaces de tener carga de amplitud variable, deformaciones o desviación variable de uno o varios canales en la entrada. Los sistemas de prueba están o no disponibles para casi toda situación, disciplina, o complejidad de la ingeniería. Una prueba simulada completa de fatiga se muestra en la figura 1, donde un automóvil se sujeta a tres entradas variables dimensionalmente en amplitud de carga en cada uso de la rueda. La prueba simulada en el laboratorio y de rastreo o prueba de tierra se puede realizar al mismo tiempo. Ambos proporcionan la entrada significativa de decisiones finales del producto.

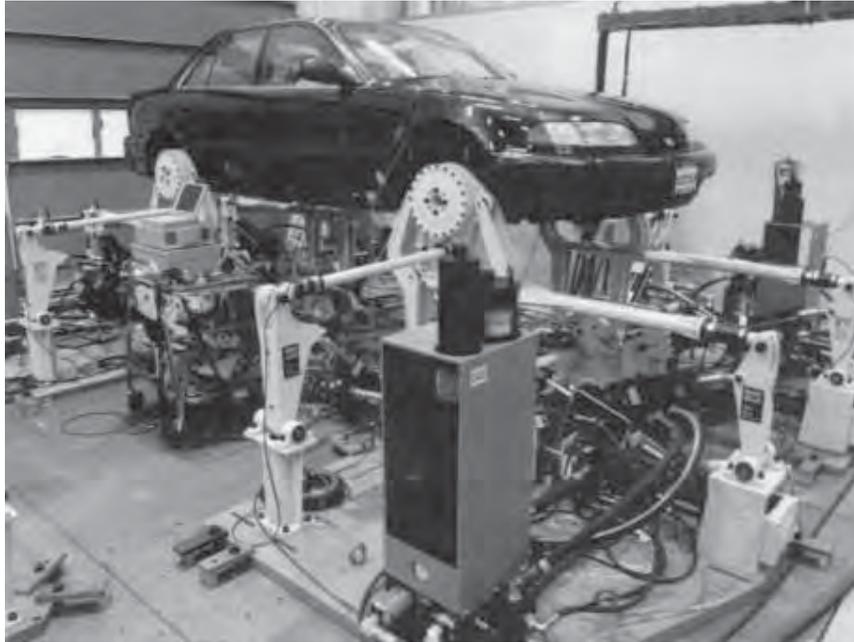


Figura 1 Prueba completa simulada de fatiga en carretera de un automóvil.

La prueba de fatiga o durabilidad para la verificación del diseño, o la prueba del desarrollo, es un arte. Las condiciones de carga y del medio ambiente similares a las encontradas en servicio son los primeros requisitos para la prueba simulada de fatiga. La determinación de las cargas de servicio puede ser una tarea importante. Los sistemas de adquisición de datos de varios canales están disponibles para obtener la carga, el esfuerzo de torsión, el momento, las deformaciones, la desviación, o la aceleración contra la hora para muchos componentes, estructuras, y vehículos diversos sujetos al uso del servicio. Se requiere a menudo para traer productos al mercado antes de la competencia o para encontrar un método de mejora de los productos marginales y para controlar los costos de la prueba. Los tres métodos más comunes aceleran la prueba, que implica el aumentar la frecuencia de la prueba, el uso de cargas más altas y/o el eliminar muchos de los pequeños ciclos de carga en la muestra. El incremento de frecuencia puede tener efecto en la vida en fatiga y puede no proporcionar bastante tiempo para los aspectos ambientales de funcionamiento completo. El aumento de cargas más allá de las de servicio aceleran las pruebas pero pueden producir resultados

engañosos: los esfuerzos residuales que pudieron haber permanecido en servicio pueden cambiar debido a las cargas excesivas en la prueba. El frotamiento y la corrosión pueden no tener tiempo suficiente de producir sus efectos completamente. La eliminación de pequeños ciclos en el espécimen de carga es común, y varios métodos analíticos existen para ayudar en la eliminación de supuestos ciclos no dañinos. Preferimos llamar a este ciclo de "bajo - daño " en lugar de "sin daño" porque no podemos estar seguros si estos pequeños ciclos influenciaran o no la vida de la fatiga.

La eliminación de ciclos de "bajo - daño" puede ocultar la influencia del frotamiento y de la corrosión. En la prueba de fatiga, la simulación o la prueba de campo se representa cuando las condiciones de servicio están cerca y es más la confianza que se puede tener en los resultados. La prueba de ensayo implica una sola carga en un componente o de una estructura a un bajo nivel, pero más arriba que la carga máxima de servicio, puede proporcionar la información del tamaño máximo de la fisura que podría existir en esta prueba, resultando provechoso en situaciones de diseño "daño – tolerancia" y en períodos determinados de la inspección. La prueba de ensayo puede alterar la resistencia a la fatiga creando tensiones residuales deseables e indeseables. La prueba de ensayo periódica para bajas temperaturas se ha utilizado en las alas del avión F-111 como parte del procedimiento en servicio rutinario de inspección.

1.2.4 Confiabilidad probabilística del diseño

El comportamiento de las muestras de fatiga en componentes, estructuras o de vehículos simples o complejos implica variabilidad. La variabilidad de los datos en fatiga puede ser muy amplia: de un factor de 1 a varios órdenes de magnitud dependiendo del ensayo o de las condiciones de servicio. La extrapolación de los datos conocidos de falla a bajas probabilidades de la falla, requieren márgenes grandes para los factores de incertidumbre o de seguridad.

1.2.5 Ingeniería asistida por computadora y prototipos digitales

La ingeniería asistida por computadora implica el uso de la computadora para realizar muchas de las repeticiones de síntesis y análisis en el procedimiento de diseño. "El prototipo digital" originado en la computadora se refiere a un modelo realista del prototipo o en el estado final del producto. Esto significa que un prototipo es formado solo por el análisis y la síntesis. Este procedimiento se puede llamar "prueba digital." Sus metas son reducir tiempo y costo en el desarrollo del producto y obtener un diseño cerca del óptimo. Estas incluyen los perfiles conocidos o asumidos de campo para los vehículos que midan el tiempo de carga y esfuerzos o deformaciones. Los esquemas de cómputo pueden proporcionar el análisis de confiabilidad de la predicción de vida en fatiga, diseñar el análisis de sensibilidad y la optimización del diseño. Esto puede requerir gráficos tridimensionales para la determinación de la forma, el modelo de la estructura del vehículo, cinemática y dinámica rígida o flexible para la velocidad, la aceleración, o la determinación de la historia de carga-tiempo, propiedades de los materiales, efectos del proceso y metodología de la predicción de vida en fatiga. El análisis y la optimización de la sensibilidad del diseño se pueden lograr en base al esfuerzo, deformación, dureza o la vida en fatiga. El uso de la ingeniería asistida por computadora y del prototipo digital, es un aspecto dominante y en crecimiento en el diseño por fatiga.

1.2.6 Inspección de entrada en servicio y adquisición de experiencia relevante

Parte de la responsabilidad en la ingeniería implica esfuerzos para encontrar y corregir debilidades antes de que los clientes y/o los competidores las encuentren. Otra responsabilidad es obtener el historial de carga en servicio monitoreando en uso del cliente, y decidiendo cuales cargas son frecuentes, cuales son ocasionales, cuales son excepcionales y cuales mayores a las

registradas pueden ocurrir. Experiencias pasadas pueden ayudar en esta determinación. Muchas compañías ponen un modelo primario de la producción en servicio severo con un usuario y lo examinándolo frecuente y cuidadosamente para encontrar cualquier debilidad antes de que otros la encuentren. En el diseño “daño-tolerancia”, la inspección para las fisuras es obligatoria. Esta no debe ser destructiva para ser significativa. ASTM, ASM internacional, y la Sociedad Americana de Pruebas no destructiva (ASNT) han publicado información significativa sobre la inspección no destructiva y sobre la prueba no destructiva [2-4]. Normas adicionales en la evaluación no destructiva son: el código E-7 vol. 0303 de ASTM [3] acerca de la prueba no destructiva que incluye alrededor de 100 estándares en técnicas de prueba consecutivas no destructivas de la inspección, aplicables a la detección de la fisura: emisión acústica, escape o fuga electromagnética (corriente de rayos gamma y radiología), penetración de líquidos y partículas magnéticas, ultrasonidos, y otros métodos. La inspección excesiva emplea tiempo y es costosa, y una inspección retardada por largo tiempo puede ser fatal; así, una reflexión sobre los periodos de inspección debe llevarse a cabo. Un procedimiento no destructivo simple, implica a inspectores ferroviarios que golpean las vías del tren expreso con el martillo de mango largo de las vías para detectar las fisuras por fatiga a través el sonido, antes de que las fisuras lleguen a ser bastante grandes para producir fracturas.

1.3 Macro-micro aspectos de la fatiga en metales

Para uso común, la palabra "fatiga" se refiere al comportamiento de materiales bajo acciones de esfuerzos o deformaciones repetidas, sean monótonas o estáticas. En seis palabras claves se ha puesto énfasis para su definición. La palabra “progresivo” implica que el proceso de fatiga ocurre durante tiempo o uso. Una falla por fatiga es a menudo muy repentina, sin la advertencia obvia; sin embargo, los mecanismos implicados pudieron haber funcionado desde el principio del uso del componente o de la estructura. La

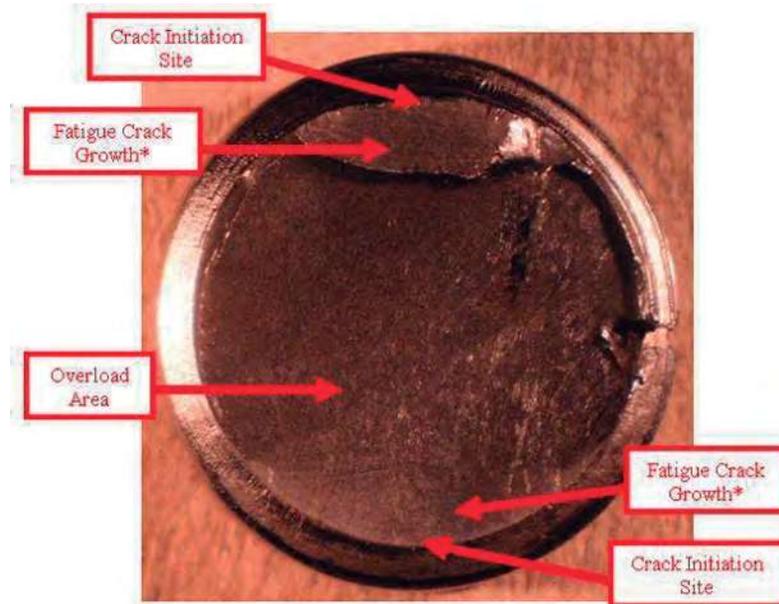
palabra "localizada" implica que el proceso de la fatiga funciona en áreas locales mejor que a través del componente o de la estructura entera.

Estas áreas pueden tener grandes esfuerzos y deformaciones debido a la transferencia externa de carga, a los abruptos cambios en geometría, a las diferencias de temperatura, a los esfuerzos residuales y a las imperfecciones de los materiales. El ingeniero debe ser muy conciente con estas áreas locales. La palabra "permanente" implica que una vez que haya un cambio estructural debido a la fatiga, el proceso es irreversible.

La palabra "fluctuación" implica que el proceso de la fatiga abarca los esfuerzos y deformaciones que son cíclicas en naturaleza y requiere más que una carga sostenida. Sin embargo, la magnitud y la amplitud de los esfuerzos y deformaciones fluctuantes deben exceder ciertos límites de los materiales para que el proceso de la fatiga llegue a ser crítico. A propósito de fatiga, la palabra "fisura" es a menudo la que es mal entendida y empleada. La última causa de todas las fallas por fatiga, es que una fisura haya crecido a un punto en el cual el material restante no puede ser más tolerante de esfuerzos o deformaciones y puede ocurrir la fractura repentina. La fisura tuvo este tamaño debido a la carga cíclica. La vida en fatiga de las piezas críticas de seguridad, se basan solamente en el crecimiento de la fisura. La palabra "fractura" indica que las etapas pasadas del proceso de fatiga mediante el inicio de fisuras han ocurrido y pueden abarcar escalas cristalográficas o aún más pequeñas, siendo la fractura una etapa a escalas mayores donde ocurre la separación de un componente o estructura en dos o más porciones.

1.3.1 Superficies de la fractura por falla y características microscópicas

Antes de observar los aspectos microscópicos del proceso de fatiga, examinaremos algunas superficies macroscópicas representativas de la fractura por fatiga. Muchas de estas superficies de fractura tienen características comunes y la frase "falla típica por fatiga" se encuentra a menudo en la literatura y en la práctica. Sin embargo, hay también muchas fallas por fatiga "anormales".



La figura 2 muestra dos superficies típicas de la fractura por fatiga en piezas

La figura 2 muestra una superficie típica de falla por fatiga de 97.5 mm (3.84 in), provocado por esfuerzos torsionales [4]. El hilo de la rosca no fue terminado de redondear en las raíces y los flancos exhibieron numerosas marcas de escosuras, particularmente en la región más baja A.

El trabajo de un pobre maquinado aumentó la concentración de esfuerzos en la región del hilo de la rosca, que contribuyó a la falla por fatiga. La superficie de la fractura parece tener dos regiones distintas. La región pequeña y clara del área gruesa en la parte superior de la superficie de la fractura es la sección transversal restante al momento de fracturarse la pieza.

La otra área seccionada transversalmente consiste en la región de la fisura o fisuras del inicio por fatiga. Muchas fisuras iniciales se pueden ver cerca del perímetro izquierdo externo bajo; éstas son resaltadas por las líneas radiales, a menudo llamadas "marcas de trinquete", extendiéndose alrededor del perímetro izquierdo bajo. Esta es la región donde comenzó el proceso de fisuramiento (evidencia de micro-deformación plástica). Al principio, pequeñas fisuras por fatiga (microfisuras) propagaron en ángulo alrededor de 45° por pocos milímetros, antes de situarse perpendicularmente al eje longitudinal de la columna, que es el plano de la deformación máxima extensible. El crecimiento de microfisuras a lo largo de los ángulos de 45° no se puede identificar en esta fotografía, aunque en una inspección más amplia es necesaria hacer esta observación. Mientras que el componente fue sujeto a esfuerzos cíclicos adicionales, estas microfisuras iniciales crecieron y se unieron de tal forma que, una fractura por fisura creció cerca del 80 por ciento de la superficie. Las bandas onduladas oscuras y claras son evidentes en la región de fisura por fatiga. Estas marcas a menudo se llaman "marcas de playa". Dichas marcas son debido a las dos superficies adyacentes abiertas de la fisura, que se abren y se cierran y se juntan en el curso de la aplicación; o también por la aparición, paro o crecimiento de la fisura durante un espectro variable de carga. La interacción de una fisura y el medio ambiente corrosivo bajo carga variable, también tenderá a producir distintas "marcas de playa". La figura 2 muestra una superficie de fractura de un tornillo roscado con diámetro de 8 milímetros (0.3 in). Este tornillo fue utilizado para sujetar el asiento a un poste en una bicicleta de montaña. La condición de carga impuesta en el tornillo era predominante axial pero también incluía un pequeño componente de flexión. Similar a la Figura 2, muchas fisuras iniciales se pueden ver cerca del perímetro externo superior, según lo indicado por las flechas negras. Sin embargo, el número de estas líneas radiales no es tan grande como en la figura 2.

Las líneas radiales oscuras acentúan que estas microfisuras iniciales fueron nucleadas y crecieron en alturas leves diversas dentro de la raíz del hilo de rosca. Una vez más, estas microfisuras crecieron y eventualmente se

unieron para formar una grande, que entonces creció aproximadamente 40 por ciento de la superficie en la dirección indicada por la flecha blanca. El punto de la flecha blanca identifica el final del crecimiento de la fisura por fatiga y el principio de la fractura rápida. “Marcas de playa” son otra vez evidentes, y sobre la inspección cercana de la superficie de fractura, las “marcas de playa” oscuras mostraron la ruina de la decoloración y de la corrosión que indicaba una contribución del medio ambiente al crecimiento de la fisura. La región de la fractura final se muestra en la porción más baja de la figura. La región derecha más baja de la fractura corresponde a la etapa final del proceso de fractura, y es donde los pedazos del tornillo tuvieron frotamiento o deslizaron uno contra otro cuando el tornillo se fracturó. Este comportamiento causó en cierta medida el aspecto plano, sin rasgos distintivos. En la comparación de las figuras 2 a y 2 b, se notan diversas características. Por ejemplo, el número de “marcas de playa” observado en cada superficie de la fractura es perceptiblemente diferente. Durante la vida de los dos miembros roscados, las condiciones que tienden a producir “marcas de playa” ocurrieron con más frecuencia para el soporte de columna, que para el perno del asiento de la bicicleta. El perno del asiento estuvo en el servicio por menos de 2 años y experimentó varios cambios (medio ambiente) estacionales. Esto contribuye al número de las “marcas de playa” observadas. El número de los sitios de formación de la grieta, identificado cerca de las líneas radiales a lo largo del perímetro externo de cada miembro roscado, revela algo sobre el proceso de fabricación. El perno del asiento exhibió una superficie relativamente lisa en la raíz del hilo de rosca, mientras que el soporte de columna tenía una superficie maquinada deficientemente. La superficie mal trabajada en el maquinado incluyó más discontinuidades superficiales, que condujeron a un mayor número de nucleación de la grieta a lo largo de la raíz del hilo de rosca.

Por lo tanto, las condiciones superficiales son un aspecto importante de la fatiga. Quizás la diferencia más obvia entre las dos superficies de fractura son los porcentajes de la sección transversal donde la fisura por fatiga creció antes de fractura final. La diferencia se puede atribuir a los niveles cíclicos de carga impuestos a cada miembro o a la resistencia a la fractura del material

usado para cada componente. Si las dos partes de las piezas fracturadas adyacentes fueron puestas juntas (algo que no se debe hacer en las fallas reales, puesto que esto puede oscurecer marcas metalúrgicas y obstaculizar el análisis fractográfico apropiado), cabrían muy cuidadosamente juntas e indicarían una muy baja deformación permanente. Debido a esta pequeña deformación visual permanente, las fallas por fatiga de este tipo se llaman "fallas frágiles". Sin embargo, este término debe ser modificado puesto que la deformación plástica substancial ocurre en pequeñas regiones locales cerca de la extremidad de la fisura por fatiga y en los sitios de formación de la fisura. Muchas fallas por fatiga no tienen deformación permanente visual apreciable, pero los mecanismos de formación y crecimiento de la fisura implican regiones locales pequeñas de la deformación plástica. Fallas similares a estas son presentadas en la figura 2, a menudo se llaman "fallas típicas por fatiga" porque exhiben las siguientes características comunes siguientes:

- Sitio o sitios distintos de formación de la fisura.
- "Marcas de playa" indicativas de crecimiento de la fisura.
- Región final distinta de la fractura.

La formación de la fisura por fatiga en la superficie superior es propagada a lo largo de una hélice a 45°.

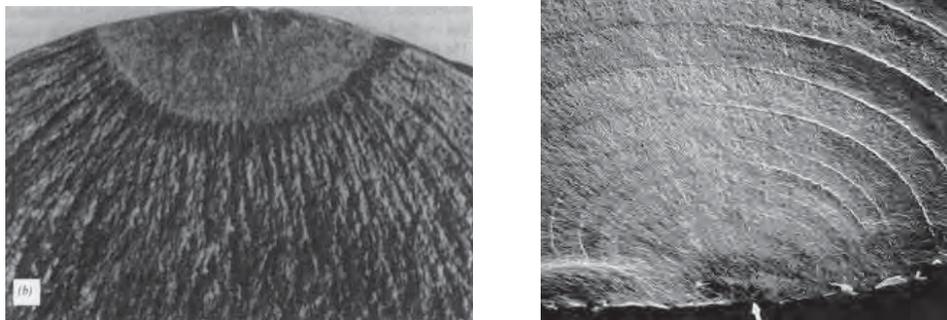
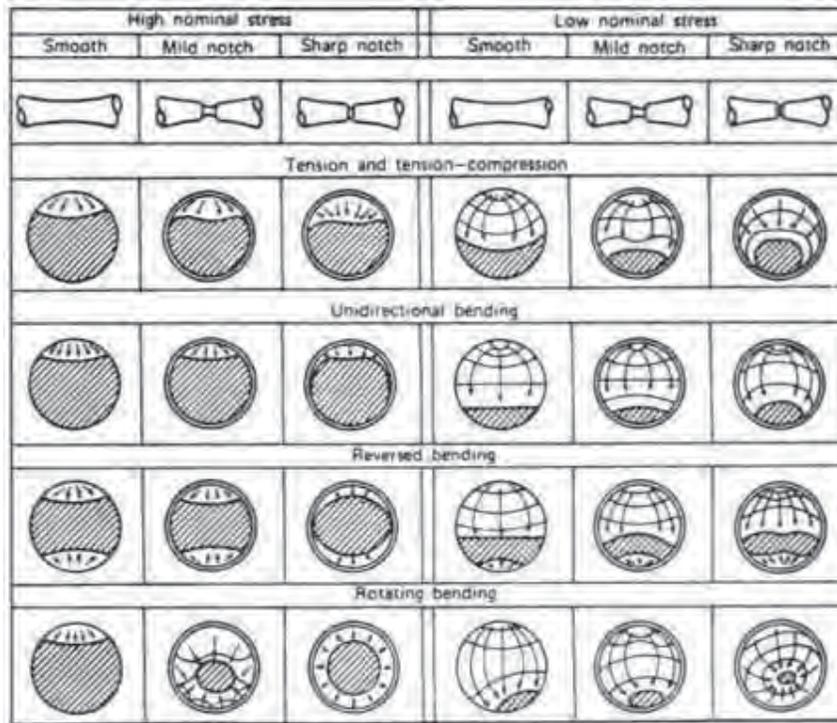


Figura 3 Acercamiento de la forma de la fisura por fatiga lisa era semi-elíptica, una forma superficial muy común de la fisura por fatiga.

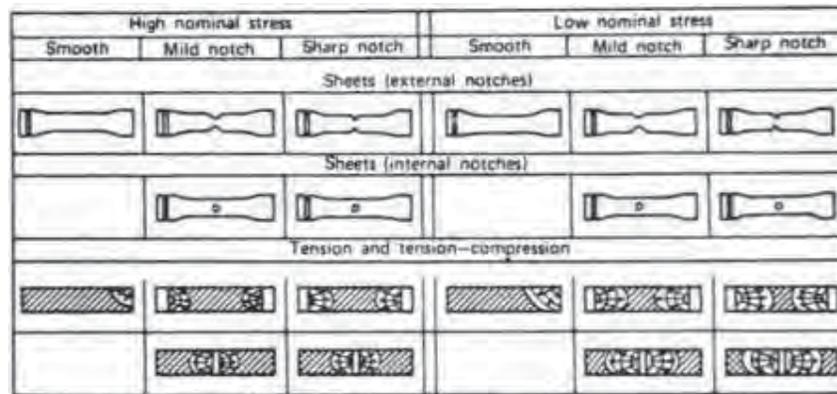
Observe que las “marcas de playa” no son evidentes en esta superficie lisa semi-elíptica de la fisura por fatiga. La región final de la fractura tiene un aspecto fibroso, con las líneas radiales perpendiculares al perímetro de la fisura por fatiga elíptica. Estos patrones de la parte radial o del "río" se pueden ver a menudo en las superficies finales de la fractura y en el origen de la fisura.

El cuadro de la figura 4 muestra las superficies de la fractura debido a las cargas axiales y a cuatro tipos de flexión con cargas altas y bajas en tres tipos de probetas: carga axial en tensión y tensión-compresión, flexión unidireccional, flexión con carga media nula ($R=-1$), y flexión rotación. En cada caso, la formación de las grietas de fatiga se sitúa en la superficie o la esquina y eventualmente crece en el plano de la tensión extensible máxima. Para la flexión con carga media nula, la formación de las grietas generalmente es en lados opuestos; esto es debido a que en los dos lados opuestos se localizan los máximos esfuerzos de tensión y de compresión respectivamente.

La figura 4 [7] muestra las superficies de la fractura como función de la carga aplicada y la geometría de las probetas; la figura 5 muestra estas superficies para carga axial en flexión.



(a)



(b)

Figura 4 Superficies de fracturas por fatiga para cargas axiales y flexiones. (a) Especímenes redondos, (b) espécimen de hoja o de placa

La figura 5 muestra los diferentes patrones de las fisuras encontradas comúnmente en la fractura por torsión. Por ejemplo, la imagen 2a muestra una muesca suave en una rosca con un gran porcentaje de la superficie mostrando el crecimiento de fisura; esto puede traducir que la carga en este elemento es relativamente baja.

Failure mode		Star pattern
Tensile		
Transverse shear		
Longitudinal shear		

Figura 5 muestra los diferentes patrones de la grieta encontrados comúnmente en fatiga por torsión.

En contraposición, en el tornillo del asiento mostrado en figura 2b, la muesca roscada aparece mucho más profunda, y un porcentaje más pequeño del crecimiento de fisura de la sección transversal es mostrada. Así, es probable que un esfuerzo nominal mayor haya sido aplicado a este tornillo. Sin embargo, la dureza del material fracturado puede también desempeñar un papel significativo en tamaño final de la fisura.

REFERENCIAS CAPITULO I

- [1] R.P. Reed, J.H Smith and B.W Christ "The Economic Effects of Fracture in the United States," U.S. Department of Commerce, National Bureau of Standars, Special Publication 647, march 1983.
- [2] Annual Bokk of ASTM Standars, Nondestructive Testing, Vol 03,03. ASTM, West Conhohocken, PA, 2000.
- [3]ASM Handbook, Nondestructive Testing and Quality Control, Vol. 17, ASM International, Mateirals Parks, OH, 1989.
- [4]Nondestructive Testing Handbook, 2nd., Vol. 1-10, ASNT, Columbus, OH, 1982-1993.
- [5]D.E. Bray and R.K. Stanley, Nondestructive Evaluation: A Tool in Design, Manufacturing, and Service, rev. ed., CRC Press, Boca Raton, FL. 1997.
- [6]D.E. Bray and D. McBride. Eds., Nondestructive Testing Techniques, Wiley Interscience, New York, 1992.
- [7]H. Berger and L. Mordfin, eds., Nondestrcutive Testing Standars- Present and Future, ASTM STP 1151, ASTM, West Conshohocken, PA, 1992.
- [8]J.Bauschinger, "On the Change of the Position of the elastic Limit of Iron and Steel Under Cyclic Variations of Stress," Mitt. Mech- Tech. Lab., Munich, Vol. 13, No.1, 1886.
- [9]P.J. Forsyth, The Physical Basis of Metal Fatigue, American Elsevier Publishing Co., New York, 1969.
- [10] A.J. Kennedy, Processes Of Creep And Fatigue in Metals, John Wiley and Sons, New York, 1963.
- [11]T.W. Crooker, D.F. Hasson, and G.R. Yoder. "Micromechanistic Interpretation of Cyclic Crack Growth Behavior in 17-4 PH Stainless Steel," Fractgr.-Microsc. Cracking Proc., ASTM STP 600, ASTM, West Conhohocken, PA, 1976, p.205.

[12]R.W. Hertzberg, Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials 4th ed., John Wiley and Sons, New York, 1996.

[13] "ASM Handbook," Fractography, Vol. 12, ASM International, Materials Park, OH, 1987.

[14]R.H. Christensen, "Fatigue Cracking, Fatigue Damage, and Their Detection," Metal Fatigue, G. Sines and J.L. Waisman, eds., McGraw-Hill Book Co., New York, 1959, p. 376.

CAPITULO II. DISEÑO GRAFICO Y COMPONENTES DEL DISPOSITIVO EXPERIMENTAL.

2.1 Empleo de un paquete de computación para el diseño grafico del prototipo.

AutoCad es uno de los más conocidos software en el mundo del diseño con herramientas de productividad.

AUTOCAD da paso a una nueva gama de soluciones que responden a las necesidades concretas de los profesionales en el Diseño Mecánico. Potentes herramientas de gestión de estándares facilitan la verificación y cumplimiento del diseño de una forma sencilla, tanto trabajando con estándares corporativos o con normas ANSI, ISO, DIN o JIS. Para el área de manufactura, AUTOCAD provee tecnologías para crear diseños, conectar los procesos y terminarlos.

Se pueden crear datos de diseño eficientemente mediante el uso de paletas de herramientas que pueden ser configuradas a la medida, un nuevo formato de archivos optimizado que redujo hasta en un 70% el tamaño de sus predecesores, acceso directo a bibliotecas de contenido de diseño y la edición mejorada de texto de múltiples líneas, entre muchas otras mejoras adicionales. En materia de velocidad de ejecución, esta versión puede abrir archivos hasta un 30% más rápido que con la versión anterior y gracias al formato mejorado DWG se puede guardar hasta un 66% de incremento en la velocidad.

En cuanto a los requerimientos de hardware, no han cambiado mucho con respecto a los de la versión anterior, sin embargo fueron muy claros al decir que esos son requerimientos mínimos y que con mayores capacidades se pueden obtener mejores desempeños. Para esta versión, la computadora debe tener al menos un procesador Pentium III o posterior con 800 MHz de velocidad de procesamiento, 128 MB de memoria RAM mínimos, 300MB de espacio en disco duro y monitor VGA 1024x768 con color verdadero.

2.2 Componentes del dispositivo experimental

2.2.1 Motor eléctrico

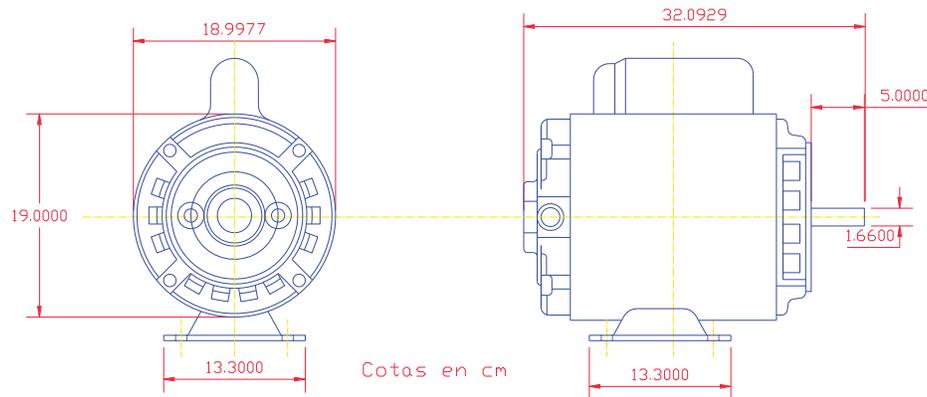


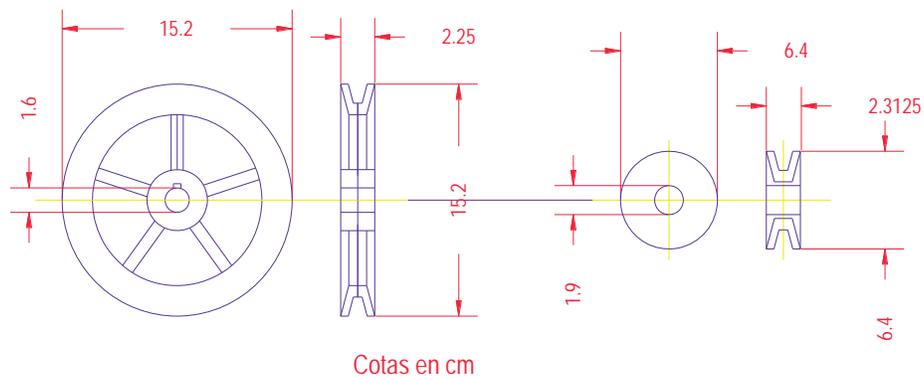
Figura 6 Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido del motor eléctrico.

2.2.2 Eje rotativo



Figura 7 Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido del eje rotativo.

2.2.3 Transmisión de revoluciones



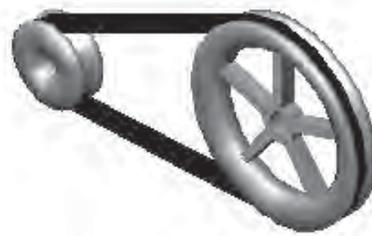


Figura 8 Vista frontal, lateral y sólido la transmisión de revoluciones.

2.2.4 Chumaceras

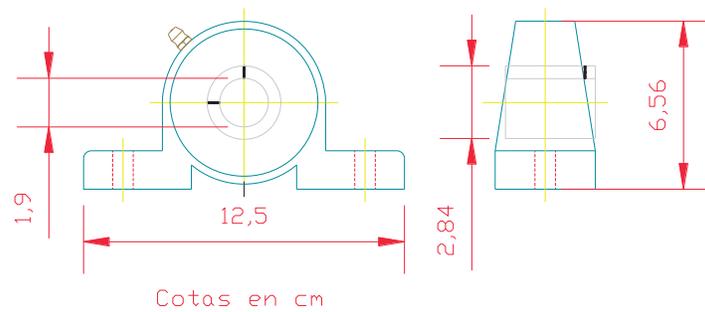


Figura 9 Vista frontal, lateral y perspectiva del sólido de la chumacera.

2.2.5 Probeta

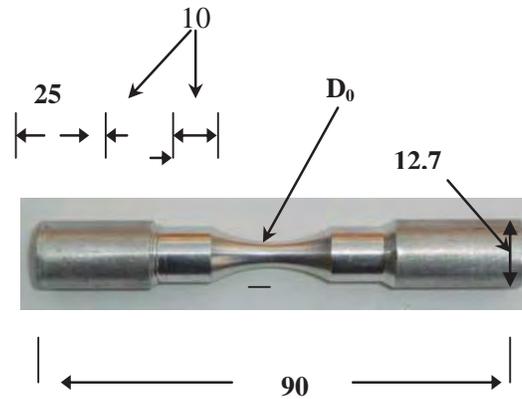


Figura 10 Perfil de la probeta y dimensiones en mm

2.2.6 Dispositivo de carga.



Figura 11 Celda de carga

2.2.7 Tarjeta de adquisición de datos



Figura 12 Vista sólida de la tarjeta electrónica de adquisición de datos.

2.2.8 Sensor inductivo



Figura 13 Vista sólida del sensor inductivo para el paro del sistema.

2.2.9 Sistema de enfriamiento



Figura 14 Compresor

2.2.10 Presentación del prototipo

Figura 15 maquina de ensayos de flexión rotativa

CAPITULO III PARÁMETROS FÍSICOS DE LA PUESTA EN MARCHA

3.1 Motor eléctrico

Estos motores poseen una amplia gama de aplicaciones. Debido a su alto par de arranque, son particularmente adecuados para carga de arranque pesado.

CARACTERISTICAS ESTARDAR

- Trifásico
- 3490 r.p.m.
- 60 Hz.
- 220 V.
- 7.6 A.
- 1/2 H.P.
- Rodamientos de bolas.
- Servicio Continuo.
- Protector Térmico.
- Tensión Nominal: 240 V

APLICACIONES

- Bombas.
- Aire acondicionado.
- Uso rural.
- Transportadores.
- Compresores.

3.2 Eje rotativo (Acero AISI C 1045)

Laminado en caliente y recocido o estirado en frío. Debido a su alto contenido de Carbono tiene mejores propiedades de resistencia que el Acero AISI C-1018 y al mismo tiempo es un acero templable. Por otra parte, no es muy apropiado para someterse a procesos de soldadura, aunque esta puede efectuarse mediante un calentamiento previo y utilizando bajas aleaciones. Este acero se utiliza cuando se requiere una mayor resistencia de la que puede obtenerse aceros de bajo contenido de carbono. Entre sus distintas aplicaciones se encuentran: flechas, partes de máquinas, engranes, etc.

Propiedades mecánicas (estirado en frío)

Resistencia a la tracción.	66.9 Kg/mm ² - 95,000 lbs/plg ²
Límite elástico.	59.8 kg/mm ² - 85,000 lbs/plg ²
Alargamiento en 50.8 mm (2").	15%
Reducción de área.	40%
Dureza Brinell.	187

Estos valores son aproximados.

Análisis químico;

C.	0.45 - 0.50 % P 0.04 % máx.
Mn.	0.60 - 0.90 % S 0.05 % máx.

3.3 Poleas (tipo b) con relación de 2.4

Las propiedades mecánicas o propiedades de resistencia mecánica sirven en la mayoría de los casos como base para la elección de un material metálico, con vistas a un fin de aplicación concreto. Las propiedades mecánicas más importantes del aluminio comprenden desde la resistencia al esfuerzo continuo (cadencia plástica), hasta la aplicación de carga oscilante (fatiga) y de impacto.

Dureza: Los valores de la dureza Brinell se extienden desde HB=15 para aluminio purísimo blando hasta casi HB=110 para Al, Zn, Mg, Cu, de 1,5 endurecido térmicamente, es decir, la aleación 7075.

Resistencia en el ensayo de tracción: generalmente estos valores son el límite elástico con 0,2%, la resistencia última a la tracción, el alargamiento a la rotura. En general, la resistencia aumenta con el aumento de los elementos de aleación.

Resistencia a la compresión y a la flexión: en las aleaciones de aluminio se puede admitir que el valor del límite de deformación a la compresión de 0,2% es igual al valor del límite elástico 0,2% de tracción. La resistencia a la compresión o el límite de aplastamiento 0,2% tienen importancia principalmente en las piezas sometidas a compresión tales como cojinetes de fricción. La resistencia a la flexión en las aleaciones de aluminio se tiene en cuenta para el caso de aquellas obtenidas por fundición, y cuando con un ensayo de tracción no es posible determinar el límite elástico con suficiente exactitud a causa de su pequeño valor.

Propiedades resistentes a temperaturas elevadas: al aumentar la temperatura, disminuyen la resistencia a la tracción, al límite elástico y la dureza en tanto que, en general, aumenta el alargamiento de rotura y la estricción de rotura.

3.4 Chumaceras

Teóricamente, estas no necesitan lubricación ya que las bolas o rodillos ruedan sin deslizamiento dentro de una pista. Sin embargo, como la velocidad de giro del eje no es exactamente constante, las pequeñas aceleraciones producidas por las fluctuaciones de velocidad producen un deslizamiento relativo entre bola y pista. Este deslizamiento genera calor. Para disminuir esta fricción se lubrica el rodamiento creando una película de lubricante entre las bolas y la pista de rodadura.

Las temperaturas de funcionamiento permisibles para los soportes con rodamientos están determinadas principalmente por los rodamientos incorporados, el material de la jaula, el material o materiales de la obturación y la grasa con la que están lubricados. La temperatura de trabajo para rodamientos estándar es de: -20 a $+110$ °C. Al iniciar el funcionamiento a bajas temperaturas o cuando el lubricante sea muy viscoso, se pueden requerir cargas mínimas aún mayores. El peso de los componentes soportados por el rodamiento, junto con las fuerzas externas, generalmente exceden la carga mínima requerida.

3.5 Probeta (Aluminio AISI SAE 6061-T6)

El perfil de la probeta utilizado corresponde a una probeta cilíndrica con una depresión central en forma de reloj de arena, figura 10. Como mencionado anteriormente, no existe en la actualidad una norma internacional para estas probetas sometidas a ensayos de fatiga en flexión rotativa. Para definir las dimensiones geométricas de las mismas se han tomado algunas referencias de laboratorios japoneses que trabajan con estas aleaciones probando su resistencia en fatiga en las condiciones mencionadas.

3.6 Material de prueba

Las tablas 1 y 2 muestran las composiciones químicas y propiedades mecánicas respectivamente para la aleación del Aluminio 6061 T-6. Las propiedades mecánicas de este material han sido mejoradas mediante el tratamiento térmico T-6. Un tratamiento térmico, en sentido amplio de la palabra, se refiere al calentamiento y enfriamiento de los metales en estado sólido, para modificar sus propiedades mecánicas, su estructura metalográfica o eliminar tensiones residuales. Cuando se le aplica a aleaciones de aluminio el término tratamiento térmico se refiere usualmente a las operaciones empleadas para incrementar la resistencia y la dureza de las aleaciones de forja o de moldeo endurecibles por precipitado. La solubilización de las segundas fases, capaces de precipitar durante el envejecimiento no es el único cambio microestructural que tiene lugar en las aleaciones de fundición al ser tratadas térmicamente. La designación del tratamiento térmico del aluminio es T6 se refiere: puesta en solución y envejecimiento artificial que se utiliza generalmente para incrementar el límite elástico y la resistencia a la tracción. Si se desea un producto que tenga buena maquinabilidad hay que incrementar la dureza. El T6 es ideal para elevar la dureza y la resistencia a la tracción.

Los tratamientos T6 típicos de las aleaciones de aluminio:

- Puesta en solución de 520-530 °C durante 2-8 horas
- Enfriamiento en agua a 20-80 °C
- Envejecimiento artificial 150-180 °C durante 2-8 horas

Tabla 1 Composición química de la aleación de aluminio AISI-SAE 6061 – T6

Composición química (%)	
AL	95.8 – 98.6
Cr	0.04 – 0.035
Cu	0.15 – 0.4
Fe	Max 0.7
Mg	0.8 – 1.2
Mn	Max0.15
Si	0.4 – 0.8
Ti	Max 0.15
Zn	Max 0.25

Tabla 2 Propiedades mecánicas de la aleación de aluminio AISI-SAE 6061 – T6

Propiedades mecánicas	
Densidad (Kg/m ³)	2700
Dureza Brinell	95
Esfuerzo de cedencia (MPa)	270
Esfuerzo Ultimo (MPa)	310
Modulo de Elasticidad (GPa)	68.9
Radio de Poisson	0.33
Elongación (%)	17

3.9 Dispositivo de carga al extremo de la probeta

Laminado en caliente o estirado en frío. Es un acero de bajo Carbono teniendo mayor contenido de Manganeso que otros aceros de este tipo, lo que lo hace recomendable para partes carburizadas. Posee muy buenas propiedades mecánicas y de maquinado y es fácilmente soldable por todos los procesos de soldadura.

Es muy utilizado en partes que requieren un formado en frío (Ondulado, doblado, cortes, etc.) y en la fabricación de piezas automotrices de media resistencia o que requieran únicamente un endurecimiento superficial, como engranes y piñones.

Propiedades mecánicas: (Estirado en frío)

Resistencia a la tracción.	45.7 Kg/mm ² - 65,000 lbs/plg ²
Límite elástico.	38.7 kg/mm ² - 55,000 lbs/plg ²
Alargamiento en 50.8 mm (2").	28%
Reducción de área.	55%
Dureza Brinell.	167

Análisis químico:

C 0.15 - 0.20 %	P 0.04 % máx.
Mn 0.60 - 0.90	S 0.05 % máx.

3.8 Sistema electrónico para el conteo de número de ciclos

La tarjeta USB-6008 de Nacional Instruments proporciona la funcionalidad básica para la adquisición de datos como voltaje, corriente, temperatura, frecuencia y otros parámetros usados en infraestructura académica o industrial de control. Esta tarjeta es utilizada con el software LabVIEW. Provee 8 canales de entradas analógicas, 2 canales para salidas analógicas, 12 canales de entrada y salida digitales.

Tarjeta de adquisición de datos

- Resolución de 12 o 14-bit ; hasta 48 kS/s; 12 líneas digitales.
- Salidas análogas.
- Software (LabVIEW).

Contador

- Número de los contadores..... 1.
- Resolución..... 32 bits.
- Frecuencia máxima de entrada..... 5 MHz.
- Voltaje máximo de entrada..... 5.25 V.

Voltaje mínimo de entrada..... 0.8 V.

Corriente Máxima.....500 mA

Corriente Mínima.....80 mA

3.9 Sistema de paro del ensayo al inicio de falla de la probeta

El sensor inductivo tiene un principio de funcionamiento en la tensión generada en la bobina cuando se somete a una variación de un campo magnético. Las líneas de fuerza del imán son desviadas por un material ferromagnético y el campo magnético varía. Esta variación crea una tensión alterna en la bobina.

La pieza ferromagnética debe mantener una separación mínima con el sensor inductivo pero sin que se produzca rozamiento. Esta distancia es conocida como entrehierro y suele ser de algunos milímetros. Cuando la probeta está a punto de fallar, la distancia entre ésta y el sensor inductivo aumenta, provocando el corte de corriente del motor eléctrico y el paro automático del ensayo.

3.10 Celda de carga

Las balanzas electrónicas actualmente operan de una forma determinada gracias a la presencia de un sensor. Dicho sensor, por supuesto, funciona de manera electrónica también y es conocido comúnmente con el nombre de celda de carga o bien célula de carga. Se trata de la base que permite el funcionamiento de la báscula en cuestión, en especial porque envía una señal a un sistema de indicador electrónico de lectura. En definitiva, podemos pensar al sensor como un tipo de resorte, al cual es posible medirle las deformaciones que presenta a través de un operativo de índole electrónica. El principio básico de una celda de carga esta basado en el funcionamiento de cuatro galgas extensiométricas (strain gauge), dispuestos en una configuración especial.

Galga extensiométrico: La galga extensiométrica es básicamente una resistencia eléctrica. El parámetro variable y sujeto a medida es la resistencia de dicha galga. Esta variación de resistencia depende de la deformación que sufre la galga. Se parte de la hipótesis inicial de que el sensor experimenta las mismas deformaciones que la superficie sobre la cual está pegada. El sensor está constituido básicamente por una base muy delgada no conductora, sobre la cual va adherido un hilo metálico muy fino, de forma que la mayor parte de su longitud está distribuida paralelamente a una dirección determinada. La resistencia eléctrica del hilo es directamente proporcional a su longitud, o lo que es lo mismo, su resistencia aumenta cuando éste se alarga. De este modo las deformaciones que se producen en el objeto, en el cual está adherida la galga, provocan una variación de la longitud y, por consiguiente, una variación de la resistencia. Otro principio de funcionamiento de las galgas se basa en la deformación de elementos semiconductores. Esta deformación provoca una variación, tanto en la longitud como en la sección. Este tipo de sensor semiconductor posee un factor de galga más elevado que el constituido por hilo metálico.

Descripción constructiva

Existen dos tipos de galgas básicos: De hilo conductor o lámina conductora El sensor está constituido básicamente por una base muy delgada no conductora y muy flexible, sobre la cual va adherido un hilo metálico muy fino. Las terminaciones del hilo acaban en dos terminales a los cuales se conecta el transductor.

Semiconductor Las galgas semiconductoras son similares a las anteriores. En este tipo de galgas se sustituye el hilo metálico por un material semiconductor. La principal diferencia constructiva de estas galgas respecto a las anteriores se encuentra en el tamaño; las galgas semiconductoras tienen un tamaño más reducido.

3.11 Sistema de enfriamiento

Para producir aire comprimido se utilizan compresores que elevan la presión del aire al valor de trabajo deseado. Los mecanismos y mandos neumáticos se alimentan desde una estación central. Entonces no es necesario calcular ni proyectar la transformación de la energía para cada uno de los consumidores. El aire comprimido viene de la estación compresora y llega a las instalaciones a través de tuberías. Los compresores móviles se utilizan en el ramo de la construcción o en máquinas que se desplazan frecuentemente. En el momento de la planificación es necesario prever un tamaño superior de la red, con el fin de poder alimentar aparatos neumáticos nuevos que se adquieran en el futuro. Por ello, es necesario sobredimensionar la instalación, al objeto de que el compresor no resulte más tarde insuficiente. Es muy importante que el aire sea puro. Si es puro el generador de aire comprimido tendrá una larga duración. También debería tenerse en cuenta la aplicación correcta de los diversos tipos de compresores.

Tipos de compresores

Según las exigencias referentes a la presión de trabajo y al caudal de suministro, se pueden emplear diversos tipos de construcción. Se distinguen dos tipos básicos de compresores:

El primero trabaja según el principio de desplazamiento. La compresión se obtiene por la admisión del aire en un recinto hermético, donde se reduce luego el volumen. Se utiliza en el compresor de émbolo (oscilante o rotativo).

El otro trabaja según el principio de la dinámica de los fluidos. El aire es aspirado por un lado y comprimido como consecuencia de la aceleración de la masa (turbina).

3.12 Convertidor Micromaster 420

La serie Micromaster 420 es una gama de convertidores de frecuencia (variadores) para modificar la velocidad de motores trifásicos como se muestra en la figura 16. La gama de modelos disponible abarca de entrada monofásica 120W a entrada trifásica de 11KW.

Los convertidores están controlados por microprocesadores y utilizan tecnología IGBT (Insulated Gate Bipolar Transistor) de última generación. Esto los hace fiables y versátiles. Un método especial de modulación por ancho de impulsos con frecuencia de pulsación seleccionable permite un funcionamiento silencioso del motor. Extensas funciones de protección ofrecen una protección excelente tanto del convertidor como del motor.

Con sus ajustes por defecto realizado en fábrica el Micromaster 420 es ideal para una gran gama de aplicaciones de control de motores simples. El Micromaster 420 puede utilizarse en aplicaciones de control de motores más avanzados usando sus extensas listas de parámetros, puede utilizarse tanto para aplicaciones aislado como integrado en sistemas de automatización.

Características principales del Micromaster 420:

Fácil de instalar, puesta en marcha sencilla, puede funcionar con alimentación de línea IT, tiempo de respuesta a señales de mando rápido y repetible, amplio número de parámetros que permiten configuraciones para cubrir una gran gama de aplicaciones, simple conexión de los cables, diseño de configuración extremadamente flexible, altas frecuencias de pulsación para funcionamiento silenciosa del motor.



Figura 16 Micromaster 420

3.13 Presentación física del prototipo

La figura 17 muestra el conjunto del prototipo experimental comprendiendo cada uno de los sistemas mencionados. Cabe mencionar que este prototipo experimental se ha sometido a evaluación para generar una patente, como se muestra en las figuras anteriores, donde aparece la solicitud correspondiente, entregada a mediados de 2007.



Figura 17 Prototipo para ensayos de Fatiga en Flexión Rotativa.

CAPITULO IV ENSAYOS EXPERIMENTALES

4.1 Metodología

La metodología comprende varias etapas en el desarrollo del proyecto:

En la primera etapa se contemplan las tareas siguientes: búsqueda de información bibliográfica, investigación técnica sobre los elementos que constituirán el prototipo y la concepción gráfica del prototipo experimental para ensayos en fatiga en flexión rotativa.

La segunda etapa comprende los primeros montajes y pruebas sobre el prototipo experimental, y los primeros resultados y ajustes.

La tercera etapa se empleará en la explotación intensiva de resultados experimentales de aleaciones de Aluminio (Al 6061-T6). Una parte importante de la metodología de este proyecto ha sido los ajustes que se deba llevar a cabo para el funcionamiento del dispositivo experimental. En efecto, en México con frecuencia se adquieren equipos de laboratorios importados a precios muy altos para llevar a cabo labores de investigación y desarrollo tecnológico; proponer el desarrollo del equipo de investigación propios implica un reto científico y económico considerable en nuestro país; no obstante, este es el camino seguido por los países que ha venido impulsando el desarrollo científico y tecnológico en los últimos 40 años como: Corea, Brasil, China, India, etc. Las primeras participaciones a congresos y manifestaciones científicas están contenidas también en esta etapa, así como él o los primeros acuerdos de vinculación con el sector industrial.

La cuarta y última etapa contempla un avance sustancial y la culminación de la tesis de Maestría, la continuidad en la participación a congresos nacionales e internacionales, la publicación en revistas internacionales de trabajos científicos, y el seguimiento a la solicitud de patente del prototipo experimental.

4.2 Diseño de la probeta.

4.2.1 Tornos de control numérico

La máquina herramienta ha jugado un papel fundamental en el desarrollo tecnológico del mundo hasta el punto que no es una exageración decir que la tasa del desarrollo de máquinas herramientas gobierna directamente la tasa del desarrollo industrial.

Así, por ejemplo, si para la mecanización total de un número de piezas fuera necesario realizar las operaciones de fresado, mandrilado y perforado, es lógico que se alcanzaría la mayor eficacia si este grupo de máquinas herramientas estuvieran agrupadas, pero se lograría una mayor eficacia aún si todas estas operaciones se realizaran en una misma máquina. En 1942 surgió lo que se podría llamar el primer control numérico en máquinas y herramientas, debido a una necesidad impuesta por la industria aeronáutica para la realización de hélices de helicópteros de diferentes configuraciones.

Los sistemas de Diseño Asistido por Computadora (CAD, acrónimo de Computer Aided Design) pueden utilizarse para generar modelos con muchas, si no todas, de las características de un determinado producto, tales como el tamaño, contorno y la forma de cada componente, almacenados como dibujos en dos o tres dimensiones.

Los sistemas CAD también permiten simular el funcionamiento de un producto. Hacen posible verificar si un circuito electrónico propuesto funcionará tal y como está previsto, si un puente será capaz de soportar las cargas pronosticadas sin peligros e incluso si una salsa de tomate fluirá adecuadamente desde un envase de nuevo diseño.

El Control Numérico Computarizado (CNC) tuvo su origen a principios de los años cincuenta en el Instituto de Tecnología de Massachusetts (MIT), en donde se automatizó por primera vez una gran fresadora.



Figura 18 Torno de Control Numérico Computarizado (DYNA MYTE 3300).

En una máquina CNC, a diferencia de una máquina convencional o manual, una computadora controla la posición y velocidad de los motores que accionan los ejes de la máquina. Gracias a esto, puede hacer movimientos que no se pueden lograr manualmente como círculos, líneas diagonales y figuras complejas tridimensionales.

Las máquinas CNC son capaces de mover la herramienta al mismo tiempo en los tres ejes para ejecutar trayectorias tridimensionales como las que se requieren para el maquinado de complejos moldes y troqueles como se muestra en la figura 18. Las ventajas, dentro de los parámetros de producción explicados anteriormente son:

- a) Posibilidad de fabricación de piezas imposibles o muy difíciles.
- b) Seguridad.
- c) Precisión.
- d) Aumento de productividad de las máquinas.
- e) Reducción de controles y desechos.

4.2.2 Microdurómetro

Usaremos este instrumento para obtener medidas de la dureza de un material. El ensayo de dureza es juntamente con el de tracción uno de los más empleados en la selección y control de calidad de los metales. La dureza es una condición de la superficie del material y no representa ninguna propiedad fundamental de la materia. Se evalúa convencionalmente midiendo la resistencia a la penetración de una herramienta de determinada geometría.

El procedimiento Vickers emplea un penetrador de diamante en forma de pirámide de base cuadrada. Tal penetrador es aplicado perpendicularmente a la superficie cuya dureza se desea medir, bajo la acción de una carga P . Esta carga es mantenida durante un cierto tiempo, después del cual es retirada y medida la diagonal d de la impresión que quedó sobre la superficie de la muestra (*ver figura*). Con este valor y utilizando tablas apropiadas se puede obtener la dureza Vickers, que es caracterizada por HV y definida como la relación entre la carga aplicada (expresada en Kgf) y el área de la superficie lateral de la impresión.

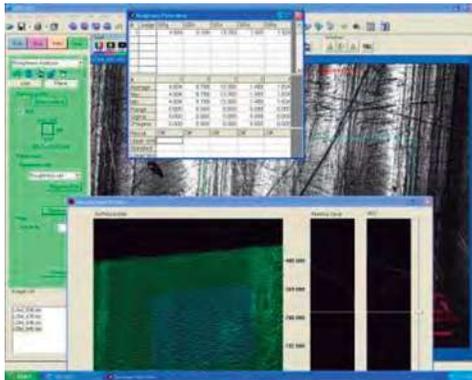
El microdurómetro figura 19 lleva además incorporado un microscopio óptico de tres lentes con diferentes aumentos (x10, x20 y x40 aumentos correspondientemente).



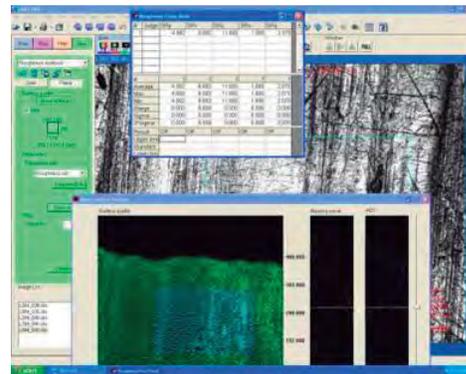
Figura 19 Microdurómetro con monitor integrado. (Mitutoyo)

4.3 Condiciones de pruebas

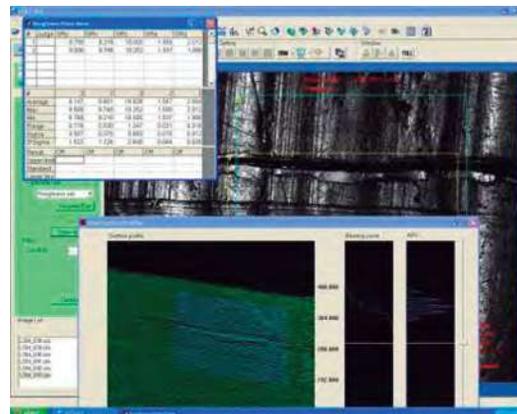
Las pruebas fueron realizadas a temperatura ambiente y sin control sobre la humedad ambiental. El proceso de maquinado de las probetas fue lo mas homogéneo posible tratando de disminuir la variación en la rugosidad de las probetas; no hubo un control estricto sobre este parámetro. La figura 20 presenta la imagen y valores de la rugosidad en la superficie observada por un microscopio láser en 3 puntos de la sección estrecha de la probeta.



a)



b)



c)

Figura 20 Rugosidad en 3 puntos del la probeta: a) Cerca de la fractura, b) punto medio de la sección estrecha y c) punto en la sección estrecha, cercano a la sección de diámetro constante.

Los valores para SRz (máxima altura de rugosidad) fueron de 13.39 μm en a); 11.69 μm en b); y 18 μm en c).

El máximo esfuerzo inducido por la carga aplicada en la zona estrecha de la probeta fue de 86 a 92% del límite elástico de la aleación de Aluminio 6061 T-6, generando una gran disipación de energía durante la prueba. Un sistema de aire-presión (enfriamiento) fue implementado para mantener la temperatura de la probeta debajo de los 75°C, bajo esta condición de temperatura se asume que no hay variación importante en la microestructura de la probeta.

4.4 Simulación de la prueba de fatiga en flexión rotativa con Visual Nastran.

VISUAL NASTRAN

Visual Nastran es una poderosa herramienta para el Ingeniero Mecánico que combina la simulación cinemática con el análisis de esfuerzos bajo un único ambiente de modelación.

Algunos parámetros que se pueden medir son: posición, velocidad lineal y angular y aceleración, tensión, longitud, desplazamiento, fuerza y torque en restricciones, fuerzas de fricción, análisis de vibraciones, esfuerzo, elongación, desplazamiento, etc.

Por medio de Visual Nastran se podrá asegurar los diseños virtuales proporcionen información sobre las condiciones de operación (como fuerzas, presiones, temperaturas, velocidades, etc.) a la cual estarán sometidos, evitando así la costosa etapa de ensayos de prototipos y rediseños, así como observar el movimiento "real" de sus diseños de manera virtual, determinación de fuerzas, torques, fricción, velocidad, aceleración. Se pueden calcular automáticamente las cargas y esfuerzos.

Requerimientos Mínimos Deseados de Hardware para diseñar piezas y ensamblajes con menos de 1.000 elementos:

- Procesador Intel Pentium III, a 1 GHz o más.
- Microsoft Windows XP.
- 512 MB o más de RAM.
- 2 GB de espacio libre en disco para el producto y las bibliotecas de contenido.
- Tarjeta gráfica OpenGL con al menos 64 MB.

4.4.1 Simulación numérica

Para determinar el esfuerzo cercano al límite elástico del material se llevo acabo una serie de simulaciones numéricas en Visual Nastran [5]. En la figura 21 y 22 se presentan algunos resultados de estas simulaciones.

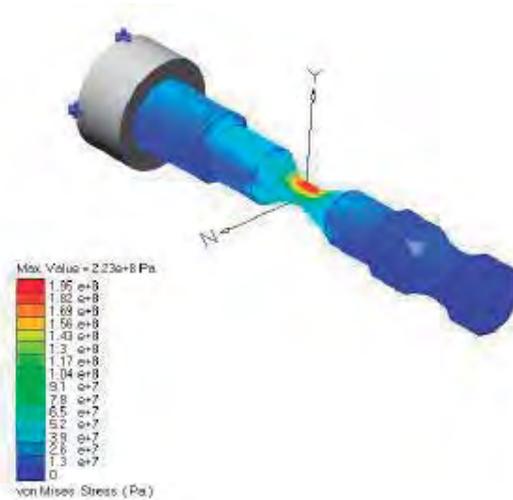


Figura 21 Simulación numérica de la probeta con un $D_o=4\text{mm}$ y una carga de $P=39\text{N}$.

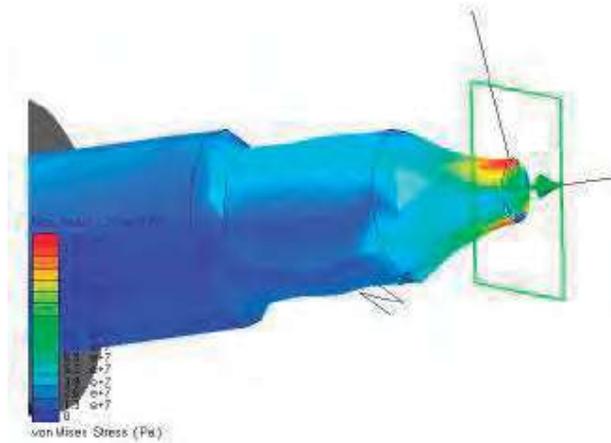


Figura 22 Corte transversal de la sección estrecha de la probeta con un $D_0=4\text{mm}$ y una carga de $P=-39\text{N}$.

Las simulaciones y pruebas se realizaron para 2 valores de diámetro D_0 en la sección estrecha de la probeta; los valores fueron de 4.6 mm y 4 mm. Para el diámetro de 4.6 mm, los resultados de la simulación muestran que para una carga aplicada $P = -53 \text{ N}$, el esfuerzo máximo de Von Mises es alrededor de los 247 MPa; sin embargo usando el diámetro de 4 mm, los resultados de la simulación muestran que para una carga aplicada $P = -39 \text{ N}$, el esfuerzo fue alrededor de los 230 MPa. En ambos casos el esfuerzo fue cercano al límite elástico del material: 270 MPa.

4.5 Resultados experimentales

La tabla 3 presenta los resultados obtenidos enlistando los parámetros: número de probetas diámetro estrecho D_0 , carga aplicada N , esfuerzo máximo σ_{\max} , número de ciclos de vida en fatiga y temperatura en la superficie de fractura al término del ensayo T .

Tabla 3 Resultados experimentales.

Probetas	Diámetro (mm)	Carga (N)	σ_{\max} (MPa)	Numero de ciclos	T_{\max} (°C)
1	4.6	53	247	93750	75
2	4.6	53	247	57750	53
3	4.6	53	247	202500	75
4	4.6	53	247	111750	64
5	4.6	53	247	77400	60
6	4.6	53	247	85800	64
7	4.6	53	247	107200	59
8	4.6	53	247	98500	66
9	4.0	39	230	7800	75
10	4.0	39	230	8850	50
11	4.0	39	230	7350	57
12	4.0	39	230	10200	54
13	4.0	39	230	9350	60
14	4.0	39	230	6800	58
15	4.0	39	230	11420	64
16	4.0	39	230	6900	55

La figura 23 Muestra la imagen de probetas fracturada correspondientes a las muestras 4 y 5 de la tabla anterior.



Figura 23 Probetas fracturadas

La falla de la probeta muestra una superficie típica de fractura causada por la prueba de fatiga en flexión rotativa. Las figuras 24 y 25 presentan las graficas de los resultados experimentales S-N esfuerzo contra número de ciclos para los dos diámetros de la sección estrecha de la probeta.

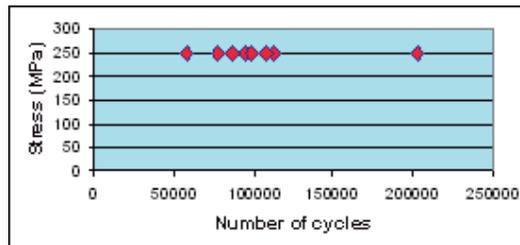


Figura 24 Grafica S-N de las probetas con diámetro de 4.6 mm

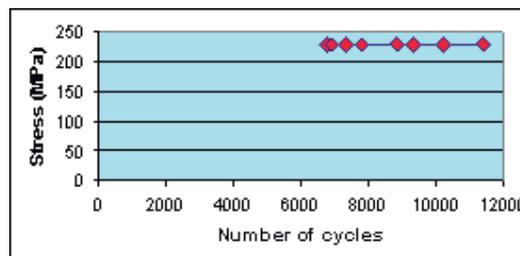


Figura 25 Grafica S-N para las probetas con diámetro de 4.0 mm

La resistencia a la fatiga en flexión rotativa para esta aleación de aluminio es alrededor de 10^5 ciclos como se muestra en la figura 24. En este caso la carga aplicada fue del 91.5% del límite elástico del material. Respecto a la figura 25, la resistencia a la fatiga en flexión rotativa disminuye 10 veces respecto a los resultados previos. En este caso la carga aplicada fue del 85% al límite elástico de la aleación de aluminio; además en este caso la carga aplicada fue del 85% del límite elástico del material. Esta diferencia puede ser asociada con la variación en la zona estrecha de la probeta (D_0): las zonas de micro - plasticidad aumentan cuando D_0 disminuye por grandes discontinuidades del material. Estos resultados son discutidos en la siguiente sección con algunas imágenes de fracturas.

4.6 Discusión

Las figuras 26, 27 y 28 muestran las superficies de fractura de las probetas 1, 2 y 9 enlistadas en la tabla 3.

Las probetas 1 y 2 muestran un típico inicio de fisura en diferentes puntos cercanos a la superficie externa de la probeta. Las zonas cercanas a la superficie exterior son asociadas a importantes zonas de deformación plástica debido a los altos valores de carga aplicada bajo condiciones de flexión rotativa. Las zonas plásticas presentan tendencia convergente al centro de la probeta, donde se observa una zona casi plana. Estas zonas centrales son relacionadas al último crecimiento de fisuras y la región plástica no es distinguida claramente. Un mecanismo combinado de fusión de micro - porosidades y "cleavage" es el origen de la deformación plástica y el crecimiento de fisuras para esta aleación dúctil de aluminio, figura 27.

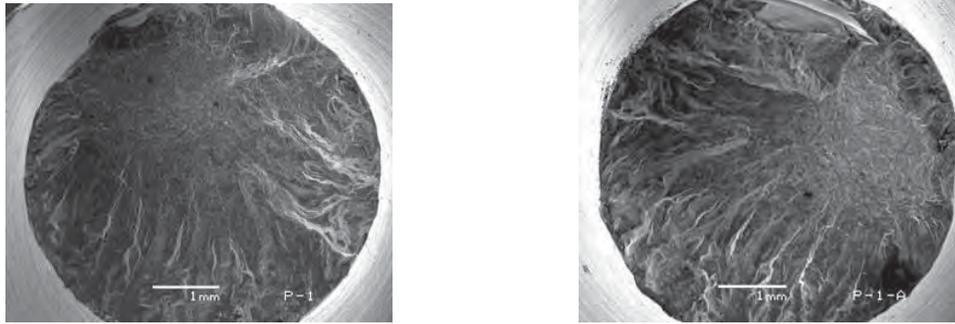


Figura 26 Superficie de Fractura de la probeta No. 1

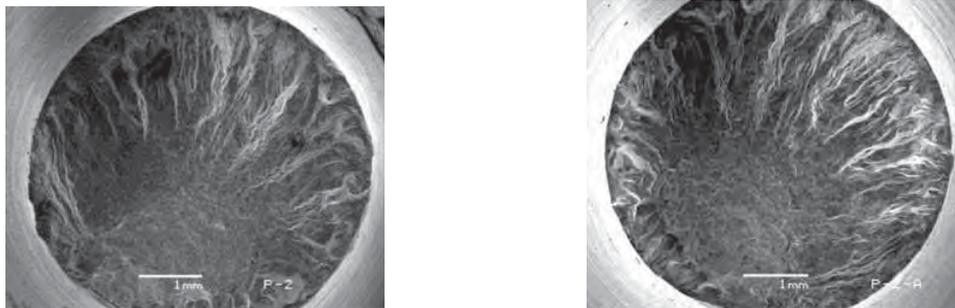


Figura 27 Superficie de Fractura de la probeta No. 2



Figura 28 Superficie de Fractura de la probeta No.9

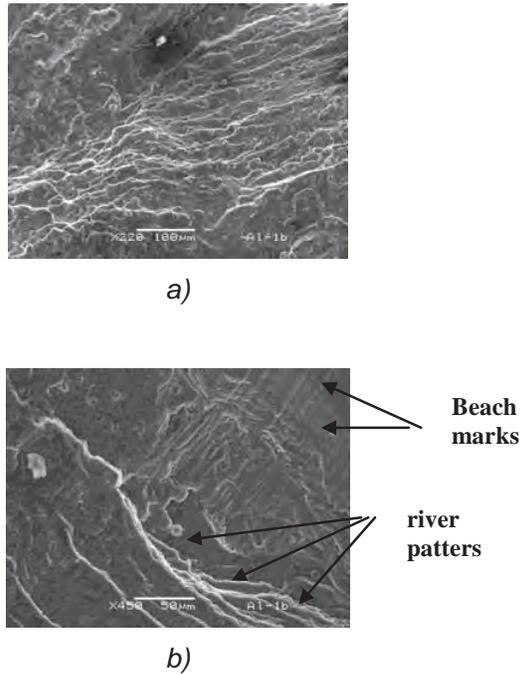


Figura 29 Mecanismos de inicio y crecimiento de fisuras: a) Fusión de micro-porosidades y b) cleavage

Las figuras 26 y 27 muestran las zonas de deformación plástica concéntricas generadas por las pruebas de fatiga en flexión rotativa. Para las probetas con diámetro de 4 mm, como se muestra en la figura 28, las zonas de plásticas no son concéntricas, sino más bien son perpendiculares a una dirección diametral.

Las zonas plásticas son relacionadas a la vida en fatiga de los materiales [6, 7, 8]. Las características de la superficie de fractura de la aleación de aluminio 6061-T6 pueden ser relacionadas al número de ciclos de la vida en fatiga. Un parámetro empírico llamado “Superficie de densidad de la zona plástica en la superficie de fractura, S_D ” es propuesta para formular una expresión para la vida en fatiga de esta aleación de aluminio bajo condiciones de flexión rotativa cercana al límite elástico.

$$N = 1.5 \times 10^5 (S_D)^{0.7} \quad (1)$$

Aquí N es el número de ciclos para la falla y S_D es la fracción de la deformación plástica en la superficie total de la fractura. La expresión 1 muestra la aproximación de la vida en fatiga experimental enlistada en la tabla 3, particularmente para los diámetros en las probetas de 4.6 mm. Para las probetas con diámetros de 4 mm, los mecanismos de fractura no son claros, se observa que son asociados a grandes zonas de plasticidad.

Conclusión

Las pruebas de fatiga en flexión rotativa es un método fácil y no costoso para la investigación de resistencia a la fatiga en materiales. La vida en fatiga de la aleación de Aluminio AISI-SAE 6061 T-6 es de 10^5 ciclos, cuando se le aplica una carga alrededor del 90% del límite elástico de este material. Una expresión empírica es propuesta para calcular la vida en fatiga del aluminio basada en la fracción estimada de la zona plástica en la superficie de fractura. Los resultados experimentales se observan similares con la formulación empírica, sin embargo, futuras investigaciones deben ser necesarias para la comprensión de las zonas de micro-plasticidad asociadas con el inicio y propagación de fisuras, el papel de las marcas de playa y la presencia de discontinuidades (porosidades) y diferentes factores que provocan la concentración de esfuerzos.

BIBLIOGRAFÍA

[1] G. Domínguez Almaraz, M. Guzmán Tapia, "A new high speed (150 HZ) rotating bending fatigue test machine", Fourth International Conference on Very High Cycle Fatigue (VHCF-4), University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, August 19-22 2007, ISBN: 978-0-87339-704-9, pp. 153-160.

[2] L. Witek, "Failure analysis of turbine disc of an aero engine", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 1, January 2006, pp. 9-17.

[3] G. Dominguez Almaraz, J. Soriano Peña, and H. Gutierrez Sanchez, "Rotating bending fatigue simulation of hourglass shape specimen of AISI C1020 steel", Proc. 9th International Fatigue Congress, Atlanta, Georgia, USA, May 2006.

[4] Z. Mazur, R. Garcia-Illescas, J. Aguirre-Romano and N. Perez-Rodriguez, "Steam turbine blade failure analysis", Engineering Failure Analysis, Volume 15, Issues 1-2, January-March 2008, pp. 129-141

[5] L. L.A.L. Franco, N.J. Lourenço, M.L.A. Graça, O.M.M. Silva, P.P. de Campos and C.F.A. von Dollinger, "Fatigue fracture of a nose landing gear in a military transport aircraft", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 3, April 2006, pp. 474-479.

[6] L. Witek, "Failure analysis of turbine disc of an aero engine", Engineering Failure Analysis, Volume 13, Issue 1, January 2006, pp. 9-17.

[8] H-Ch. Lee, Y.-H. Hwang and T.-G. Kim, "Failure of aircraft propeller assembly", Engineering Failure Analysis, Volume 11, Issue 3, June 2004, pp. 305-312.

SECOND EDITION OF METAL FATIGUE IN ENGINEERING

Ralph I. Stephens, Ali Fatemi, Robert R. Stephens, Henry O. Funch.
Technology – 2001

www.acmecnc.com/Mills/mills-dy4800.jpg

www.autodesk.es/

www.puntocad.com/descripcion/visualnastran.htm

www.sick.es/es/productos/sensores/inductivos/es.html

www.autocity.com/documentos-tecnicos/index.html?cat=3&codigoDoc=99

www.tdr.cesca.es/TESIS_UPC/AVAILABLE/TDX-0725105-155028//07Mtbp07de29.pdf