

**Master interuniversitario en integridad estructural y
durabilidad de materiales, componentes y estructuras**

TRABAJO FIN DE MASTER

Titulo de trabajo: Utilización de procedimientos de integridad estructural en el análisis del fallo de un elemento metálico (Alu-ring) perteneciente a la conexión ala-rotor de un aerogenerador.

Entidad colaboradora: EDP

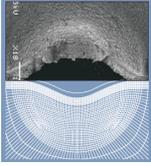
Tutor académico: Dra. Dña. Cristina Rodríguez González

Dra. Dña. Inés Peñuelas Sánchez.

Departamento: Construcción e ingeniería de fabricación.

Universidad de Oviedo

07/2015



**Master interuniversitario en integridad estructural y
durabilidad de materiales, componentes y estructuras**

TRABAJO FIN DE MASTER

Titulo de trabajo: *Utilización de procedimientos de integridad estructural en el análisis del fallo de un elemento metálico (Alu-ring) perteneciente a la conexión ala-rotor de un aerogenerador.*

Firma

Cristina Rodríguez González

Firma

Inés Peñuelas Sánchez.

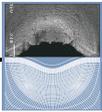
Firma

Ayrton Luis de Frutos Núñez

Universidad de Oviedo

07/2015

1	INTRODUCCIÓN	1
1.1	PROBLEMÁTICA OBJETO DE ESTUDIO	1
1.2	OBJETIVOS	1
1.3	ESTRUCTURA DEL TRABAJO	2
2	ANTECEDENTES	3
2.1	AEROGENERADORES	4
2.1.1	FUERZAS SOBRE UN AEROGENERADOR	5
2.2	FATIGA EN COMPONENTES AGRIETADOS	6
2.3	PROCEDIMIENTOS DE INTEGRIDAD ESTRUCTURAL	8
3	ELEMENTOS ANALIZADOS	12
3.1	ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS	13
3.2	DESPIECE	14
3.3	GEOMETRÍA DEL ALURING	15
3.4	SUPERFICIE DE FRACTURA	16
4	CARACTERIZACIÓN DE LOS MATERIALES	18
4.1	EXTRACCIÓN DE LAS PROBETAS	18
4.2	COMPOSICIÓN QUÍMICA	18
4.3	MICROESTRUCTURA	20
4.4	COMPORTAMIENTO A TRACCIÓN	21
4.5	ENSAYO DE VELOCIDAD DE CRECIMIENTO DE GRIETA POR FATIGA	24
4.6	ENSAYO DE TENACIDAD A LA FRACTURA	26
5	ANÁLISIS DEL FALLO E INTEGRIDAD ESTRUCTURAL	28
5.1.	ANÁLISIS DE FALLO	28
5.1.1	POSICIONAMIENTO DE LA GRIETA RESPECTO A LAS CARGAS DE VIENTO	29
5.1.2	JUSTIFICACIÓN DEL FALLO	30
5.2	ANÁLISIS DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL MEDIANTE EL DIAGRAMA DE FALLO	30
5.2.1	DEFINICIÓN DEL DIAGRAMA DE FALLO Y CONDICIONES DE CARGA	31
5.2.2	APLICACIÓN: ANÁLISIS DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DEL <i>ALURING 2</i>	32
6	PROPUESTA DE PLAN DE CONTROL	35
6.1	SEGUIMIENTO DE LA EVOLUCIÓN DEL DAÑO EN UN ALURING	35
6.2	CLASIFICACIÓN DE CADA ALURING SEGÚN SU ESTADO DE DAÑO.	37
6.3	PROGRAMACIÓN DE LAS FECHAS.	38
7	CONCLUSIONES	39
8	BIBLIOGRAFIA	40
9	PRESUPUESTO	41



1 INTRODUCCIÓN

El presente trabajo se enmarca dentro del master “Integridad estructural y durabilidad de materiales, componentes y estructuras” 2014-2015 correspondiendo el presente documento con la entrega del Proyecto final de Master, el cual pretende establecer un procedimiento que garantice la integridad estructural en la pieza de conexión entre el buje y la pala de un aerogenerador.

1.1 Problemática objeto de estudio

El objeto de estudio es desarrollar una explicación técnica relativa a los riesgos de fallo del anillo de aluminio (a partir de ahora *aluring*) instalado en ciertos aerogeneradores, anillo que sirve de unión entre la pala y el resto del aerogenerador.

La empresa EDP solicita el análisis de la causa del fallo de dos de estos anillos pertenecientes a uno de sus aerogeneradores. Asimismo, la empresa demanda la propuesta de un plan de análisis e inspección de este tipo de piezas que garantice la fiabilidad del aerogenerador aún en presencia de grietas.

Una de las piezas a estudiar presenta una grieta de longitud crítica que desencadenó la rotura final del componente, mientras que la otra parece presentar una grieta incipiente.

Se trata de analizar las causas de fractura, así como proponer un procedimiento de la integridad estructural para este tipo de piezas, que permita hacer un seguimiento controlado del crecimiento de grieta en caso de que éste tenga lugar.

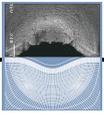
1.2 Objetivos

El objetivo principal de este trabajo fin de máster será establecer un procedimiento que garantice la integridad estructural de los *alurings* con un cierto grado de seguridad. Además, otros objetivos planteados son los siguientes:

- Analizar el tipo de fallo de cada una de las piezas a evaluar, así como los parámetros críticos desencadenantes.
- Iniciar un registro del tipo y tamaño de los defectos hallados hasta el momento en piezas similares de otros aerogeneradores, al objeto de cuantificarlos y poder compararlos.
- Propuesta de Procedimiento de evaluación del grado de seguridad de un componente agrietado.

Para poder conseguir el cumplimiento de estos objetivos principales será necesario realizar las siguientes tareas:

- Caracterización del material tanto desde el punto de vista microestructural como mecánico.
- Selección del procedimiento de integridad más adecuado en función de la geometría analizada.



1.3 Estructura del trabajo

El trabajo presentado se encuentra articulado en 9 capítulos.

Tras este primer capítulo dedicado a establecer la motivación, objetivos y estructura del trabajo, el segundo capítulo recogerá los antecedentes en los que se basa la investigación realizada.

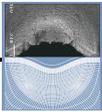
A continuación, en el tercer y cuarto capítulo se analizan y caracterizan los materiales, procedimientos necesarios para valorar el fallo que sufren este tipo de aerogeneradores.

El quinto capítulo describe el análisis de fallo, estudiando la superficie de fractura y su posición respecto a las cargas de viento desarrollando un procedimiento de integridad estructural que permite saber la condición en la que se encuentra el componente analizado.

Seguidamente, en el capítulo seis, se propone un plan de control a fin de fijar unos criterios de inspección que basándose en los resultados del procedimiento de integridad estructural evite nuevas condiciones de fallo.

Para finalizar el trabajo realizado, el capítulo siete se ha destinado a las conclusiones obtenidas tras el desarrollo de los objetivos planteados.

Por último, en los capítulos ocho y nueve, se ha contemplado la bibliografía y el presupuesto respectivamente.



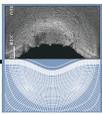
2 ANTECEDENTES

Este trabajo viene precedido del fallo en un aerogenerador que desencadenó el despegue de una de las palas, provocando graves daños materiales. En la figura 2.1 se presentan varias imágenes del aerogenerador en el que se produjo el fallo y de la pala desprendida.

Debido a la complejidad de cargas que actúan sobre este tipo de elementos, la empresa desconocía el motivo exacto por el que se originó dicho fallo. Máxime cuanto la empresa propietaria (EDP), aún disponiendo de datos referentes al aerogenerador (potencia máxima, rendimiento, etc.), desconocía cualquier información técnica acerca de la pieza rota, tales como el tipo de material, valores de las fuerzas que actúan sobre el *aluring* o puntos donde se concentran las mayores tensiones.



Figura 2.1 Aspecto del aerogenerador después del fallo del *aluring*.



En la ejecución de un análisis de fallo se deben tener en cuenta factores tales como la historia previa del elemento a analizar, tipo de material y estructura, acciones que soporta durante su servicio, datos a investigar en el presente trabajo para lo que nos basaremos en los antecedentes recogidos en este capítulo. Asimismo, y dado que se pretende analizar la integridad estructural de este tipo de piezas, al final del capítulo se realiza una breve descripción de los procedimientos de integridad estructural más adecuados para este análisis.

2.1 Aerogeneradores

Desde principios del siglo XX se han usado molinos para generar electricidad en zonas rurales aisladas. En la actualidad los aerogeneradores se agrupan formando centrales eólicas que abastecen la red eléctrica [1].

El funcionamiento de los aerogeneradores es muy sencillo, el viento mueve las hélices que conectadas a un generador transforman la energía mecánica rotacional en energía eléctrica.

Existen diferentes tipos de aerogeneradores, dependiendo del tipo de generador, de su potencia y de la disposición de su eje de rotación.

Las partes principales de un aerogenerador son: el rotor, la caja de engranajes, el generador, la torre y el sistema de control (figura 2.2).

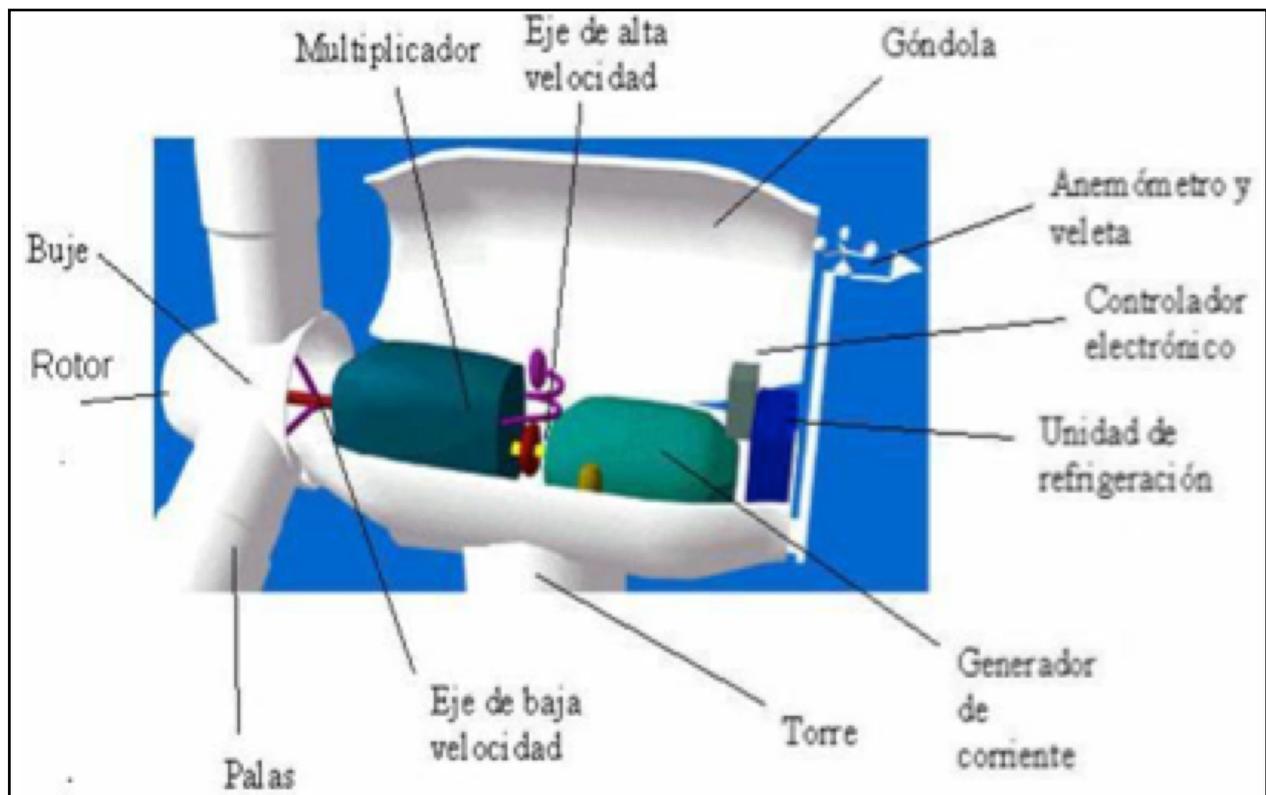
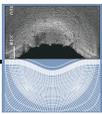


Figura 2.2 Esquema de las partes de un aerogenerador.

La mayoría de los aerogeneradores modernos son de tres palas, de eje horizontal y con mecanismos eléctricos de orientación. El mecanismo de orientación de un aerogenerador es



utilizado para girar el rotor de la turbina al objeto de obtener el máximo rendimiento o bien para protegerlo de elevadas velocidades del viento.

2.1.1 Fuerzas sobre un aerogenerador

El principio por el que se mueven las palas de los aerogeneradores es muy semejante al que hace volar a un avión. Como puede observarse esquemáticamente en la figura 2.3, el viento fluye por la superficie superior e inferior de un perfil inclinado (ala), generando una diferencia de presiones entre ambas caras que da origen a una fuerza resultante (F_r) que actúa sobre el perfil [2].

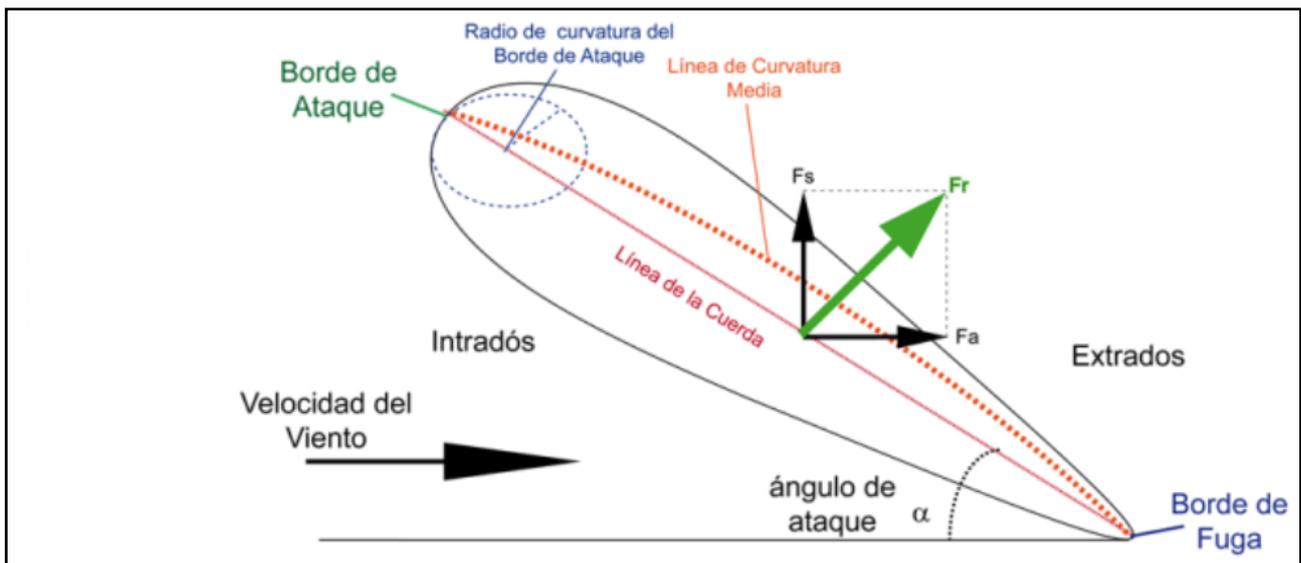


Figura 2.3 Esquema del diagrama de fuerzas que actúan sobre la pala de un aerogenerador.

La fuerza sobre la pala de un aerogenerador es el resultado de la acción de la velocidad relativa del viento y de la velocidad de giro de la propia pala. Se genera una fuerza de sustentación (F_s) normal a la velocidad relativa del viento y una fuerza de arrastre o de resistencia aerodinámica (F_a) paralela a la velocidad del viento. Las expresiones utilizadas para el cálculo de estas dos componentes son:

$$F_s = \frac{1}{2} (C_s A v^2) \quad \text{Ec.1}$$

$$F_a = \frac{1}{2} (C_a A v^2) \quad \text{Ec.2}$$

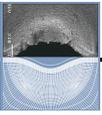
Donde:

A = área de la pala

v = velocidad del viento

C_s = coeficiente de sustentación

C_a = coeficiente de arrastre



Obviamente, el valor de estas cargas, no sólo dependerán de la velocidad del viento, sino que en un instante determinado ($v=cte$) variarán sobre el perfil del ala, y aún manteniéndose constantes en módulo, la dirección de las fuerzas también variará con el giro de las palas. Por lo tanto, los esfuerzos mecánicos que actúan sobre el sistema son cargas cíclicas que se repiten de forma periódica (si el viento se supone con una velocidad aproximadamente constante) a una frecuencia proporcional a la velocidad de giro del rotor.

Como consecuencia de este tipo de cargas variables, se puede desencadenar el inicio y crecimiento de grietas por fatiga que posteriormente deriven en el fallo de los componentes más comprometidos.

El fenómeno de la fatiga es de especial importancia en el diseño estructural de los aerogeneradores ya que el número de ciclos de carga que soportan algunos de sus componentes durante su vida útil (20 a 30 años típicamente) es muy elevado.

2.2 Fatiga en componentes agrietados

Este modo de fallo es uno de los que más relevancia presenta a la hora de diseñar componentes estructurales, pues se produce bajo tensiones nominales inferiores al límite elástico de los materiales. Dado que las consecuencias del fallo estructural pueden resultar muy graves, es de vital importancia prever el fenómeno de fatiga durante la etapa de diseño de componentes estructurales.

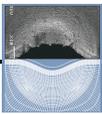
Normalmente, la grieta tiene su origen en pequeños defectos o concentradores de tensión inevitables en este tipo de componentes. Generada la grieta, cada uno de los ciclos produce un avance del frente de grieta hasta que la sección remanente no es capaz de soportar la carga estática y se produce la fractura final. El inicio y la propagación de la grieta dependen fuertemente de las características resistentes del material, de su estructura cristalina y del tratamiento a que se somete durante su proceso de fabricación [3].

El colapso por fatiga, en su inicio, es un fenómeno superficial y su avance depende del nivel de tensión aplicado. Además, dependiendo de que se considere que el elemento está agrietado o no desde su puesta en servicio, el análisis puede contemplarse desde dos puntos de vista:

- Fatiga en componentes fisurados: Se supone que existen grietas desde el comienzo del análisis y la fatiga está controlada por la fase de propagación.
- Fatiga en componentes no fisurados: No existen fisuras iniciales y la fatiga está controlada por la fase de iniciación.

En el caso de componentes fisurados el análisis se basa en la utilización de conceptos de mecánica de la fractura, estimando el tiempo en el que una grieta pasa desde un tamaño (a_0) a un tamaño final o crítico para el que se desencadena la rotura catastrófica del elemento (a_c).

El parámetro que describe la acción de las cargas cíclicas en el extremo de la fisura es el incremento del factor de intensidad de tensiones (ΔK), que proporciona información de la



concentración de tensiones en el extremo de la grieta en función del tamaño de la misma para una geometría (Y) y una amplitud de tensiones ($\Delta\sigma$) dadas:

$$\Delta K = Y \cdot \Delta\sigma \cdot (\pi a)^{1/2} \quad \text{Ec.3}$$

El estudio de la evolución de la grieta conforme los ciclos de carga se suceden (da/dN) en función de ΔK , se conoce como análisis de la velocidad de crecimiento de grietas por fatiga. La figura 2.4 recoge la representación gráfica de uno de estos análisis típico de un material metálico. Presenta 3 regiones bien definidas que corresponden a las etapas de crecimiento de grietas por fatiga. En la región I hay un valor ΔK_{th} por debajo del cual la velocidad de propagación es prácticamente nula; este valor es llamado límite o umbral de fatiga. En la región II, $\log(da/dN)$ es proporcional a $\log(\Delta K)$ y se le ha llamado región de Paris. Finalmente, la región III corresponde a valores de K_I cercanos a la tenacidad a la fractura, donde la grieta crece de una forma acelerada. El fallo se darán cuando $K_I = K_{Ic}$.

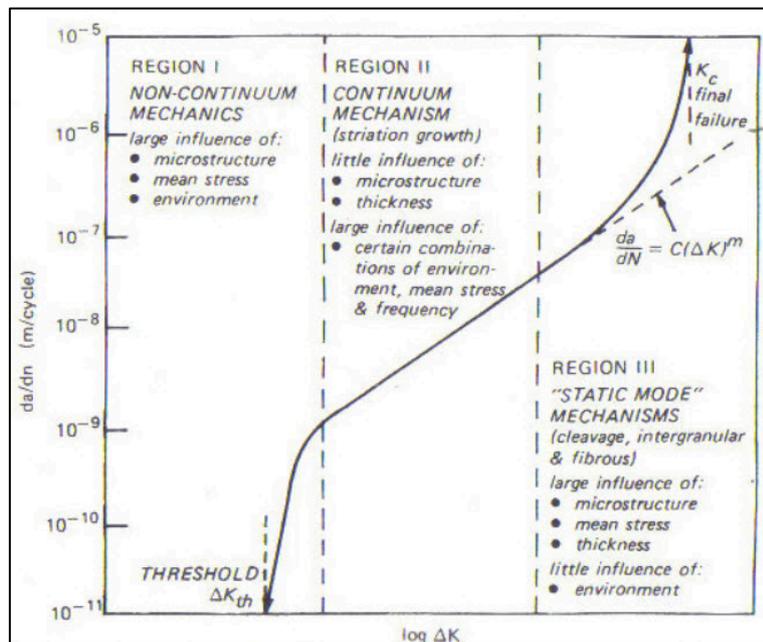


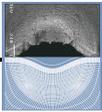
Figura 2.4 Gráfica zona validez ley de Paris.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad \text{Ec.4}$$

Donde:

C y m son constantes del material.

La ecuación 4, conocida como "ley de Paris" permite, mediante integración estimar el tiempo en el que la grieta tardará en alcanzar un tamaño determinado a partir de uno inicial.



2.3 Procedimientos de integridad estructural

Los procedimientos de integridad estructural son una guía (con rango de norma ó no), editada por una empresa, institución, agrupación empresarial o consorcio, con instrucciones directas para evaluar la aptitud para el servicio de componentes estructurales en presencia de defectos. El documento incluye todo lo necesario para poder llevar a cabo la evaluación [4].

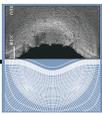
Su objetivo principal es la valoración de forma rápida y fiable del margen hasta el fallo de un componente con defecto. Para ello, el procedimiento se estructura de la siguiente forma:

- Datos esenciales: se recogen una serie de datos necesarios para proceder con la evaluación. Se procura que sean los menores posibles y accesibles, rápidos de obtener y al menor coste. Principalmente consisten en datos correspondientes al material utilizado, la geometría del componente y las cargas a las que se le somete.
- Evaluación: consiste en identificar el modo de fallo y seleccionar la ruta de análisis adecuada a la situación que se esté evaluando.
- Resultado: una vez hechos los cálculos y con ayuda del diagrama, se podrá determinar si es seguro trabajar con el componente y a qué distancia del fallo se encuentra.

La presencia o la aparición de daños en los componentes de ingeniería pueden tener diferentes orígenes y mecanismos de crecimiento dependiendo del área de aplicación, tipo de componente y condiciones de carga, razón por la que existen diversos procedimientos de evaluación en función, normalmente, del área de aplicación del componente. Varios han sido desarrollados específicamente y se utilizan para analizar los componentes de un sector industrial particular (ASME BPVC XI, API 579, BS 7910, FITNET, etc.)

En el caso de la industria de la aerogeneración, de reciente implantación, no existe un procedimiento específico, por lo que se debió de seleccionar el más adecuado entre los disponibles, llegándose a la conclusión de que tanto la BS 7910 como el procedimiento FITNET eran los más adecuados desde diversos puntos de vista, aunque el principal es que son los dos procedimientos que tienen un enfoque más general, frente a otros más centrados en un sector industrial específico.

Cabe destacar que el FITNET, en realidad, abarca soluciones de varios procedimientos y en concreto gran parte coincide con la BS 7910. Ambos procedimientos permiten abordar el análisis desde distintos puntos de vista que invariablemente conducen a la misma solución. Por esta razón y en virtud de su mayor sencillez, por lo general se recurre al uso de los denominados diagramas de aseguramiento frente al fallo (Failure Analysis Diagram: FAD). Esta herramienta consiste en situar la posición de la estructura agrietada que se está analizando, en un diagrama que considera los dos posibles modos de fallo: Fractura o colapso plástico. Para ello se utiliza un sistema de coordenadas que enfrenta el fallo por colapso plástico en el eje de abscisas (L_r) frente al fallo por fractura en el de ordenadas (K_r). En dicho sistema de coordenadas se representa la denominada línea de fallo, o condición límite, que separa el diagrama en una zona segura y una no segura (figura 2.5), de modo que la posición final del componente evaluado dentro del diagrama nos



permitirá analizar su integridad y definir además el factor de seguridad con el que estamos trabajando.

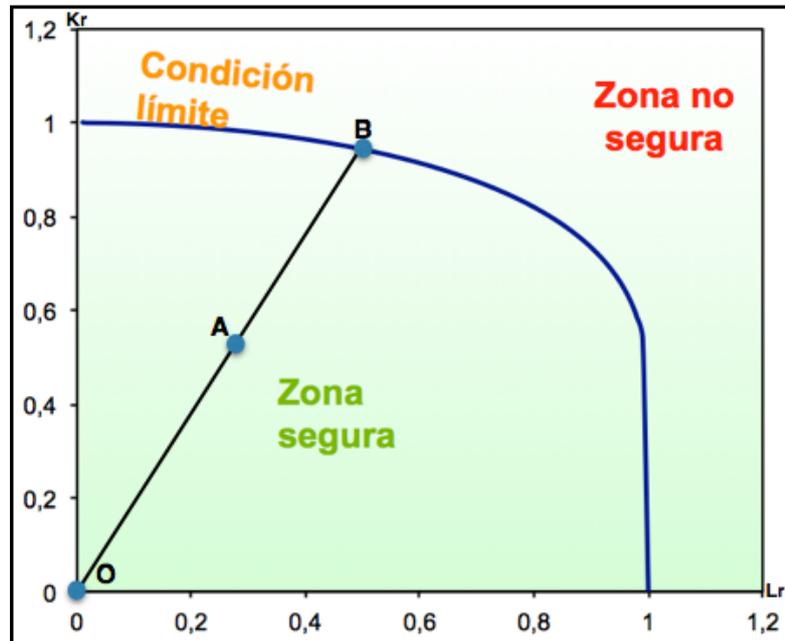


Figura 2.5 Esquema de las distintas zonas en un diagrama de fallo.

$$K_I = (M_m \cdot \sigma_m + M_b \cdot \sigma_b) \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \quad \text{Ec.5}$$

Donde:

K_I = factor intensidad de tensiones

M_m y M_b = coeficientes que dependen de la geometría del componente a analizar

σ_m = tensión de membrana

σ_b = tensión de flexión

$$K_r = \frac{K_I}{K_{mat}} \quad \text{Ec.6}$$

Donde:

K_{mat} = tenacidad a la fractura del material

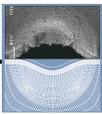
$$L_r = \frac{\sigma_{ref}}{\sigma_y} \quad \text{Ec.7}$$

Donde:

σ_{ref} = tensión de referencia

σ_y = límite elástico del material

$$FS = \frac{OB}{OA} \quad \text{Ec.8}$$



La figura 2.6 recoge el aspecto de uno de estos diagramas, en el que se ha representado las líneas de fallo propuestas por los dos códigos utilizados (FITNET y BS) en el caso de que los datos conocidos del material sean únicamente el módulo elástico (E), el límite elástico (σ_y) y la resistencia mecánica (σ_u). Se puede observar que ambas curvas son muy similares por lo que es indistinto usar una u otra. Las expresiones de ambas líneas de fallo se recogen en las ecuaciones 9 y 10 para FITNET o BS respectivamente.

$$K_r = \begin{cases} (1 + 0,5 L_r^2)^{-1/2} [0,3 + 0,7 e^{(-\mu L_r^6)}], & L_r \leq 1 \\ f(1) L_r^{(N-1)/2N}, & L_r > 1 \\ 0, & L_r > L_{r \max} \end{cases} \quad \text{Ec.9. FITNET}$$

Donde: $\mu = \min [0,001 (E/\sigma_y); 0,6]$
 $N = 0,3 [1 - (\sigma_y/\sigma_u)]$

$$K_r = \begin{cases} (1 - 0,14 L_r^2) \{0,3 + 0,7 e^{(-0,65 L_r^6)}\}, & L_r \leq L_{r \max} \\ 0, & L_r > L_{r \max} \end{cases} \quad \text{Ec.10. BS7910}$$

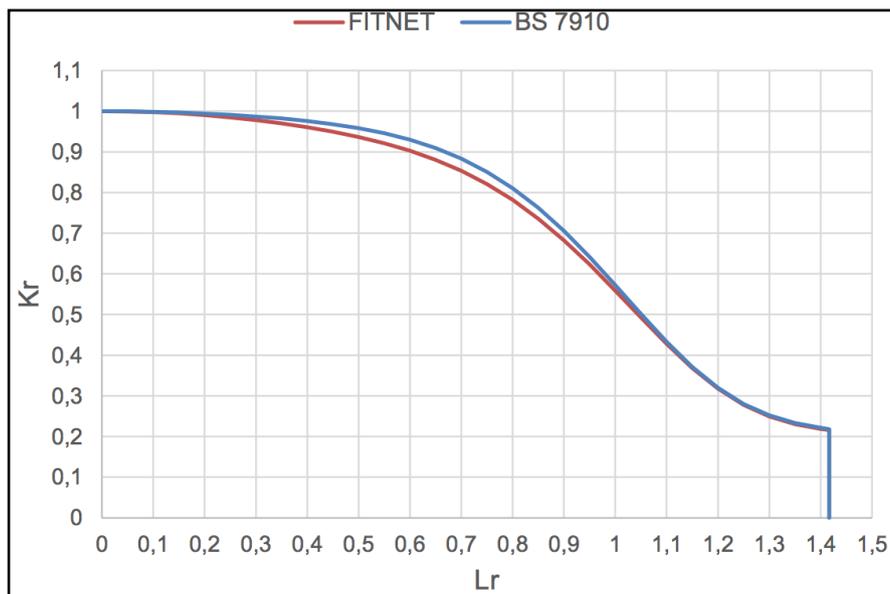
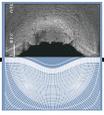


Figura 2.6 Diferencia de curva de fallo entre procedimientos de integridad estructural.

El procedimiento se basa en el principio de que fallo se produce cuando la fuerza aplicada, que actúa para extender una grieta, excede la capacidad del material para resistir la extensión de dicha grieta. Esta propiedad del material se llama resistencia a la fractura del material o resistencia a la fractura. Por ello, se estima que el análisis a fractura de un componente agrietado controlado por los tres parámetros siguientes:

- La resistencia a la fractura del material.
- La geometría del componente y de la grieta.
- Las tensiones aplicadas incluyendo esfuerzos secundarios.

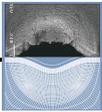


Si, como generalmente es el caso, se conocen dos de estos parámetros, el tercero se puede determinar mediante el uso de las relaciones de Mecánica de la Fractura.

La envolvente de fallo se llama línea de fallo (Failure Assessment Line, FAL) y para las opciones básicas y estándares del procedimiento sólo depende de las propiedades de tracción del material, a través de la ecuación:

$$K_r = f(L_r)$$

Ec. 11



3 ELEMENTOS ANALIZADOS

Se recibe un primer componente, a partir de ahora *aluring 1* con una grieta macroscópica observable a simple vista (Figura 3.1) que consta de varias piezas. El cilindro dañado unido a la brida inferior mediante los tornillos no-pasantes y otra serie de piezas como la “mariposa” (pieza que permite el giro de la pala en función de que esté en funcionamiento o parada) y la chapa de acceso (Figura 3.2.)



Figura 3.1 Detalle de la grieta macroscópica.

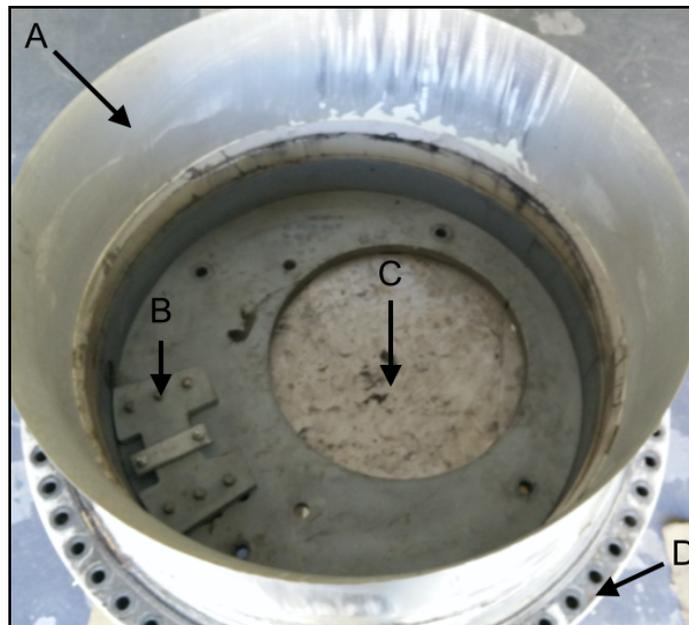
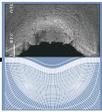


Figura 3.2 Distintas partes que forman el elemento. El aluring (A), la mariposa (B), el orificio de entrada para mantenimiento del personal (C) y la brida de sujeción de acero (D) con un total de 60 tornillos no pasantes.

Posteriormente, se recibe una segunda pieza, a partir de ahora *aluring 2*, con una grieta detectada por ultrasonidos pero no apreciable a simple vista. El propósito del análisis de esta pieza es confirmar la posición y la dirección de crecimiento de la grieta en el *aluring*.



3.1 Ensayos no destructivos

Para determinar el estado del *aluring 1* en la zona visualmente no afectada, se realizaron una serie de ensayos no destructivos (Figura 3.3).

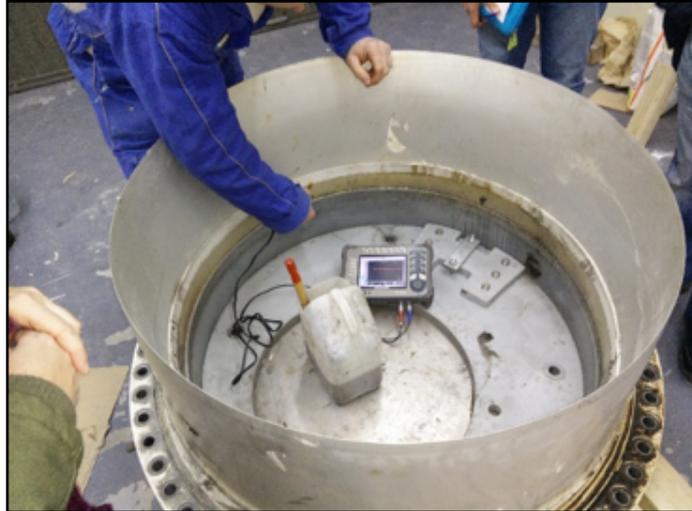


Figura 3.3 Inspección mediante ultrasonidos.

En primer lugar se somete a la técnica de ultrasonidos, utilizando:

- Palpador recto: El resultado no es concluyente.
- Palpador a 70°: Se aprecia un posible indicio de grieta.
- Palpador a 45°: Se aprecian grietas de aproximadamente 10 mm. que representan los taladros y no defectos, pues se repite el mismo patrón constantemente.

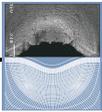
Tras analizar los resultados, no se detecta ningún indicio de que pueda estar internamente dañado.

Se realiza una segunda inspección mediante la técnica de radiografía en todo el semicírculo enfrente a la grieta (Figura 3.4), utilizando:

- Fuente de iridio.
- Películas D4Pd.



Figura 3.4 Detalle de película radiográfica.



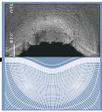
3.2 Despiece

Se desmonta el componente dejando la parte estructural que interesa analizar (*aluring 1*) y poder trabajar con ella más cómodamente.

Se extraen los pernos y se quitan la brida, arandelas, y cuñas. En la figura 3.5 se observa la pieza objeto de estudio, separada ya de los distintos elementos.



Figura 3.5 Secuencia despiece *aluring*.



3.3 Geometría del aluring

El *aluring* tiene una geometría cilíndrica con dos partes que se diferencian visualmente.

En la Figura 3.6 se observa una parte inferior masiva, a partir de ahora *Base* de unos 60 mm. de alto x 40 mm. de espesor, donde se localizan los taladros. Los taladros tienen unas dimensiones de 18 mm. x 51 mm. de profundidad.

La parte superior, a partir de ahora *Ala* tiene una altura de 360 mm. y un espesor que varía disminuyendo conforme se aleja de la zona masiva.



Figura 3.6 Partes del *aluring*.

En la Figura 3.7 se observa la posición de los taladros que se utilizará a partir de ahora como criterio para localizar las posibles grietas. Dispone de un total de 60 agujeros, uno de ellos sin rosca, el cual será el orificio 0 de referencia.

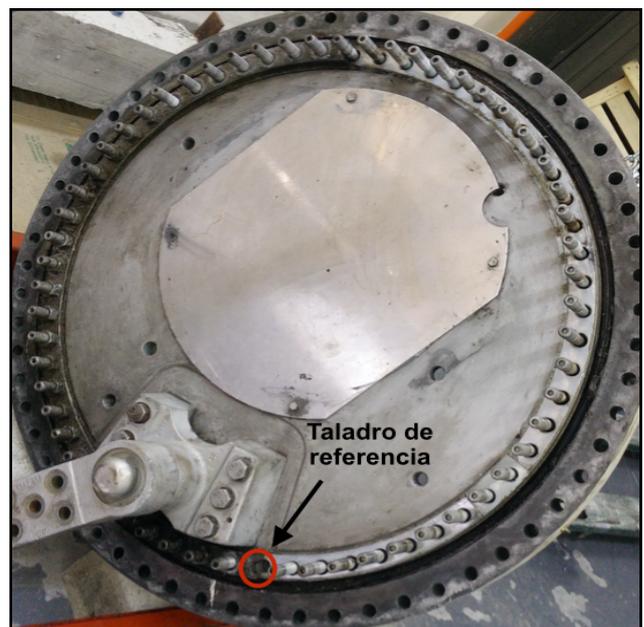
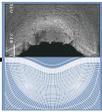


Figura 3.7. Localización taladro de referencia.



3.4 Superficie de fractura

Una vez separado el *aluring 1* del resto de elementos, se procedió a trocearlo a fin de dejar totalmente accesible y evaluable la superficie de fractura.

En la Figura 3.8 se observa el taladro donde se origino la grieta y el posterior crecimiento de la misma por fatiga.

Se aprecian las marcas características de crecimiento por fatiga conocidas como estrías o líneas de playa. Dichas marcas son, a menudo, la evidencia más clara de una rotura causada por fatiga.

Se midió una longitud de grieta aproximada de 750 mm. hasta la zona de desgarro.



Figura 3.8 Detalle superficie de fractura.

La fractura final está asociada a la presencia de un estado tensional en su entorno (proveniente de la sollicitación externa) y a la concentración de tensiones que se origina en el extremo de los taladros debido a su geometría.

En la sección final de rotura desaparecen las líneas de crecimiento, desarrollándose un micromecanismo de desgarro dúctil (Figura 3.9).

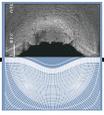
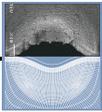


Figura 3.9 Detalle desgarro final.



4 CARACTERIZACIÓN DE LOS MATERIALES

4.1 Extracción de las probetas

Al objeto de caracterizar el material con el que se ha fabricado el *aluring*, se procede a extraer una serie de probetas situadas en dos zonas distintas (zona del *ala* y zona de *base*) y en diferentes orientaciones (ver figura 4.1). A continuación se resume la situación y orientación en las que fueron obtenidas dichas probetas en función del ensayo al que iban a ser destinadas:

- Metalografía y dureza: zona de *ala* y de *base* (todas las orientaciones)
- Ensayos de tracción: zona del *ala* en dirección longitudinal (*ala_long*), en la *base* en dirección circunferencial (*base_tang*) y dirección longitudinal (*base_long*).
- Tenacidad a la fractura y velocidad de crecimiento de grieta por fatiga: zona de la *base* (dirección longitudinal: grieta creciendo en dirección tangencial).

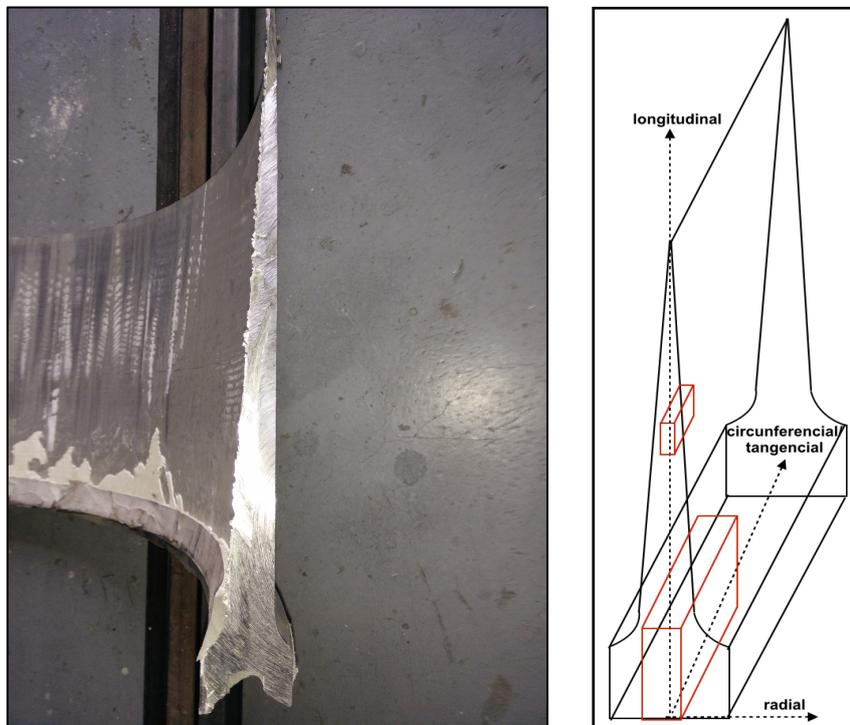
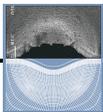


Figura 4.1 Zonas de extracción probetas de caracterización.

4.2 Composición química

De la zona del *aluring* donde se produjo la grieta (Base), se extrajo una muestra que fue entregada al ITMA para realizar un análisis de la composición química del material mediante espectrometría atómica de emisión (emisión de fotones, dentro del rango visible del espectro electromagnético, por parte de los diferentes elementos que componen una muestra al ser excitada por medio de una chispa o un arco eléctrico).

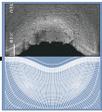
Se trata de una aleación de aluminio con la siguiente composición química: Al-4.6% Mg-0.57% Mn-0.12%Cr.



Esta composición es similar a la correspondiente a una aleación de la serie 5000, posiblemente la 5083 (4-4.9%Al, 0.4-1 % Mn, 0.05-0.25%Cr). Este tipo de aleación no es tratable térmicamente, sólo se puede endurecer por deformación plástica a temperatura ambiente con un tratamiento posterior para disminuir la acritud o estabilizarla. En estado de recocido tiene un límite elástico de 115 MPa, una resistencia a tracción de 260 MPa y un alargamiento de 22%. Su módulo elástico es de 70.3 GPa. La tenacidad es de unos 45 MPa.m^{1/2} y un límite de fatiga (R=-1) y 5*10⁸ ciclos está por debajo de 150 MPa. La tabla siguiente muestra las propiedades principales de las aleaciones 5083 más utilizadas [5].

Tabla I. Propiedades de la aleación 5083.

Aluminio Magnesio - EN AW - 5083 / AlMg4.5Mn0.7 Composición química (peso%)							
Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti
max	max	max	0.40	4.0	0.05	max	max
0.4	0.4	0.10	1.00	4.9	0.25	0.25	0.15
Propiedades Físicas (valores nominales)							
Densidad		2.66 g/cm ³					
Módulo elástico		71000 Mpa					
Coeficiente de dilatación térmica		(20 - 100°C)		23.8 1/10 ⁶ K			
Conductividad térmica		105 - 120 W/mK					
Intervalo de fusión		580 - 680°C					
Radios de plegado							
Estado/Espesor	0.4 < e < 0.8mm		0.8 < e < 6mm		6 < e < 10mm		
0/H11 H116	0.5 -		1 a 1.5 2 a 3		2 -		
Resistencia mecánica							
Espesor			Rm (MPa)	Rp 0.2 (MPa)	A50 (%)	Dureza (HB)	
Estado 0/H11 0.2 - 300mm			245 a 350	min. 90	11 - 16	75 - 69	
Estado H22/32 0.5 - 40mm			305 a 380	min. 215	5- 10	89	
Estado H24/34 0.5 - 25mm			340 a 400	max. 250	4 - 8	99	
Estado H26/36 0.5 - 4mm			360 a 420	min. 280	2 - 3	106	
Estado H116 0.5 - 4mm			285 a 305	min.200	8 - 12	89	
<p>La letra H seguida por uno, dos o tres dígitos designa el grado de trabajo en frío. Indica el estado de acritud y se aplica a materiales a los que se ha realizado un endurecimiento por deformación:</p> <ul style="list-style-type: none"> • H1: Endurecido por deformación hasta obtener el nivel deseado y sin tratamiento posterior. • H2: Endurecido en exceso por deformación y recocido parcial para recuperar suavidad y sin perder ductilidad. • H3: Acritud y estabilizado. • H4: Acritud y lacado o pintado. Son aleaciones endurecidas en frío y que pueden sufrir un cierto recocido en el tratamiento de curado de la capa de pintura o lacada. 							



4.3 Microestructura

Conocido el tipo de aleación, se preparó metalográficamente probetas extraídas tanto de la zona del *ala* (figura 4.2.a) como de la *base* (figura 4.2.b) que fueron atacadas con una disolución de HF al 2% (2% HF+98% H₂O)

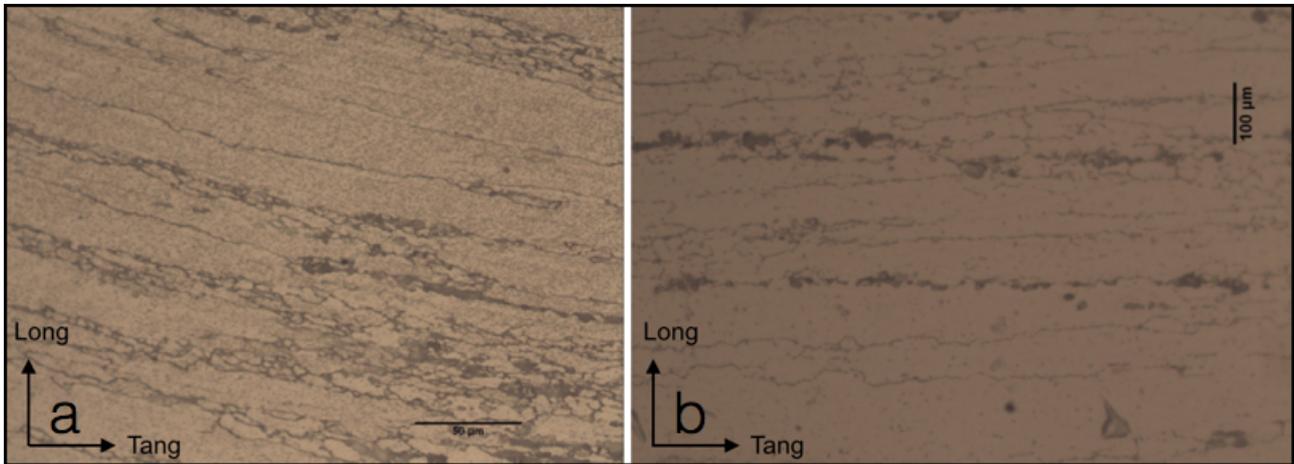


Figura 4.2 Detalle microestructura.

En ambas zonas se observa una microestructura fuertemente deformada en sentido circunferencial o tangencial. Destaca la convivencia de granos de tamaño muy diferente, indicio de fabricación mediante algún proceso de forja a una temperatura próxima a la de recristalización (415°C en este tipo de aleación), de modo que unos granos habrían recristalizado (los más pequeños) y otros no. Se aprecian, además, distintos tipos de precipitados característicos de este tipo de aleación. Al tratarse de una aleación de la clase 5000 (aluminio-magnesio) aparecen precipitados aluminio-magnesio Mg₂Al₃ (Figura 4.3.a). Dado que la aleación también contiene cromo (0.12%) y Manganeso, parte de esos precipitados contendrán estos tipos de elementos (Figura 4.3.b y 4.3.c)

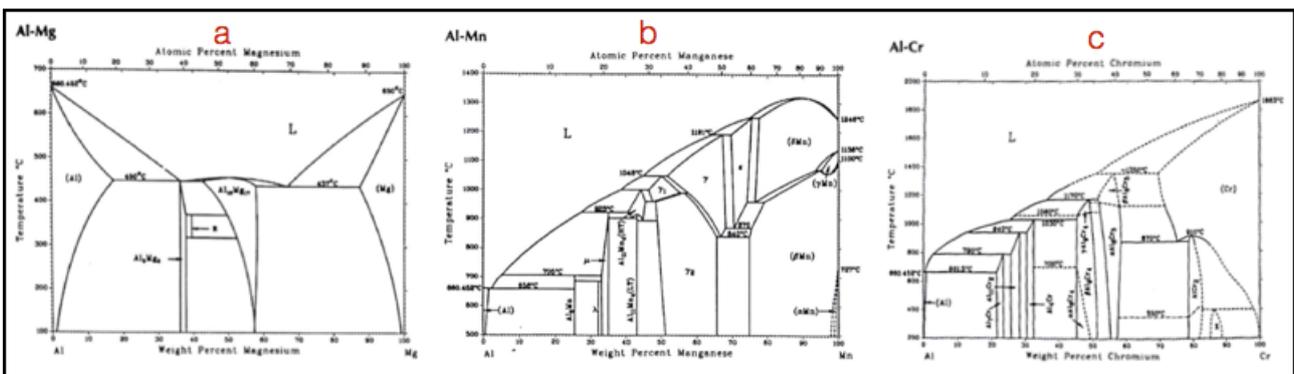
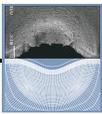


Figura 4.3 Diagramas de fase: a) Al-Mag, b) Al-Mn y c) Al-Cr

Por su parte, la deformación del grano en dirección tangencial y la inexistencia de ningún tipo de junta en la pieza, indica la utilización de un proceso de forja en anillo para la fabricación de este componente (Figura 4.4). Este es un proceso de deformación, que lamina las paredes gruesas de



un anillo para obtener anillos de paredes más delgadas y de mayor diámetro. Conforme el anillo de paredes gruesas se comprime, el material se alarga, ocasionando que el diámetro del anillo se agrande. El laminado de anillos se aplica usualmente en procesos de trabajo en caliente para anillos grandes y en procesos de trabajo en frío para anillos pequeños. Para las dimensiones de una pieza como el aluring debería haberse calentado la pieza [6] .

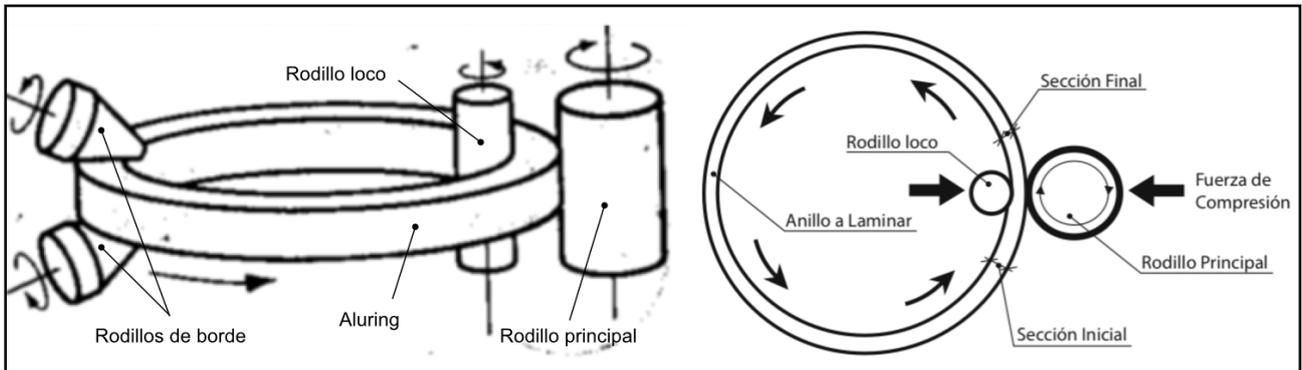


Figura 4.4 Esquema forja en anillo.

La Figura 4.5 es una composición 3D de la microestructura en las dos zonas del *Aluring* analizadas.

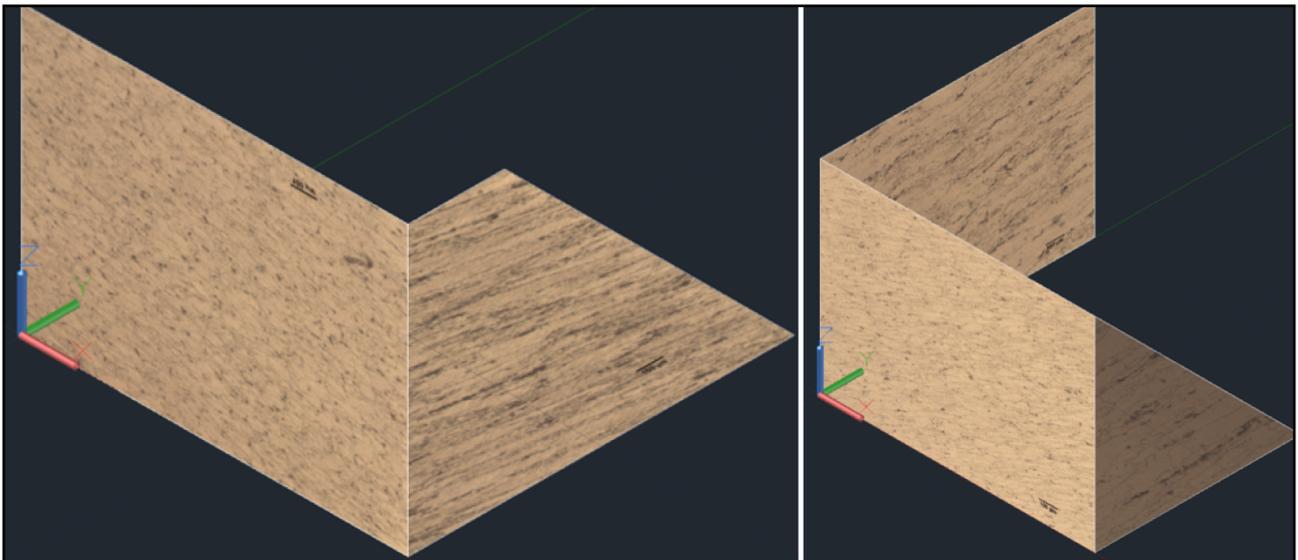
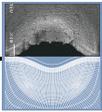


Figura 4.5 Composición 3D de las microestructuras.

4.4 Comportamiento a tracción

Se realizaron ensayos de tracción para determinar algunas propiedades mecánicas de los materiales. El ensayo consiste en deformar una probeta normalizada hasta la rotura, con una carga de tracción que aumenta gradualmente y que es aplicada uniaxialmente a lo largo del eje de la probeta. Las curvas resultantes se representan en función de la tensión y deformación a las que está sometido el material a lo largo del ensayo.



Se obtuvieron las propiedades mecánicas de la zona *Base* y del *Ala* del cilindro. La Figura 4.6 muestra las probetas de acuerdo con la norma UNE-EN ISO 6892-1-2010.

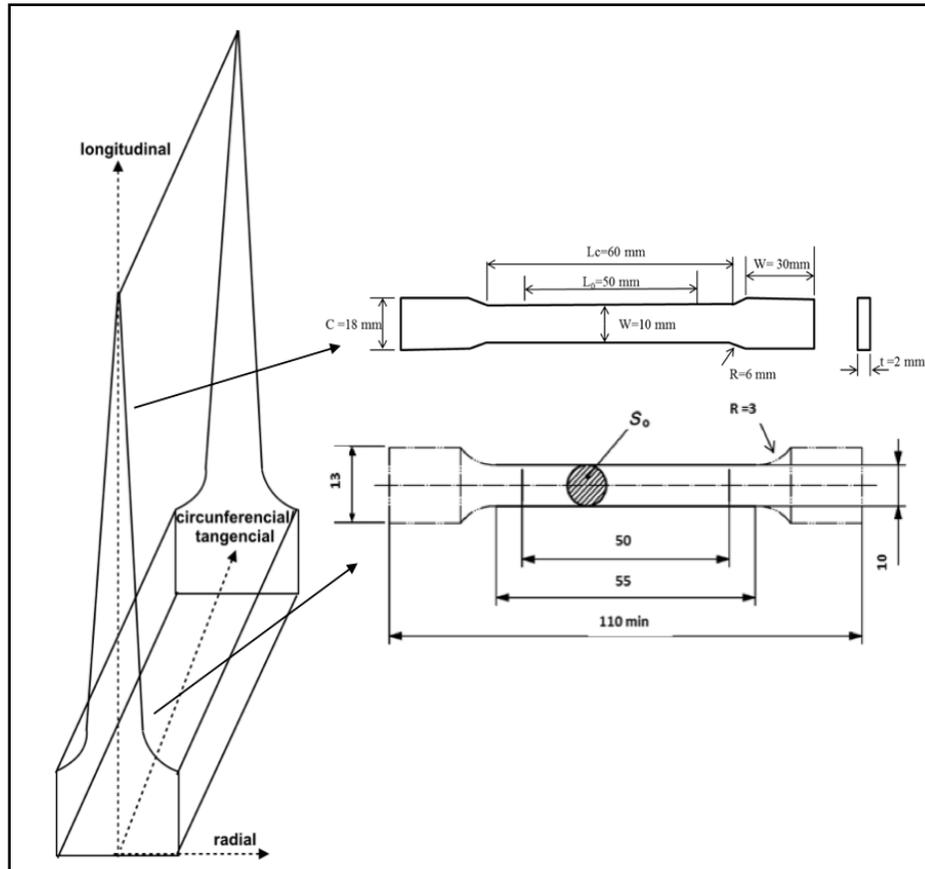


Figura 4.6 Zona de extracción probetas de tracción.

Los ensayos se realizaron a temperatura ambiente en una máquina servohidráulica *MTS810* de 100kN de capacidad de carga con un extensómetro axial MTS de 20mm de longitud inicial. Las probetas cilíndricas se ensayaron a una velocidad de ensayo de 2 mm/min y las planas, de menor sección, a una velocidad de 1-2 mm/min.

La Figura 4.7 recoge las curvas tensión-deformación ingenieril de ambos tipos de probeta. Se observa que las probetas obtenidas de la zona más gruesa del *aluring* en dirección tangencial (*Alu_tang*) se muestran más resistentes y un poco menos dúctiles que las extraídas en dirección longitudinal. Además, las probetas extraídas en dirección longitudinal muestran aproximadamente el mismo comportamiento mecánico sea cual sea la zona de extracción, aunque las obtenidas de la zona más delgada rompen a menores valores de deformación (puede ser tanto efecto de la geometría de la probeta como que esa zona ya se encontrase ligeramente más endurecida).

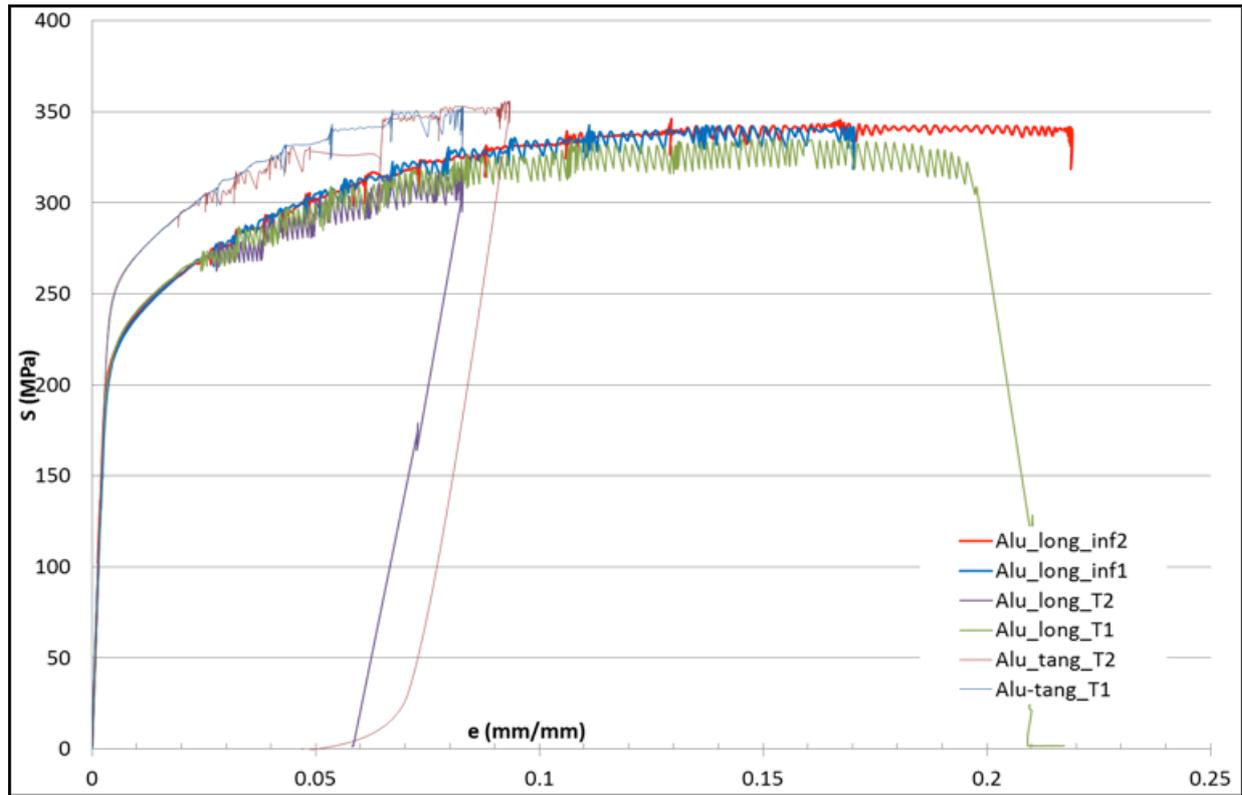
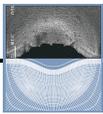


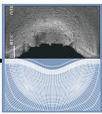
Figura 4.7 Comparación de las curvas de tracción.

A partir de esta curva se determinaron el límite elástico (σ_y), la resistencia a la tracción (σ_u), alargamiento a la rotura (% A). Los valores obtenidos se resumen en la tabla II:

Tabla II. Resultado ensayos de tracción.

Zona	E (MPa)	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	A%
Base_tang_t1	70355	253	353	8
Base_tang_t1	71567	255	356	10
Media	70961	254	354,5	9*
Zona	E (MPa)	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	A%
Base_long_t1	70156	220	343	20
Base_long_t2	72040	222	346	20,5
Media	71000	221	344	20
Zona	E (MPa)	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	A%
Ala_long_t1	70890	221	335	14
Ala_long_t2	70116	219	319	12
Media	70503	220	327	13*

* rotura fuera de la zona marcada entre puntos



Dados los resultados obtenidos, se toman como propiedades mecánicas a utilizar las correspondientes a la zona de la *base* del *aluring* (donde se produce además la rotura del mismo) sobre probetas obtenidas en dirección longitudinal (Base_long).

Estos resultados se asemejan a una aleación de aluminio-magnesio endurecida por deformación en frío 5085 H32 (el 2 sería un endurecimiento de grado 2 en una escala de 1 al 8, y el 3 que ha sufrido un tratamiento térmico de estabilización).

No obstante y dado lo que se comentó anteriormente, no se trataría de esa aleación ya que todo parece indicar que se deformó a una cierta temperatura próxima a la de recristalización para poder ser forjada por anillo.

Además, dado que la aleación se encuentra endurecida y que este tipo de aleación solo endurece por deformación en frío, el calentamiento de la pieza tuvo que estar por debajo de la temperatura de recristalización de la misma. Esto explicaría el hecho de que en la microestructura se observen granos de tamaños muy diferentes: Los granos grandes no habrían recristalizado mientras que los que muestran un tamaño más pequeño sí lo habrían hecho.

4.5 Ensayo de velocidad de crecimiento de grieta por fatiga

Los ensayos se realizaron siguiendo el método que especifica la norma ASTM-647. Las probetas que se utilizaron para los ensayos de propagación son del tipo flexión a tres puntos siguiendo la norma ASTM E399. La Figura 4.8 muestra la zona y posición de extracción de las probetas.

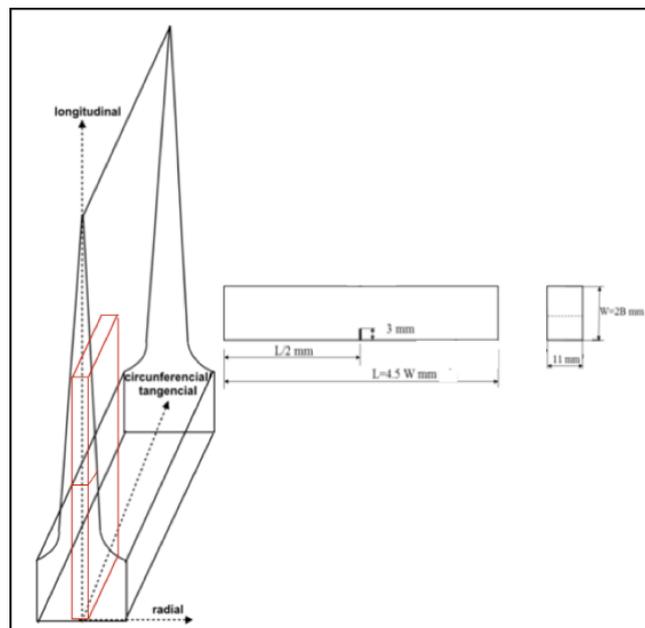
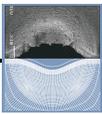


Figura 4.8 Zona de extracción probetas de velocidad de crecimiento de grieta por fatiga.

Los ensayos se realizaron en una máquina de 100kN de capacidad de carga, al aire y con una relación de cargas $R=0.1$. La metodología de ensayo utilizada fue K descendente. En la tabla III se muestran las dos probetas utilizadas para calcular la ley de París en la zona de crecimiento



estable y una tercera probeta que se utilizó para determinar el valor de ΔK_{th} . En la Figura 4.9 se observa

Tabla III. Resultado ensayos de velocidad de crecimiento por fatiga.

Nº Probeta	C	m	ΔK_{th}
1	1,95E-07	2,72	-
2	1,14E-07	2,85	-
3	-	-	5,5 (ajuste Gumbel)
Media	1,5E-07	2,78	5,5 (ajuste Gumbel)

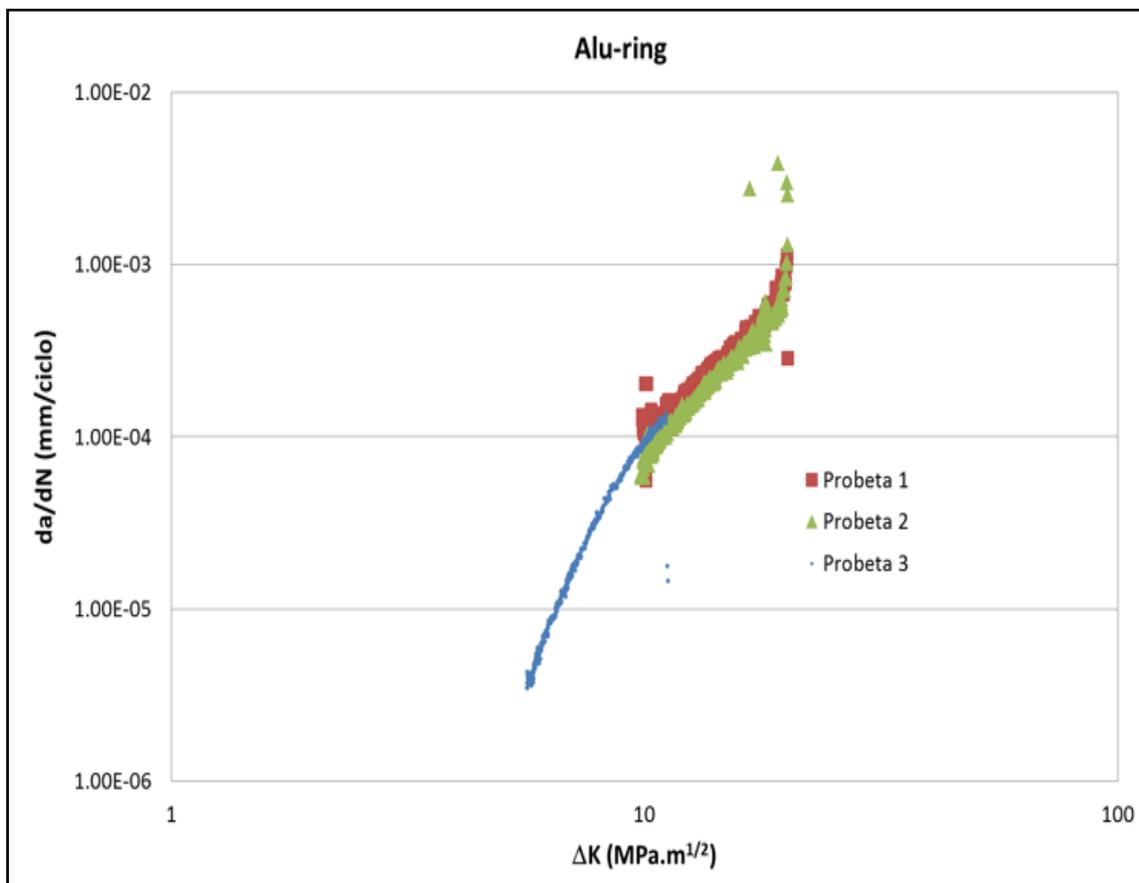
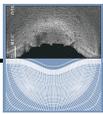


Figura 4.9. Curvas de velocidad de crecimiento de grieta para las probetas ensayadas.



4.6 Ensayo de tenacidad a la fractura

Para la determinación de la tenacidad a la fractura del material, se aprovecharon las probetas agrietadas para la determinación de la velocidad de crecimiento de grietas por fatiga (Figura 4.10), que fueron ensayadas con el método DK descendente para que en los últimos mm de crecimiento, la grieta cumpliera los requisitos para el cálculo de la tenacidad.

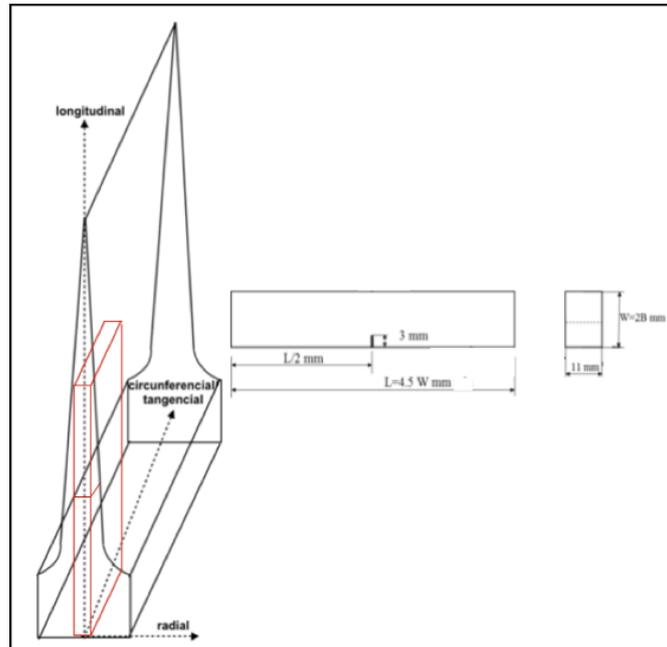


Figura 4.10 Zona de extracción probetas de tenacidad a la fractura.

Las dimensiones generales de las probetas ensayadas se recogen en la tabla IV.

Tabla IV. Resultado ensayos de tenacidad a la fractura.

Nº Probeta	B (mm)	W (mm)	S (mm)	a (mm)	a/W	PQ (Kn)	Pmax (Kn)	Pmax/PQ	KQ (MPam ^{1/2})
1	11	22	88	15,52	0,776	1592	1886	1,185	29
2	11	22	88	15,52	0,776	1592	1886	1,185	29
3	11	22	88	9,82	0,451	4775,41	5983,13	1,25	25

Como puede observarse, sólo la probeta 3 cumple los requisitos en cuanto a longitud de grieta inicial ($0.45 < a/W < 0.55$), aunque finalmente tampoco cumple el requisito $P_{max}/PQ < 1.1$, por lo que ninguno de los resultados podría considerarse la tenacidad a la fractura del material. No obstante, consideraremos como valor de $K_{mat} = 25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ por ser el valor más pequeño.

La Figura 4.11 muestra la curva carga-COD correspondiente al ensayo de tenacidad de la probeta 3.

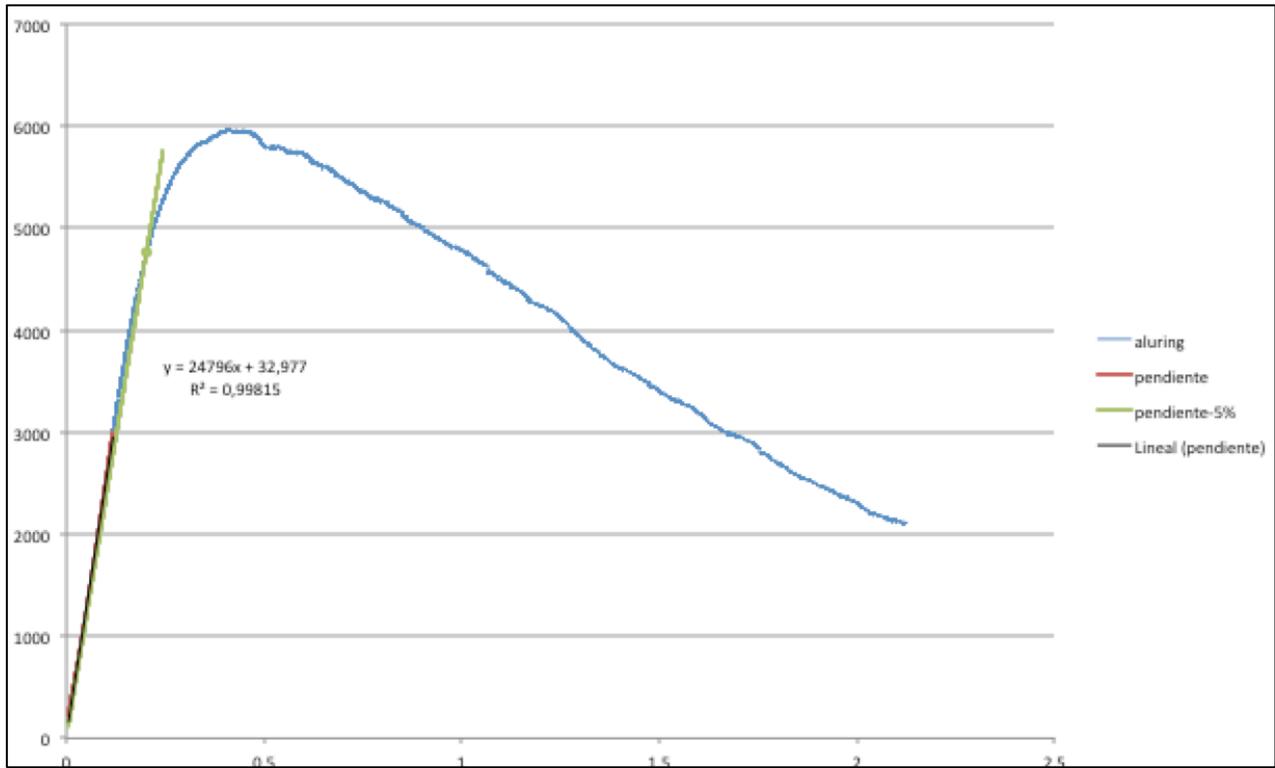
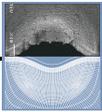
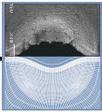


Figura 4.11 Gráfica carga COD.



5 ANALISIS DEL FALLO E INTEGRIDAD ESTRUCTURAL

5.1. Análisis de fallo

El *aluring 1* presenta una grieta crítica de aspecto macroscópico que creció por fatiga, progresando a través de los orificios roscados que ejercen de concentrador de tensiones (Figura 5.1).

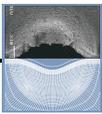


Figura 5.1 Detalle avance de la grieta en zona de mayor tensión.

En la Figura 5.2 se observa un despegue súbito de la zona de adhesión entre el *aluring 1* y el ala, siendo la superficie donde se sitúa la grieta la única zona donde se aprecian restos de adhesivo, motivo por el cual también se pudo originar la grieta. Al ser éste el único punto de unión puede haber generado una tracción de magnitud suficiente para generar la grieta.



Figura 5.2 Detalle restos de adhesivo en la zona donde se encontraba la grieta.



En el *aluring* 2, se había detectado una grieta mediante el ensayo no destructivo de ultrasonidos. Se procedió a trocear la pieza para verificar que la grieta era pasante en la sección (Figura 5.3).



Figura 5.3 Detalle dirección crecimiento de grieta en el *aluring* 2.

Se observa que el avance de la grieta no progresa por el extremo del taladro, sino tomando una dirección oblicua, indicación de que no todos los pernos de sujeción llegan a su tope.

La longitud final de cada tornillo crea un nuevo concentrador de tensiones a través del cual la grieta crece por fatiga.

5.1.1 Posicionamiento de la grieta respecto a las cargas de viento

De acuerdo a las imágenes proporcionadas por la empresa en la que se aprecia el *aluring* todavía posicionado en el aerogenerador se observa que la zona donde se generó la grieta es perpendicular a la dirección del viento cuando éste se encuentra en funcionamiento, mientras que en posición de parada el ala rota 90° (Figura 5.4).

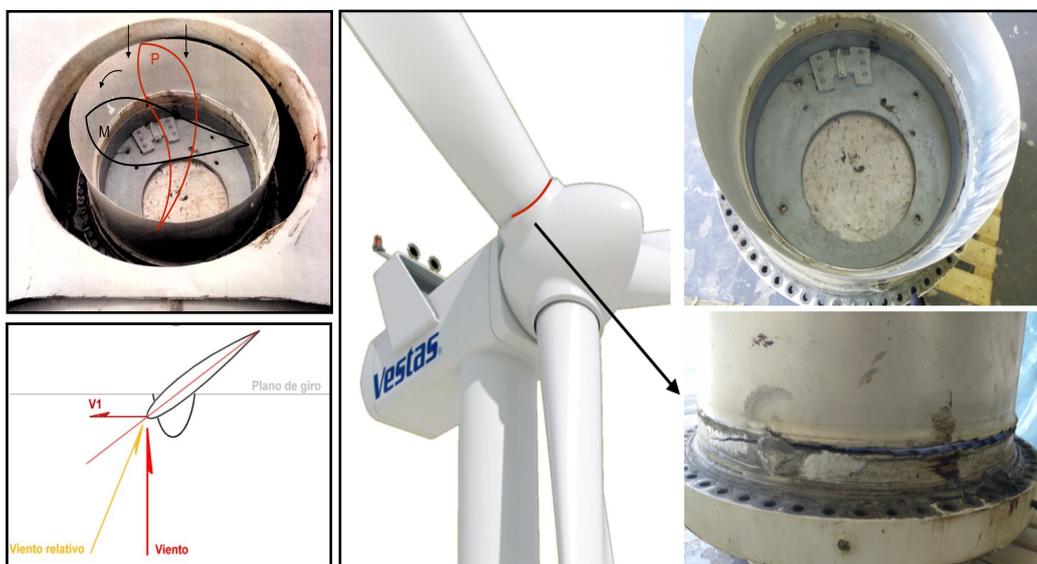
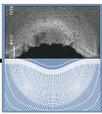


Figura 5.4 Esquema posicionamiento de la grieta respecto cargas de viento.



5.1.2 Justificación del fallo

En virtud de que la zona en la que invariablemente se generan las grietas sea la de los agujeros para los tornillos, el fallo por fatiga vendría sustentado por el fenómeno de concentración de tensiones que se produce en dicha zona. La geometría del propio taladro (muy aguda en su extremo) y el hecho de que la transmisión de carga desde el *aluring* hacia el buje se realice a través del contacto agujero-tornillo estarían detrás del fallo por fatiga (figura 5.5.a).

Obviamente, la concentración de tensiones será proporcional a la tensión nominal en la sección de los agujeros, de modo que la grieta se inicia en el/los tornillo/s situados en la sección más solicitada (figura 5.5.b). Una vez generada la grieta, ésta se extendería alrededor del agujero de forma más o menos elíptica, hasta que alcanza el siguiente agujero o coalesce con otra grieta proveniente de un agujero cercano que ha sufrido el mismo proceso de nucleación y crecimiento (figura 5.5.c). Iniciado el proceso, la longitud de la grieta (ya pasante) iría creciendo hasta que se alcanza un valor crítico que desencadena el fallo por fractura del elemento [7].

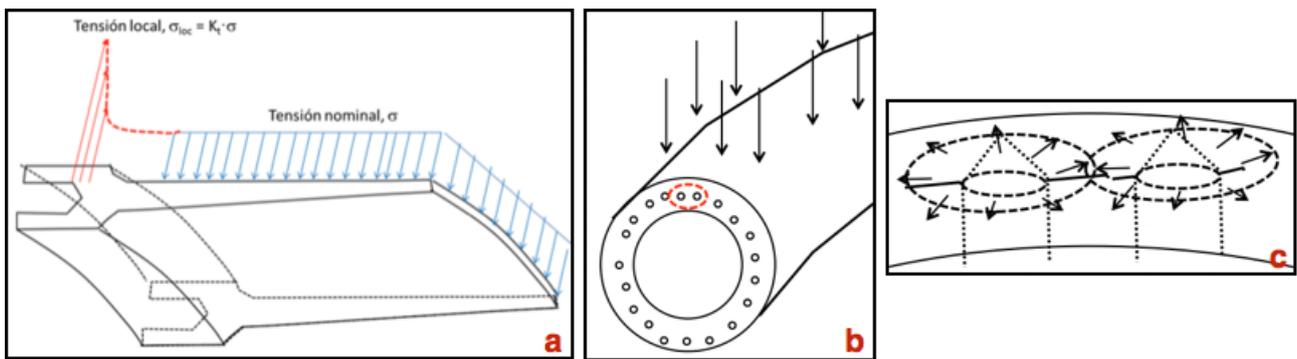


Figura 5.5 Esquema concentración de tensiones y forma de propagación de grietas por fatiga.

5.2 Análisis de la integridad estructural mediante el diagrama de fallo

El análisis de la integridad estructural de este tipo de elementos agrietados, se evaluó a través de la norma *British Standard 7910* utilizando el programa Excel como herramienta de cálculo.

La Figura 5.6 muestra una geometría contemplada en la *BS 7910* que se asemeja con la pieza que se estudia en este trabajo [8].

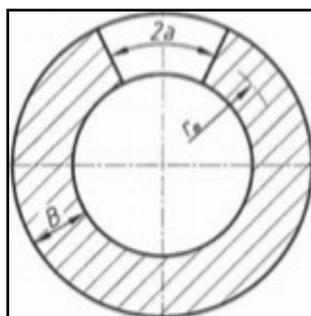
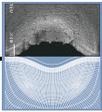


Figura 5.6 Geometría tipo contemplada en la norma.



5.2.1 Definición del diagrama de fallo y condiciones de carga

Conocidas las propiedades de tracción del *aluring*, se construye el diagrama de fallo a utilizar (Figura 5.9), diagrama que nos permitirá evaluar las condiciones de seguridad en el que se encuentra una cualquiera de estas piezas siempre que sea conocida la longitud de la grieta presente (2a) y las cargas que soporta.

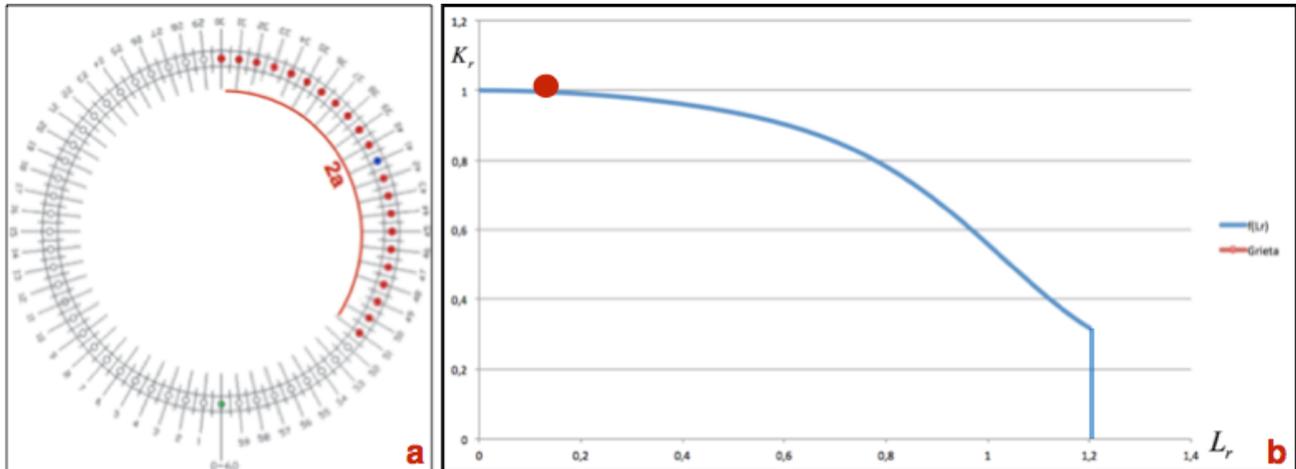


Figura 5.9 Condición del *aluring* 1 en el diagrama de fallo.

El tamaño de grieta de un determinado *aluring* podrá ser determinado mediante métodos no destructivos, sin embargo, como ya se ha comentado anteriormente, las condiciones de carga que va a tener que soportar este tipo de elementos son tan complejas y variables que hacen imposible conocer su valor de forma exacta. Por esta razón ha sido necesario realizar ciertas simplificaciones.

En primer lugar, para el cálculo del factor de intensidad de tensiones (Ec. 12) se utilizó únicamente la componente de tensión de membrana, σ_m .

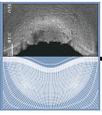
$$K_i = (\sigma_m F_m) \sqrt{\pi a} \quad \text{Ec.12}$$

Con:

$$\sigma_m = g \left[\left(\frac{r_i + t}{r_i} \right)^2 - 1 \right]^{-1} \quad \text{Ec.13}$$

$$F_m = \sqrt{\frac{\alpha}{2\pi\epsilon} \left(g + \frac{\pi}{\lambda} C^2 - \sqrt{8} \right)} \quad \text{Ec.14}$$

$$g = \sqrt{8} \left[1 + \frac{1 - \alpha \cot \alpha}{2\alpha \cot \alpha + \sqrt{2}\alpha \cot\left(\frac{\pi - \alpha}{\sqrt{2}}\right)} \right]^2 \quad \text{Ec.15}$$



$$C = \begin{cases} 1 + \frac{\pi}{16} \lambda^2 - 0.0293 \lambda^3 & \text{for } \lambda \leq 1 \\ \left(\frac{\lambda\sqrt{8}}{\pi}\right)^{0.5} + \left(\frac{0.179}{\lambda}\right)^{0.885} & \text{for } \lambda > 1 \end{cases} \quad \text{Ec.16}$$

$$\alpha = \frac{c}{r_m} \quad \text{Ec.17}$$

$$r_m = r_m + \frac{t}{2} \quad \text{Ec.18}$$

$$\varepsilon = [12(1 - \nu^2)]^{-\frac{1}{4}} \sqrt{\frac{t}{r_m}} \quad \text{Ec.19}$$

$$\lambda = \frac{\alpha}{2\varepsilon} \quad \text{Ec.20}$$

Además de suponer que las únicas tensiones a considerar son las tensiones de membrana, a la hora de estimar un valor con el que trabajar se utilizó el diagrama de fallo. Así, teniendo en cuenta que el *aluring 1* había fallado, su posición en el diagrama de fallo para la longitud de grieta que había desencadenado el fallo (medida físicamente $a_c = 350$ mm.) debería estar sobre la línea de fallo. Imponiendo esta condición. De este modo, y tal como puede observarse en la figura 5.9.b, situado el punto sobre la línea de fallo despejaríamos el valor de la tensión que lo habría desencadenado. Con la longitud de grieta anteriormente medida, el valor de la tensión nominal obtenido es de 35 MPa.

5.2.2 Aplicación: Análisis de la integridad estructural del *aluring 2*

Con la condición de carga máxima ya fijada y, puesto que la geometría y las propiedades generales entre un *aluring* y otro son iguales, se aplica este procedimiento al *aluring 2* para hallar el factor de seguridad resultante, en base a la longitud de grieta que dicho elemento presentaba ($2c = 220$ mm.) (Figura 5.10). Una vez situado el punto representativo del elemento agrietado, se puede determinar el factor de seguridad (Ec. 8) con el que se está trabajando, que en este caso concreto es de aproximadamente 1.8.

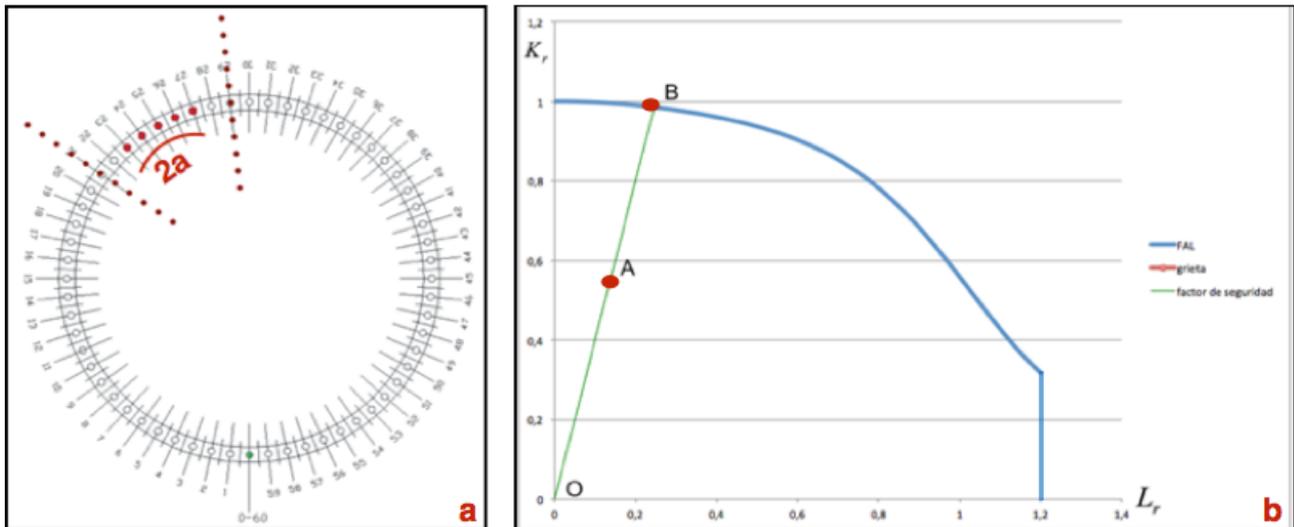
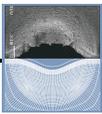


Figura 5.10 Condición del *aluring* 2 en el diagrama de fallo.

$$FS = \frac{OB}{OA} = \frac{1.0283}{0.5717} = 1.7985$$

Así, el valor del factor de seguridad podría ser tomado como referencia a la hora de establecer un plan de control, aunque lo más lógico sería utilizar un parámetro relacionado con el tiempo, dado que será esa variable (el tiempo) lo que habrá que fijar en el plan de control.

El tiempo hasta que la fisura se hace crítica depende de la velocidad de crecimiento de la grieta por fatiga, parámetro que se obtuvo para este material mediante ensayos de laboratorio (ver apartado 4.5). Integrando la ecuación 4 entre el valor inicial de grieta detectada y el que podría considerarse como crítico obtendríamos el tiempo hasta la rotura del *aluring*. En la tabla V se recogen los cálculos realizados numéricamente para obtener el número de ciclos hasta la rotura para el *Aluring* 2, obteniéndose un valor de aproximadamente 8 millones de ciclos. Los cálculos son incrementales debido a la complejidad de realizar una integral definida.

Conocido el número de ciclos hasta rotura, podríamos establecer un periodo de tiempo para el control de la grieta si conocemos la frecuencia a la que trabaja el aerogenerador, así como los periodos medios de trabajo y el número de horas que permanece activo durante dichos periodos.

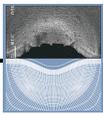
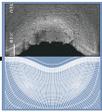


Tabla V. Cálculo de vida en servicio.

a	Ak	da/dn	Incremento	Tiempo de vida en servicio	
				a0 (m)	
0,101	19,71533566	7,58646E-08		a0 (m)	0,101
0,181	26,39263647	1,71387E-07		ac (m)	0,35
0,261	31,69302857	2,85791E-07	279924,6474	m	2,794
0,341	36,22602462	4,15202E-07	192677,0823	Constante	1,8296E-11
0,421	40,25172866	5,57345E-07	143537,653	At (Mpa)	35
0,501	43,90989023	7,10682E-07	112567,9159	Hz	0,2
0,581	47,28588859	8,7409E-07	91523,7638	Nº ciclos	8184478,35
0,661	50,43641601	1,0467E-06	76430,46286		
0,741	53,4013938	1,22783E-06	65155,62154		
0,821	56,21019178	1,4169E-06	56461,25641		
0,901	58,88516333	1,61344E-06	49583,52467		
0,981	61,44378943	1,81704E-06	44027,73312		
1,061	63,90004742	2,02734E-06	39460,58663		
1,141	66,2653217	2,24404E-06	35650,02866		
1,221	68,54903107	2,46686E-06	32429,94007		
1,301	70,75907334	2,69555E-06	29678,54087		
1,381	72,90214853	2,9299E-06	27304,69688		
1,461	74,98399869	3,1697E-06	25238,96707		
1,541	77,0095894	3,41478E-06	23427,59147		
1,621	78,98324924	3,66496E-06	21828,35744		
1,701	80,90877863	3,92009E-06	20407,69723		
1,781	82,78953593	4,18003E-06	19138,61178		
1,861	84,62850619	4,44465E-06	17999,16032		
1,941	86,4283568	4,71383E-06	16971,34475		
2,021	88,19148292	4,98745E-06	16040,27422		
2,101	89,92004482	5,2654E-06	15193,5316		
2,181	91,61599893	5,54759E-06	14420,68744		
2,261	93,28112381	5,83391E-06	13712,92318		
2,341	94,91704199	6,12429E-06	13062,73612		
2,421	96,52523846	6,41864E-06	12463,70633		
2,501	98,1070765	6,71687E-06	11910,31098		
2,581	99,66381119	7,01891E-06	11397,77518		
2,661	101,196601	7,3247E-06	10921,95138		
2,741	102,7065181	7,63416E-06	10479,22116		
2,821	104,1945568	7,94722E-06	10066,41469		
2,901	105,6616414	8,26383E-06	9680,744351		
2,981	107,108633	8,58392E-06	9319,749686		
3,061	108,5363352	8,90744E-06	8981,251482		
3,141	109,9454995	9,23434E-06	8663,313318		
3,221	111,3368298	9,56456E-06	8364,209189		
3,301	112,7109864	9,89805E-06	8082,396112		
3,381	114,0685902	1,02348E-05	7816,490871		
3,461	115,4102251	1,05747E-05	7565,250177		
3,541	116,7364419	1,09177E-05	7327,553684		



6 PROPUESTA DE PLAN DE CONTROL

Conocidos los diferentes criterios que las empresas de ensayos no destructivos han desarrollado para el control de la integridad de los *aluring*, se propone un plan de control que combina el factor de seguridad obtenido mediante diagrama de fallo y el cálculo de la vida a fatiga con un formulario de inspección que clasifica el componente planificando la próxima inspección según su grado de deterioro.

Para poder llevar un mejor control de todos los *aluring* de un parque eólico, se realizó un programa en Visual Basic para Excel que realizará las siguientes funciones:

- Clasificar cada *aluring* según su estado de daño.
- Permitir hacer un seguimiento de la evolución del estado de cada *aluring*.
- Programar de forma automática las fechas de futuras inspecciones a las que han de ser sometidos, en función del grado de daño que tenga el *aluring*.

Con esta herramienta se pretende tener un control más exhaustivo y organizado de todos los aerogeneradores de un determinado parque, de modo que su tratamiento mediante un procedimiento de integridad estructural se pueda realizar de un modo paralelo, aprovechando mejor la vida de los *aluring* sin que se vea afectada la seguridad y reduciendo a la vez tiempos y costes no productivos.

6.1 Seguimiento de la evolución del daño en un *aluring*

El seguimiento se realizará, mediante la generación de un libro Excel por cada parque analizado. Dicho libro constará de tantas hojas como aerogeneradores tenga el parque, además de una hoja donde aparecerán resumidas las fechas de las inspecciones de cada aerogenerador.

Por su parte, en cada hoja correspondiente a cada aerogenerador, aparecerán tres tablas: una por cada pala de la que constan estos aerogeneradores.

La fecha establecida para la revisión de cada generador, será la correspondiente a la de la pala más dañada de dicho aerogenerador.

Así, y a modo de ejemplo, supongamos que se realiza la revisión de un *aluring* ya agrietado (con una grieta situada entre del agujero 1 al agujero 11 con una longitud total de 220 mm.) según se indica en la tabla VI.

Para hacer una clasificación justificada del estado de daño de un *aluring*, se insertan en las tablas los datos de las grietas detectadas en las revisiones mediante los distintos ensayos no destructivos a los que son sometidas las piezas.

Una vez metidos los datos, el programa calculará de forma automática el tamaño de la grieta equivalente mediante las reglas de interacción de defectos, incluidas en el Procedimiento de Integridad estructural utilizado.

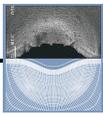
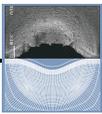


Tabla VI. Ficha modelo de inspección.

HOLD	Grietas1[mm]	Grietas2	Grietas3	Grietas4	Grietas5	Grietas6
0-60 a 1						
1 a 2	5	5				
2 a 3	10	30				
3 a 4	15	35				
4 a 5	15	45				
5 a 6	2	8				
6 a 7	3	10				
7 a 8	12	20				
8 a 9	6	12				
9 a 10	15	30				
10 a 11	16	25				
11 a 12						
12 a 13						
13 a 14						
14 a 15						
15 a 16						
16 a 17						
17 a 18						
18 a 19						
19 a 20						
20 a 21						
21 a 22						
22 a 23						
23 a 24						
24 a 25						
25 a 26						
26 a 27						
27 a 28						
28 a 29						
29 a 30						
30 a 31						
31 a 32						
32 a 33						
33 a 34						
34 a 35						
35 a 36						
36 a 37						
37 a 38						
38 a 39						
39 a 40						
40 a 41						
41 a 42						
42 a 43						



HOLD	Grietas[mm]	Grietas2	Grietas3	Grietas4	Grietas5	Grietas6
43 a 44						
44 a 45						
45 a 46						
46 a 47						
47 a 48						
48 a 49						
49 a 50						
50 a 51						
51 a 52						
52 a 53						
53 a 54						
54 a 55						
55 a 56						
56 a 57						
57 a 58						
58 a 59						
59 a 0-60						
FECHA INSPECCIÓN:						

El programa calcula gráficamente los incrementos de grieta de las sucesivas revisiones (Figura 6.1).

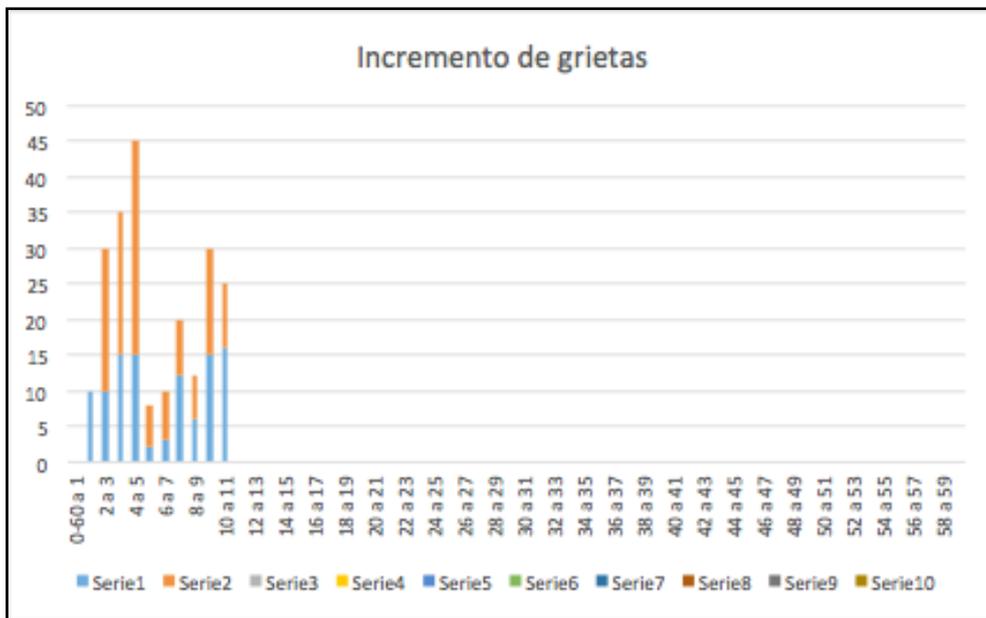


Figura 6,1 Incremento de grieta en las distintas revisiones.

6.2 Clasificación de cada aluring según su estado de daño.

Una vez obtenido el tamaño equivalente de la grieta según la norma, se mete esta longitud (2a) en el diagrama de fallo, obteniéndose el factor de seguridad (FS) que tiene la pieza (Figura 6.2). En función de dicho dato, el *aluring* quedará clasificado según un código de colores.

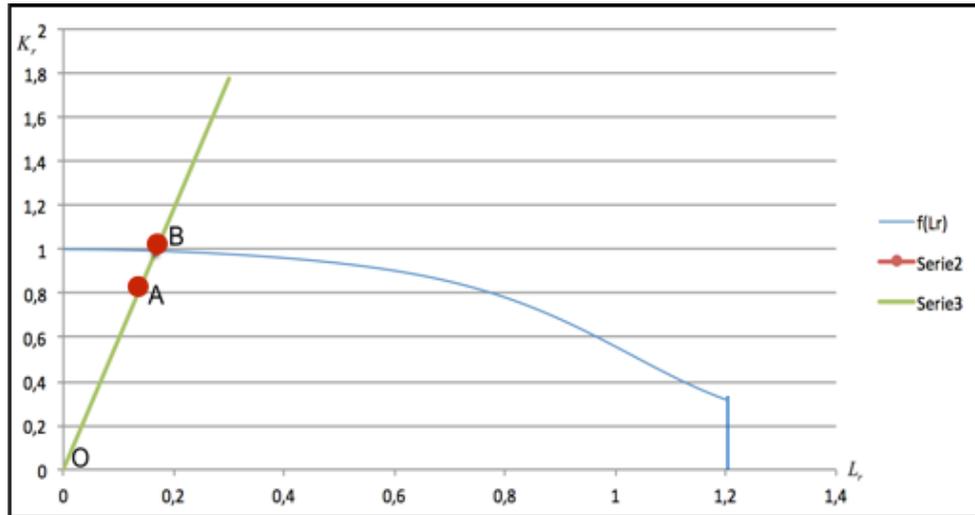
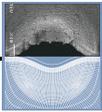


Figura 6.2 Representación en el diagrama de fallo de una grieta de 220mm.

$$FS = \frac{OB}{OA} = \frac{1.014}{0.771} = 1.315$$

6.3 Programación de las fechas.

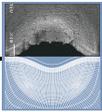
Una vez clasificado el grado de daño de cada *aluring*, el programa proporcionará una fecha para la siguiente inspección del aerogenerador.

La fecha de inspección del aerogenerador, será la de la revisión del *aluring* más dañado del aerogenerador.

El periodo de días establecido para cada grado de daño viene determinado por el numero de ciclos en servicio según el crecimiento de grieta por fatiga que se detalla en la tabla VII.

Tabla VII. Cálculo de vida en servicio.

a	Ak	da/dn	Incremento	Tiempo de vida en servicio	
0,22	29,09744319	2,25095E-07		a0 (m)	0,22
0,23	29,75139997	2,39517E-07	41750,73781	ac (m)	0,35
0,24	30,39128823	2,54189E-07	39340,76828	m	2,794
0,25	31,01797866	2,69107E-07	37160,00378	Constante	1,8296E-11
0,26	31,63225569	2,84263E-07	35178,73143	At	35
0,27	32,23482899	2,99652E-07	33372,04058	Hz	0,2
0,28	32,82634308	3,15269E-07	31718,90395	Nº ciclos	1903800,56
0,29	33,40738541	3,3111E-07	30201,46003		
0,3	33,9784932	3,47169E-07	28804,44746		
0,31	34,54015924	3,63441E-07	27514,75533		
0,32	35,09283688	3,79924E-07	26321,06283		
0,33	35,63694431	3,96612E-07	25213,54826		
0,34	36,17286829	4,13502E-07	24183,65254		
0,35	36,70096729	4,30591E-07			



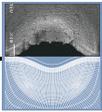
7 CONCLUSIONES

Tras la realización de este trabajo fin de máster, se ha llegado a una serie de conclusiones que se señalan a continuación:

- Se ha analizado y justificado el mecanismo de daño presente en las piezas objeto de estudio (*aluring*) que sirven de transmisión entre la pala y el buje de un aerogenerador.
- Se ha propuesto un procedimiento para la evaluación de la integridad estructural de dichas piezas.
- Se ha desarrollado una herramienta eficaz, que permite controlar la evolución de las grietas durante el funcionamiento de los *aluring* y, en base a su situación de seguridad, proponer un plan de seguimiento y control de los mismos.

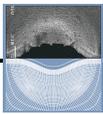
Para llegar a estas conclusiones se ha llevado a cabo la ejecución de los siguientes apartados:

- La caracterización del material tanto desde el punto de vista microestructural como mecánico, obteniéndose los resultados necesarios para desarrollar el procedimiento de evaluación de integridad estructural que clasifica la pieza según su grado de deterioro.
- La selección del procedimiento de integridad estructural más adecuado de acuerdo a la geometría de la pieza a analizar.
- La simplificación de las fuerzas que actúan sobre el elemento a fin de poder situar la condición de la pieza agrietada en el diagrama de fallo que propone el procedimiento de integridad desarrollado.



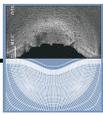
8 BIBLIOGRAFIA

- [1] http://opex-energy.com/eolica/principales_elementos_aerogeneradores.html
- [2] J.M. Jonkman, Modeling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST_AD, 2003.
- [3] I. Peñuelas Sánchez, Apuntes de la asignatura "Mecánica de la Fractura", Universidad de Oviedo, 2014.
- [4] R. Lacalle Calderón, Apuntes de la asignatura "Procedimientos de Evaluación de Integridad Estructural", Universidad de Cantabria, 2015.
- [5] Atlas_Aluminium_datasheet_5083_rev_Oct_2013.pdf.
- [6] J. Belzunce Varela, Apuntes de la asignatura "Materiales Estructurales", Universidad de Oviedo, 2014.
- [7] C. Rodríguez González, Informe interno de investigación, 2015.
- [8] British Standards Institution, «BS 7910 - Guide to methods for assessing the acceptability of flaws in metallic structures,» 2013.



9 PRESUPUESTO

PRESUPUESTO			
Realización de ensayos	Nº muestras	Precio (Euros)	Total (Euros)
Toma y preparación de probeta de acero para composición química	1	21,75	21,75
Espectrometría atómica de emisión	1	199,35	199,35
Preparación de muestras. Cortar piezas cilíndricas, encastrar con baquelita y pulido, Ataque de la microestructura con reactivos químicos.	4	67,16	268,74
Determinación micrográfica de microestructuras (identificación de fases, distribución y proporciones relativas)	-	164,29	164,29
Estudio macro y microscópico de superficies de fractura	-	131,73	131,73
Ensayo de tracción de probeta mecanizada determinando carga máxima, límite elástico y alargamiento de rotura. Incluyendo mecanizado	6	129,46	776,76
Inspección gammagráfica, placa por placa	8	24.87	198,96
Inspección ultrasónica, por metro lineal	1	66.88	66.88
Preparación de probetas (propagación de grietas por fatiga) Fresado y electropulido de probetas rectangulares tipo SENB en taller mecánico.	6	45	270
Ensayo probetas para propagación de grietas por fatiga en máquina de resonancia . Frecuencia de ensayo 150 Hz.	3	250	750
Ensayo probetas para tenacidad a la fractura, determinación curva COD.	3	175	525
Análisis bibliográfico, búsqueda y lectura de publicaciones.	-	50	50
Recogida y análisis de resultados	-	50	50



Realización de ensayos	Nº muestras	Precio (Euros)	Total (Euros)
Simulación numérica, cálculo factor intensidad de tensiones.	-	40	40
Realización de la memoria	-	30	30
Gastos generales (6%)			202,86
Beneficio industrial (13%)			439,53
Total			3381,07