

ESTUDIO DE LOS DAÑOS POR FATIGA EN PALAS DE AEROGENERADOR

J. C. Marín, A. Barroso, F. París, J. Cañas

Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Escuela Superior de Ingenieros. Universidad de Sevilla.
Camino de los Descubrimientos s/n, 41092 Sevilla.
E-mail: jcmarin@esi.us.es

RESUMEN

El presente trabajo tiene como objeto el estudio de los daños detectados en las palas de un aerogenerador de 300 Kw. Estos daños, consistentes en fisuras situadas en la zona de entronque de la raíz, han aparecido en las palas sometidas a cargas de fatiga más acusadas. En este trabajo se pretende encontrar las razones que motivaron los daños detectados, para fundamentar una propuesta de reparación adecuada para las palas afectadas. En primer lugar se ha llevado a cabo una inspección completa de la zona dañada de la pala, realizando cortes para evaluar la naturaleza del daño y observar la estructura interior de la zona, comprobándose la correspondencia de la estructura de laminados con la de diseño y la existencia de posibles defectos de fabricación. En base a los resultados de esta inspección visual se ha realizado una valoración cualitativa de las causas que han podido originar la aparición de las fisuras. La justificación cuantitativa de la viabilidad de la aparición del fallo observado en el periodo de tiempo detectado se ha llevado a cabo utilizando el modelo de cálculo simplificado de la norma "Germanischer Lloyd".

ABSTRACT

The inspection of damages detected in the blades of a 300 Kw wind turbine has revealed the nature of these damages, which probably are due to a fatigue mechanism. The causes that have originated this failure have been studied (superficial cracks, geometric concentrator, abrupt change of thickness), verifying by means of the simplified evaluation procedure of fatigue life of the GL standard that such causes can justify the failure detected in the period of time in which it happened.

PALABRAS CLAVE: Palas de Aerogenerador, Materiales Compuestos, Fatiga.

1. INSPECCIÓN VISUAL DE LAS FISURAS Y ANÁLISIS DE LAMINADOS

Se ha realizado una inspección visual en una de las palas dañadas sobre un trozo extraído de la pala, y que contiene la fisura. La posición y extensión de la fisura se aprecia en la siguiente figura.



Figura 1.- Localización de las fisuras encontradas.

La grieta se localiza en la zona de transición entre la raíz de la pala y la zona de perfil aerodinámico. La sección transversal de la pala en la zona aerodinámica

es una sección de pared delgada que reproduce el perfil aerodinámico y que presenta un tabique vertical que divide la sección en dos celdas: borde de ataque y salida. La sección transversal en la zona de la raíz es prácticamente cilíndrica. La transición entre la zona de raíz y la zona aerodinámica se realiza de forma que la geometría cilíndrica de la raíz se transforma de forma continua en la celda del borde de ataque, que constituye la parte resistente de la sección, mientras que la celda del borde de salida se cierra en la zona de transición con un elemento de forma triangular, constituido por un laminado poco resistente, que denominamos tapa. Como se puede observar en la figura 1, la fisura discurre a lo largo de la unión tapa-raíz y de la transición raíz-zona aerodinámica.

Para la inspección visual de la zona de fallo, se cortaron rebanadas de 2 a 3 cm de longitud, de forma que se pudiera observar en la zona de la grieta la estructura y daños internos de la pala. En la figura 2 se muestra un detalle de la zona de fisura en dos de los cortes obtenidos. La grieta observada en la inspección (ver figura 1) está formada por varios tramos bien diferenciados: el tramo que discurre sobre la tapa (trozos 8 y 9) que afecta a todo el espesor de un laminado que no tiene papel resistente alguno, la

continuación sobre el trozo 7 que sólo afecta a las capas exteriores del laminado con rotura de fibras unidireccionales y delaminaciones múltiples, el tramo correspondiente a los trozos 5 y 6 en los que sí se ve afectado todo el espesor (como se aprecia en la figura 2) y por último el trozo 4 donde se encuentra el extremo de la grieta.

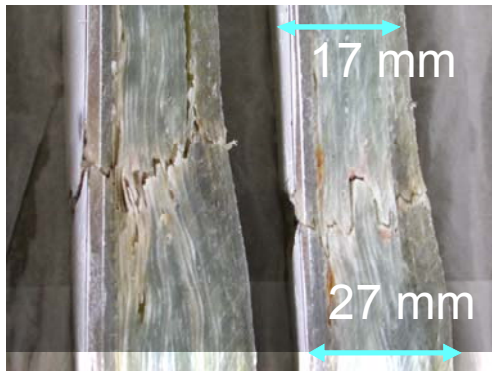


Figura 2.- Detalle de uno de los cortes realizados.

De la inspección de las muestras se aprecian los siguientes hechos: una laminación a posteriori sobre el gel coat en la superficie exterior y centrada en la zona de la fisura; un cambio brusco en el espesor de laminados, lugar donde discurre la grieta (ver figuras 2) siendo en algunos casos (trozo nº5) la diferencia de espesor de hasta 10 mm, de 17mm a 27 mm, en tan sólo una distancia de 150 mm; zonas con falta de resina y falta de pegado del tabique vertical con las paredes aerodinámicas.

En lo que respecta al cambio brusco de espesor y con objeto de obtener el esquema de laminados real en ambos lados de la fisura, se han realizado calcinaciones (en horno de mufla a 600°C durante 90 minutos) de muestras de laminados del trozo nº5, observándose una diferencia importante en el número de láminas unidireccionales en relación de 17 a 10 desde la zona de raíz a la zona aerodinámica, y varias láminas de biaxiales 0/90 y una de triaxial en el interior de la parte de raíz que no aparecen en la parte aerodinámica.

Comparando los laminados encontrados en las muestras calcinadas con los laminados que surgen de los planos de laminación se observa un excelente acuerdo en el laminado de la parte aerodinámica mientras que el laminado de la parte de raíz presenta en la muestra calcinada varias láminas adicionales de NUFF (unidireccional) respecto a lo que se infiere del esquema de laminación. Este incremento de láminas observado puede estar motivado por la existencia de solapes en dirección circunferencial en la disposición de las láminas en el laminado de la raíz.

Tras la inspección visual realizada, las causas que con mayor probabilidad han podido jugar un papel significativo en el origen del daño detectado, son: el cambio brusco de espesor observado, la geometría local de concentrador en la zona de transición, y los defectos

de fabricación observados. Si bien dichos motivos, por sí solos no justifican plenamente la aparición del fallo prematuro observado, la combinación de los tres, en la zona de la pala con mayores requerimientos tensionales, sí puede ser motivo suficiente para el fallo de la pala. En el apartado siguiente, se va a analizar cuantitativamente la influencia en la vida a fatiga de la pala de cada uno de estos aspectos anteriormente descritos. Concretamente se trata de ver, con el conocimiento actual que se tiene: de la localización, del periodo de tiempo aproximado hasta su aparición y del mecanismo de fallo, bajo qué hipótesis es razonable poder justificar cuantitativamente un fallo a fatiga como el observado.

2. JUSTIFICACIÓN DEL FALLO.

A la vista de la naturaleza del fallo observado, éste podría deberse, como se ha mencionado previamente, a un fenómeno de fatiga. El conocimiento actual de dichos fenómenos en laminados de material compuesto es, en comparación con los materiales metálicos tradicionales, ciertamente limitado, dado el reciente desarrollo de este tipo de materiales y su mayor complejidad, en particular en lo que respecta a los mecanismos de fallo. Un análisis de fatiga requiere, además de una descripción detallada del espectro de cargas, de un conocimiento profundo del comportamiento a fatiga del material [1]. En este sentido la información que se está generando en la actualidad (DOE/MSU Fatigue Database [2], proyecto europeo "Fatigue of materials and components for wind turbine rotor blades" [3]) en cuanto al comportamiento a fatiga de los materiales usados en la construcción de palas de aerogenerador resulta imprescindible para avanzar en el análisis y diseño de estos elementos.

En este apartado se va a abordar la estimación de la vida a fatiga con objeto de determinar si el fallo detectado es justificable en base a la configuración actual de la pala. Para ello se va a emplear el procedimiento simplificado propuesto en la norma Germanischer Lloyd (GL) [4] (que es una de las más extendidas y más específicas para el diseño y certificación de estos elementos), ya que para nuestro propósito de comprobación resulta suficiente.

2.1.- Cálculo de vida a fatiga mediante espectro simplificado según GL.

A continuación se describe el procedimiento de cálculo a fatiga desarrollado en la norma GL. La verificación de resistencia en general adopta la siguiente expresión:

$$S \leq \frac{R_k}{\gamma_{mx}} = R_d \quad (1)$$

donde S, que representa las tensiones producidas en un caso de carga, no debe superar la resistencia de diseño R_d que resulta de minorar la resistencia del material R_k con un coeficiente de seguridad, que adopta según el

caso, la forma: para el análisis estático: $\gamma_{Ma} = 2.67$, para el análisis de fatiga: $\gamma_{Mb} = 1.485$.

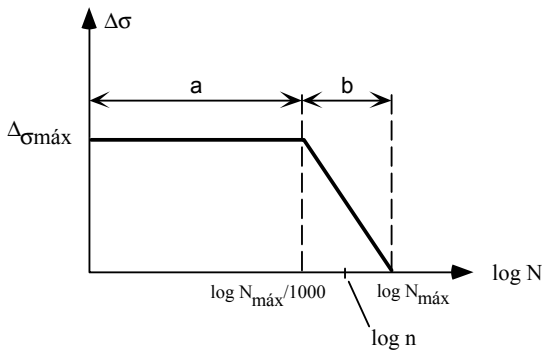


Figura 3.- Diagrama simplificado de cargas para el cálculo de vida a fatiga.

El registro de carga a emplear puede ser obtenido a partir de medidas reales o empleando técnicas de simulación. También se puede emplear el espectro simplificado mostrado en la figura 3, que constituye un tratamiento conservativo frente a los anteriores. Para el caso que nos ocupa emplearemos este último espectro debido a las ventajas operativas que nos aporta. En el diagrama de la figura 3 se representa el rango de tensiones $\Delta\sigma = |\sigma_{máx} - \sigma_{mín}|$ frente al número de ciclos en escala logarítmica $\log N$, siendo $N_{máx}$ la vida estimada de la pala. En el espectro se distinguen dos zonas bien diferenciadas.

Zona a: En esta primera zona se asume un rango máximo $\Delta\sigma_{máx} = 1.5 \bar{\sigma}$, siendo $\bar{\sigma}$ el valor medio de la tensión debida a las fuerzas aerodinámicas en la hipótesis de carga de producción normal de potencia N1.0 de la norma. La duración en ciclos de esta parte del espectro para una vida de $N_{máx} = 10^x$ es 10^{x-3} .

Zona b: La segunda zona recoge el resto de ciclos hasta 10^x , con rangos de tensión menores que responde a la ecuación:

$$\Delta\sigma = 0.5 \cdot \bar{\sigma} \cdot \log\left(\frac{N_{max}}{n}\right)$$

para $\log\left(\frac{N_{max}}{1000}\right) \leq \log n \leq \log N_{max}$ (2)

La comprobación a fatiga, que se hace sobre la $\bar{\sigma}$ más desfavorable, está basada en la curva S-N del laminado y en el diagrama de Goodman construido a partir de ésta. Como no se dispone de curvas S-N para todos los laminados diferentes y su obtención experimental resulta inviable desde un punto de vista práctico, la norma propone utilizar las expresiones (3 y 4)

$$\Delta\sigma = \frac{2 \cdot \sigma_s}{\gamma_{mb} \cdot N^{1/9}} \quad (3)$$

$$\Delta\sigma^o = \frac{\Delta\sigma}{1 - \frac{\bar{\sigma} \cdot \gamma_{ma}}{\sigma_s}} \quad (4)$$

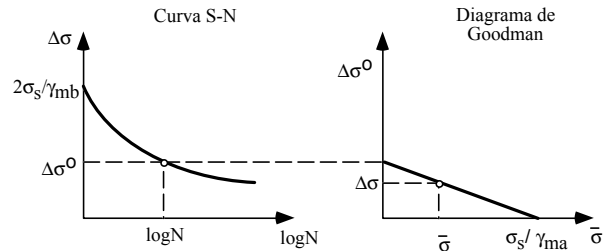


Figura 4. Curva S-N y diagrama de Goodman.

donde σ_s es la tensión de rotura del laminado, N el número de ciclos, $\Delta\sigma = |\sigma_{máx} - \sigma_{mín}|$ el rango de tensiones y γ_{ma} , γ_{mb} los factores de seguridad estático y a fatiga respectivamente. Con estos diagramas se puede calcular la vida a fatiga, evaluando el daño acumulado D como:

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (5)$$

donde n_i es el número de ciclos de carga con un rango de tensiones i, y N_i es el número máximo de ciclos de carga con rango de tensiones i.

Sustituyendo la expresión del diagrama de Goodman en la de la curva S-N obtenemos la expresión que proporciona N_i para un rango de tensiones determinado.

$$N = \left[\frac{2}{\gamma_{mb}} \cdot \left(\frac{\sigma_s}{\Delta\sigma} - \frac{\bar{\sigma} \cdot \gamma_{ma}}{\Delta\sigma} \right) \right]^9 \quad (6)$$

La primera zona del espectro (a) con un rango de tensiones constante, contribuye al daño acumulado con n_1/N_1 .

$$\frac{n_1}{N_1} = 2.6368 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{N_{max}}{\left(\frac{\sigma_s}{\bar{\sigma}} - \gamma_{ma} \right)^9} \quad (7)$$

El resto del espectro contribuye con:

$$\int_{\frac{N_{max}}{1000}}^{N_{max}} \frac{dn}{N}$$

donde introduciendo la expresión de N y operando obtenemos:

$$\int_{\frac{N_{max}}{1000}}^{N_{max}} \frac{dn}{N} = 4.2824 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{N_{max}}{\left(\frac{\sigma_s}{\bar{\sigma}} - \gamma_{ma} \right)^9} \quad (8)$$

Quedando la expresión completa del daño acumulado:

$$D = 6.919 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{N_{\max}}{\left(\frac{\sigma_s}{\bar{\sigma}} - 2.67\right)^9} \quad (9)$$

Expresión que permite estimar la vida a fatiga para el número de ciclos del registro que presente el daño acumulado igual a 1. La relación entre número de ciclos y años de funcionamiento para las palas bajo estudio es: $14.26 \cdot 10^6$ ciclos/año.

Como se desprende de la expresión 9, asumido este tratamiento simplificado, la predicción de vida a fatiga en un determinado punto de una pala depende exclusivamente de la relación entre la resistencia del laminado considerado y el valor de la tensión media en dicho punto. Por ello, en los apartados siguientes se analizará el valor de dichas magnitudes en la zona afectada por el fallo.

2.2.- Evaluación de la resistencia del laminado.

Es necesario puntualizar que al hablar de R_k como la resistencia característica del material, nos referimos como material al laminado completo y no a las láminas individualmente. El valor de R_k se obtendría, en general, mediante ensayos de los distintos laminados que componen la pala. La realización práctica de dichos ensayos no resulta factible en la mayor parte de los casos. Como alternativa, se ha empleado una regla empírica para evaluar la resistencia de los laminados a partir de la resistencia de las láminas componentes, la cuál se ha contrastado con resultados experimentales y con modelos de fallo progresivo mediante degradación de propiedades (Tsai [5], Tan [6]), obteniéndose un buen ajuste. La expresión empleada es:

$$\sigma_{adm_i} = \frac{\sum_n \sigma_{adm_n} \cdot esp_{ni}}{esp_i} \quad (10)$$

donde σ_{adm_i} es la resistencia del laminado i , σ_{adm_n} la de las láminas o conjuntos de láminas componentes, esp_{ni} el espesor de material n presente en el laminado y por último esp_i el propio espesor del laminado.

Usando la expresión 10, con la secuencia de apilado deducida tras los ensayos de calcinación, se puede evaluar la tensión admisible del laminado en cuestión, que resulta ser 417.1 MPa, lo que representa la resistencia a tracción del laminado.

Llegados a este punto, es conveniente matizar que, aunque la forma primordial de trabajo en la zona en cuestión es de tracción, presenta un cierto porcentaje de trabajo en compresión. Estos porcentajes se pueden cuantificar como 98% en tracción y 2% en compresión. Dado que los materiales compuestos presentan una gran diferencia en su comportamiento resistente a tracción y a compresión (para este caso la resistencia a compresión

del laminado resulta: 157.4 MPa.), este hecho debería ser tenido en consideración. Con objeto de tener en cuenta el hecho mencionado, el tratamiento correcto supondría emplear respectivamente las resistencias a tracción y a compresión para las partes correspondientes de la vida del elemento. En este caso, teniendo en cuenta que se va a emplear un espectro simplificado, donde no es posible distinguir entre trabajo a tracción y a compresión, se ha estimado adecuado considerar este hecho modificando el valor de la tensión admisible a utilizar para el cálculo a fatiga. Para ello, se va a estimar la tensión admisible del laminado como la media entre el valor de tracción (417.1 MPa) y el de compresión (157.4 MPa) ponderada por los respectivos porcentajes de trabajo, es decir $\sigma_{adm} = 411.9$ MPa. Es preciso puntualizar, que esta pequeña variación de la tensión admisible, que a efectos estáticos podría considerarse despreciable, en el cálculo a fatiga tiene considerable influencia.

2.3.- Evaluación de la tensión media del laminado.

El valor de la tensión media nominal en el entorno de la zona afectada ha sido evaluado mediante un modelo de Resistencia de Materiales (Paluch B. [7]), que tiene en cuenta las características de los laminados presentes en la sección (mediante la Teoría General de Laminados) y la configuración geométrica de la misma, empleándose como hipótesis de carga el caso N1.0 prescrito por la norma GL. El valor de la tensión media nominal obtenido es: 10.77 MPa. Este valor nominal se puede ver afectado por la geometría local en la zona considerada, es decir el cambio de espesor del laminado y el concentrador existente en la zona de transición. La influencia del cambio de espesor se debe a la excentricidad de la resultante de tensión que se produce por la diferencia de espesores entre los laminados adyacentes. Esta excentricidad provoca la aparición de un momento de flexión que amplifica las tensiones normales longitudinales. Se puede evaluar cuantitativamente dicha influencia del cambio de espesor mediante un modelo simplificado que se muestra en la Figura 5.

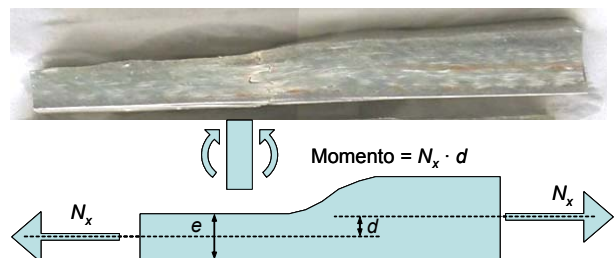


Figura 5. Evaluación de la influencia por cambio de espesor.

El momento $N_x \cdot d$ creado por la excentricidad de la carga tiene que ser absorbido por los laminados. El caso más desfavorable es aquel en el que el laminado de menor espesor lo absorbe completamente, en cuyo caso la tensión normal máxima queda:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{N_x}{e} + \frac{N_x \cdot d}{\frac{1}{12} e^3} \frac{e}{2} = \frac{N_x}{e} \left[1 + 6 \frac{d}{e} \right] = \frac{N_x}{e} \left[1 + 6 \frac{4.7}{17.9} \right] = \frac{N_x}{e} [1 + 1.57] = 2.57 \frac{N_x}{e} \quad (11)$$

Si el momento se reparte proporcionalmente a las rigideces a flexión de los laminados obtendríamos el valor mínimo de la tensión normal por cada uno de los extremos, en este caso la expresión de dicha tensión normal quedaría:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{N_x}{e} + \frac{1}{6} \frac{N_x \cdot d}{\frac{1}{12} e^3} \frac{e}{2} = \frac{N_x}{e} [1 + 0.26] = 1.26 \frac{N_x}{e} \quad (12)$$

Así pues, el efecto del cambio de espesor involucra una amplificación de las tensiones normales que razonablemente se puede cuantificar mediante un factor cuyo valor puede cuantificarse entre 1.26 y 2.57. Tomando la tensión nominal de 10.77 MPa y aplicando el factor previamente obtenido, el valor de la tensión normal considerando el efecto de la flexión estaría en el rango entre 13.6 y 27.7 MPa.

Debido a la configuración geométrica del diseño de la pala, el punto bajo estudio se encuentra dentro de la zona de influencia del concentrador descrito previamente, de forma que las tensiones normales totales estarían afectadas por un factor de concentración asociado a dicha geometría. Este factor depende de la configuración real del detalle geométrico presente en cada pala y por tanto del proceso de fabricación.

Las tensiones normales longitudinales totales se calculan como la tensión media nominal multiplicada por el factor de amplificación debido a la flexión f_{flex} y por el factor de amplificación debido al concentrador f_{conc} .

$$\bar{\sigma}_{real} = \bar{\sigma} \cdot f_{flex} \cdot f_{conc} \quad (13)$$

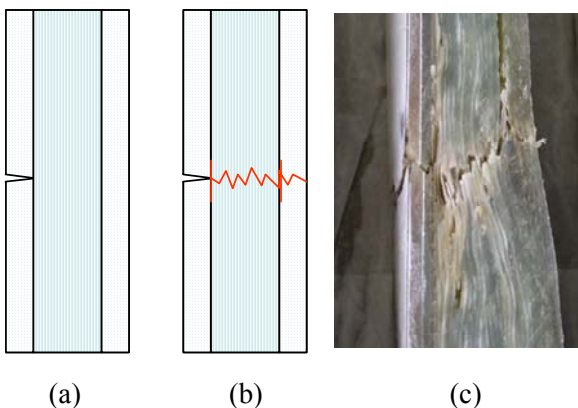


Figura 6. Esquema de la progresión de la grieta en el laminado: (a) Grieta de la capa superficial, (b) Grieta de la capa resistente, (c) Vista de la grieta real.

Finalmente, en cuanto a la evaluación de la tensión media en el laminado, es preciso tomar en consideración que la configuración probable, en la que se encuentra el laminado en el momento de generarse el fallo de la capa

resistente, presentaría una grieta de la capa superficial, tal como se muestra en la figura 6(a), que tendría origen en la esquina de la tapa de la raíz y habría progresado a través de la capa superficial hasta la zona en consideración. Esta grieta sin duda está motivada por el efecto del concentrador sobre un laminado tan débil como es el de la tapa de la raíz.

El efecto de la presencia de esta grieta superficial sobre la tensión es doble. Por una parte, el valor de la tensión media nominal se ve incrementado por la pérdida de espesor que supone la existencia de láminas fisuradas, pasando de 10.77 MPa a 11.82 MPa. Y por otra parte, supone una intensificación de las tensiones en el vértice de la grieta, este hecho se traduciría en una amplificación de las tensiones, cuyo efecto lo podríamos englobar dentro del factor f_{conc} de la expresión 13.

2.4.- Evaluación de la vida a fatiga

Tras las consideraciones anteriormente realizadas, en lo que respecta a la resistencia de los laminados y la tensión normal longitudinal media que realmente aparece en la zona de estudio, se puede abordar de forma cuantitativa una estimación de la vida a fatiga.

Tomando la expresión 9 que evalúa la vida a fatiga, e introduciendo $\sigma_s = 411.9$ MPa y $N_{max} = 0.71 \cdot 10^8$, que corresponde a una vida de 5 años (que es aproximadamente la vida observada en la pala bajo estudio), se pueden estimar los valores de la tensión media que provocarían el fallo por fatiga, o sea $D=1$. La tensión normal longitudinal media obtenida mediante el procedimiento descrito vale 59.2 MPa.

Utilizando la expresión 13, con una tensión media de 11.82 MPa, y sabiendo que el rango razonable de variación del factor f_{flex} es (1.26 - 2.57), el factor f_{conc} (debido al concentrador geométrico y a la presencia de la grieta superficial) que provoca una tensión media real de 59.2 MPa estaría comprendido entre los valores 1.95 - 3.97. Dichos valores son del orden de los que típicamente se pueden encontrar para una geometría de concentrador como la que aparece en el entronque de la pala.

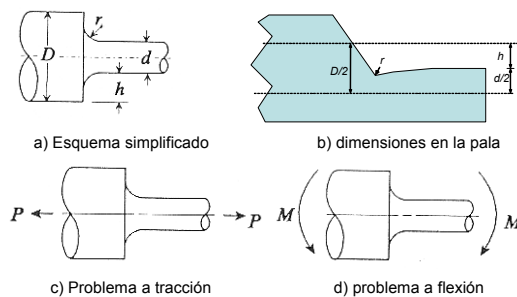


Figura 7. Esquema geométrico del concentrador.

Para evaluar cuantitativamente el rango de valores de este concentrador se dispone en la literatura de soluciones de problemas similares (ver Figura 7a)

(Pilkey W.D. [8], pp:286-287). En particular, se han tomado dos problemas con una geometría del concentrador parecida a la real, correspondientes a solicitaciones de tracción (figura 7c) y flexión (figura 7d). Para las dimensiones de la pala considerada (figura 7b) los parámetros de los que depende el factor de concentración de tensiones se pueden estimar dentro de los siguientes rangos:

$$15 < h/r < 20 ; 0.3 < 2h/D < 0.4$$

donde r es el radio de acuerdo, D y d son las dimensiones características a ambos lados del concentrador, y h es la diferencia entre D y d . Empleando los valores anteriores para el cálculo del factor de concentración de tensiones (f_{conc}) se obtienen los siguientes rangos en los casos de tracción y flexión:

$$\begin{aligned} \text{Tracción: } & 3.01 < f_{conc} < 3.59 \\ \text{Flexión: } & 2.94 < f_{conc} < 3.60 \end{aligned}$$

Como se puede observar, el rango de valores estimados para f_{conc} se inscribe en el intervalo de valores, obtenidos anteriormente (1.95 - 3.97), que pueden provocar razonablemente el fallo a fatiga en el periodo de tiempo considerado.

Adicionalmente, empleando un modelo de elementos finitos (ANSYS[9]) de la configuración de la pala, se ha obtenido una estimación de la tensión media longitudinal en la zona bajo cuestión, ya que este punto se encuentra relativamente alejado de la esquina (alrededor de 10 cm). El valor de la tensión media longitudinal en el punto en cuestión es de 26.43 Mpa. Si este valor se compara con la tensión media nominal evaluada previamente 10.77 MPa (téngase en cuenta que en el modelo numérico no se contempla la existencia de capas fisuradas), se obtiene una amplificación de las tensiones de 2.45, la cuál se inscribe en el intervalo de valores obtenidos anteriormente (1.95 - 3.97), y corrobora el hecho de que el nivel tensional real podría provocar razonablemente el fallo a fatiga en el periodo de tiempo considerado.

3. CONCLUSIONES

De la inspección realizada sobre la pala se han apreciado diversos daños. Un daño en forma de grieta que afecta al laminado superficial (no resistente), que se extiende por la zona de influencia del concentrador y con probable origen en la esquina de la tapa de la raíz. Un daño en forma de grieta que afecta al laminado resistente, que se extiende por la zona donde existe un cambio brusco de espesor. Y Adicionalmente, delaminaciones, falta de resina y diversos defectos de fabricación.

La naturaleza del fallo observado parece deberse a un mecanismo de fatiga. La configuración de las grietas observadas parece indicar que en primer lugar aparece la grieta superficial (figura 6(a)), probablemente alrededor del punto más débil (esquina de la tapa de la

raíz) debido a la concentración de tensiones, progresando dicha grieta a lo largo de la capa superficial e induciendo delaminaciones entre esta capa superficial y el laminado resistente. Posteriormente, en la zona donde existe un cambio de espesor brusco, la presencia de la grieta superficial unido al efecto del concentrador y al efecto del cambio de espesor pueden haber dado lugar al estado tensional necesario para generar la grieta del laminado resistente (figura 6(b)), la cuál secciona completamente la pared del laminado, como se observa en la figura 6(c).

Mediante el procedimiento simplificado de la norma GL se ha llevado a cabo un cálculo de vida a fatiga para el laminado correspondiente a la zona de fallo, del cual se desprende que resulta justificable que dicho laminado alcanzase una vida a fatiga del orden de 5 años en base a que se encuentra sometido al efecto conjunto de la presencia de la grieta superficial, el efecto del concentrador geométrico y el efecto del cambio de espesor, que dan lugar a una amplificación de la tensión nominal correspondiente al punto en cuestión.

Adicionalmente, la presencia de diversos defectos de fabricación, tales como falta de resina, alrededor de la zona afectada, puede, en todo caso, contribuir a una merma de la vida a fatiga del elemento considerado.

REFERENCIAS

- [1] Sutherland H.J. and Mandell J.F., *Effect of mean stress on the damage of wind turbine blades*, 2004 ASME Wind Energy Symposium, AIAA/ASME, pp.32-44, 2004.
- [2] Mandell J.F. and Samborsky D.D., *DOE/MSU Composite Material Fatigue Database: Test Methods, Materials and Analysis*, SAND97-3002, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, 1997.
- [3] Andersen S.I., Bach P.W., Bonnee W.J.A., Kensche C.W., Lilholt H., Lystrup A., Sys W., *Fatigue of materials and components for wind turbine rotor blades*, European Commission, Directorate-General XII, Science, Research and Development, EUR 16684 EN, Brussels, 1996.
- [4] *Germanischer Lloyd, Rules and Regulations IV – Non Marine Technology, Part I – Wind Energy*, Germanischer Lloyd, 1999.
- [5] Tsai S.W., *Composites Design*, Think Composites, 1988.
- [6] Tan S.C., *A progressive failure model for composite laminates containing openings*, *Journal of Composite Materials*, 25, pp.556-577, 1991.
- [7] Paluch. B., *A software for design and calculation of wind turbine composite rotor blades*, *European Community Wind Energy Conf.*, 8-12 March, pp.559-562, 1993.
- [8] Pilkey W.D., *Formulas for Stress, Strain, and Structural Matrices*, John Wiley & Sons Inc., pp. 286-287, 1994.
- [9] ANSYS, Swanson Analysis System, Inc.