

SIMULACIÓN Y ANÁLISIS DE FLUTTER FLEXO-TORSIONAL EN PALAS DE GRANDES AEROGENERADORES DE EJE HORIZONTAL

SIMULATION AND ANALYSIS OF FLEXO-TORSIONAL FLUTTER IN WIND TURBINES BLADES

Magdalena Ramis^a, Mauro S. Maza^a, Sergio Preidikman^b y Fernando G. Flores^b

^a*Dto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina.*

^b*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología, IDIT UNC-CONICET.*

Palabras clave: aeroelasticidad computacional, flutter, aerogeneradores, interacción fluido-estructura.

Resumen. Este documento provee información del análisis del comportamiento aeroelástico de la pala SNL 100-00-v2 diseñada por Sandia National Laboratories frente al fenómeno de flutter flexo-torsional. El flutter es una inestabilidad aeroelástica en la que se producen vibraciones autoinducidas debido a un acoplamiento desfavorable de las características dinámicas y aerodinámicas de la estructura. La generación de energía a través de turbinas eólicas recobra cada vez más importancia en el mundo, encontrando una mayor eficiencia en estructuras cada vez más flexibles, resultando su comportamiento aeroelástico en uno de los temas más importante a estudiar durante la etapa de diseño. El análisis se efectúa mediante herramientas desarrolladas dentro del paradigma de la co-simulación. Los modelos utilizados, Red de Vórtices inestacionario para el modelo aerodinámico y Método de elementos Finitos para el modelo estructural, se vinculan mediante un algoritmo de interacción débil. El análisis efectuado puede resumirse en diagramas de bifurcación que permiten determinar la velocidad crítica de flutter y el comportamiento poscrítico de la pala ante diferentes condiciones aerodinámicas.

Keywords: computational aeroelasticity, flutter, wind turbines, fluid-structure interaction

Abstract. In this paper we evaluate and discuss the flutter velocity for a wind turbine blade designed by Sandia National Laboratories. The generation of energy through wind turbines is becoming increasingly important in the world, finding an energy efficiency increment when the flexibility of the structure increases, this leads to consider its aeroelastic behavior in one of the most important topics to study during the design stage. We address the problem in aeroelastic simulation using to codes representing potential flow and beam elements.

1. INTRODUCCIÓN

La generación de energía a través de las turbinas eólicas recobra cada vez más importancia en el mundo actual. Impulsada principalmente por una preocupación por el medio ambiente y el calentamiento global, ha demostrado ser una valiosa fuente de energía con un atractivo rendimiento económico. Este último factor se ve favorecido por la reducción en los costos al aumentar el tamaño de las palas. Como consecuencia, se busca el desarrollo de palas cada vez más grandes, flexibles y con menor rigidez, resultando su comportamiento aeroelástico en uno de los temas más importantes a estudiar durante el diseño de aerogeneradores modernos. Por este motivo, la tendencia a nivel mundial es desarrollar aerogeneradores con palas de gran alargamiento y esbeltez, altamente flexibles y construidas con materiales compuestos. Esto ha obligado a modificar sustancialmente las técnicas de análisis, utilizando métodos que permitan captar las características inestacionarias y las no linealidades típicas de estos fenómenos. Aquí toma relevancia el tema fundamental de este trabajo: el análisis del fenómeno de flutter flexo-torsional. El flutter es una inestabilidad aeroelástica en la que se producen vibraciones autoinducidas debido a un acoplamiento desfavorable de las características dinámicas y aerodinámicas de la estructura que la sufre. En este caso particular se analiza el flutter flexo-torsional de la pala SNL 100-00 v2 diseñada por Sandia National Laboratories ([Griffith y Ashwill, 2011](#)).

En este trabajo se realizan simulaciones aeroelásticas utilizando una herramienta desarrollada dentro del paradigma de la co-simulación o simulación concurrente. Como modelo aerodinámico se utiliza el Método de Red de Vórtices Inestacionario (o UVLM, por su nombre en inglés), que utiliza la hipótesis de flujo potencial, y el modelo estructural se describe con el Método de Elementos Finitos (MEF) considerando cuerpos rígidos y elementos finitos de viga con una formulación de tipo Geométricamente Exacta. Su vinculación se efectúa mediante un algoritmo de interacción débil descrito en [Maza et al. \(2014\)](#). El resultado del análisis puede resumirse en gráficos de bifurcación que permiten determinar la velocidad crítica de flutter y el comportamiento poscrítico de la pala ante diferentes condiciones aerodinámicas.

En la Sección 2 de este trabajo se presenta el modelo aeroelástico utilizado para realizar simulaciones y algunas consideraciones sobre el fenómeno de flutter que es objeto de análisis. En la Sección 3 se detallan los casos simulados y los resultados obtenidos. Finalmente, en la Sección 4, se presentan una discusión de resultados y las conclusiones correspondientes. Se enuncian, además, actividades que permitiría ampliar el presente estudio.

2. ABORDAJE DEL PROBLEMA AEROELÁSTICO

En el esquema particionado, el fenómeno completo se divide en subproblemas de naturaleza diferente. Cada subproblema es abordado con el método de solución que mejor se adapte a él. Un método de interacción permite acoplar nuevamente los submodelos, reconstruyendo así el fenómeno original. En este trabajo, se acopla el modelo aerodinámico y el estructural de manera que las soluciones obtenidas con cada uno sean interdependientes y respondan al comportamiento aeroelástico acoplado. La interacción se realiza al nivel de las condiciones de borde de cada modelo: desplazamientos y velocidades calculados con el modelo estructural se introducen como dato en el modelo aerodinámico, del cual se obtienen distribuciones de fuerzas que representan parte de las cargas del modelo dinámico estructural.

2.1. Modelo aerodinámico

El modelo aerodinámico permite determinar las cargas que el aire ejerce sobre las palas de la turbina, lo cual produce el movimiento rotacional de estas y constituye el mecanismo por el

cual la energía mecánica del viento es transferida al aerogenerador. En el UVLM se considera flujo incompresible a alto número de Reynolds. Esto permite restringir toda la vorticidad a una zona pequeña del dominio compuesta por las capas límites y las estelas, mientras que se supone al resto del fluido como irrotacional. Como una simplificación, la capa límite es representada por láminas vorticosas adheridas a las superficies de los cuerpos, moviéndose con estos, donde su posición está determinada por los desplazamientos y deformaciones de la estructura, por lo que representa un dato de entrada para el problema aerodinámico, y la estela es representada por láminas vorticosas libres y su posición no es especificada a priori. Las estelas son convectadas desde los bordes de fuga de los cuerpos a la velocidad local de las partículas de fluido, tomando posiciones de modo que no actúen fuerzas resultantes sobre las mismas. Los dos tipos de láminas vorticosas se unen en los bordes desde donde es convectada la estela.

Las láminas vorticosas son discretizadas, convirtiéndose en grillas aerodinámicas (GA) compuestas de segmentos vorticosos rectos de circulación Γ constante a lo largo de su longitud. Cada vórtice posee un campo de velocidades de perturbación asociado, que se obtiene a partir de la ley de Biot-Savart

$$\mathbf{v}(\mathbf{x}) = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{L} \times \mathbf{r}_1}{\|\mathbf{L} \times \mathbf{r}_1\|^2} [\mathbf{L} \cdot (\hat{\mathbf{e}}_1 - \hat{\mathbf{e}}_2)] \quad , \quad (1)$$

donde

- Γ es la circulación alrededor de la línea vorticiosa;
- \mathbf{L} es el vector que representa al segmento vorticoso;
- \mathbf{r}_1 y \mathbf{r}_2 son vectores posición relativa del punto donde está siendo evaluada la velocidad, respecto de los nodos inicial y final del segmento vorticoso respectivamente; y
- $\hat{\mathbf{e}}_1$ y $\hat{\mathbf{e}}_2$ son versores unitarios con la dirección y el sentido de \mathbf{r}_1 y \mathbf{r}_2 respectivamente.

El campo de movimiento total se calcula como la suma de los correspondientes a todos los vórtices de la GA más la velocidad del flujo sin perturbar \mathbf{v}_∞ .

Las condiciones de borde del UVLM son dos: la condición de no penetración y la de regularidad en el infinito. La primera permite determinar la vorticidad de cada segmento. La segunda se cumple implícitamente por la ec. 1.

2.2. Modelo estructural

El modelo estructural permite determinar, en primer lugar, la respuesta dinámica de la estructura (posición, velocidad y aceleración) a las cargas aerodinámicas y, en segundo lugar, el comportamiento mecánico asociado a dicha respuesta dinámica (estado de deformaciones y tensiones, reacciones de vínculo, etc). En este trabajo se utiliza Simpack (Flores, 2011), un código de elementos finitos de propósito general que provee una gran variedad de tipos de elementos y restricciones cinemáticas. Las ecuaciones de movimiento se integran utilizando un esquema explícito. La Ecuación de Movimiento se expresa como

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{X}} + = \mathbf{F}_{\text{ext}} - \mathbf{F}_{\text{int}} \quad , \quad (2)$$

donde

- $\ddot{\mathbf{X}}$ y $\dot{\mathbf{X}}$ son los vectores de aceleraciones y velocidades nodales respectivamente;
- \mathbf{M} es la matriz de masa;

- \mathbf{C} la matriz de amortiguamiento;
- \mathbf{F}_{ext} el vector de cargas externas;
- \mathbf{F}_{int} el vector de cargas internas.

El vector de cargas internas se obtiene a través del ensamble de los vectores elementales, los cuales se determinan en cada paso de cálculo por integración sobre los elementos finitos. El vector de cargas externas puede contener tanto componentes conservativas como no conservativas. El amortiguamiento viscoso se incluye como parte del modelo material viscoelástico por medio de un valor de viscosidad η con unidades de $\frac{[F][T]}{[L^2]}$. La viscosidad se utiliza para determinar tensiones viscosas proporcionales a las velocidades de deformación y su efecto se incluye en el vector \mathbf{F}_{int} .

Dado que el alcance de este trabajo se limita a la simulación de una pala de una gran turbina eólica de eje horizontal (LHAWT), esta se simula aislada del resto de los componentes, con el fin de evitar interacciones aerodinámicas. El modelo de pala utilizado consta de un conjunto de elementos finitos de vigas y restricciones cinemáticas. Como condición de borde esencial se utiliza un empotramiento en la raíz de la pala.

Actualmente, las palas de LHAWTs se contruyen utilizando materiales compuestos reforzados con fibras. La SNL 100-00 v2 tiene 100 m de longitud y está totalmente construida en materiales compuestos, definida a partir de una línea recta, que hace las veces de eje de alabeo, y una serie de secciones que permiten determinar la geometría, externa e interna, y la distribución de materiales en ella. La sección es circular en la raíz y toma formas de elipses en la zona de la transición hasta convertirse en un perfil aerodinámico en la superficie sustentadora. Para la zona de grandes espesores se utilizan perfiles desarrollados por el Delft University Wind Energy Research Institute, y en la zona de espesores menores, perfiles NACA. La pala consta de dos cáscaras exteriores (extradós e interadós) y tres largueros.

El modelado de las palas como vigas equivalentes requiere reconocer que existen fenómenos de acoplamiento asociados no sólo al tipo de laminados utilizados, sino también a la sección de la pala y a la distribución de laminados en ella. Las características mecánicas de la viga equivalente deben calcularse como *rigideces* asociadas a cada esfuerzo (tracción/compresión, corte en dos direcciones, torsión y flexión en dos direcciones) y a los posibles acoplamientos entre ellos. En este trabajo se utilizó PreComp (Bir, 2005) para el cálculo de las rigideces mencionadas.

2.3. Método de interacción

La interacción entre el modelo aerodinámico y el estructural/dinámico se realiza al nivel de las condiciones de contorno, transfiriendo información entre la GA y la malla estructural (ME). Por un lado se utilizan los desplazamientos y velocidades calculados con el código estructural para actualizar las posiciones y velocidades de los nodos de la GA. La transferencia en el sentido inverso corresponde al cálculo de un sistema de cargas equivalente que actúe sobre la ME, obtenido a partir de las fuerzas que provee el UVLM.

El método consta de una etapa inicial en la que se determina, para cada nodo en la GA, n_a , un nodo estructural maestro, n_m . Además se calcula la posición relativa entre estos nodos, \mathbf{r} , la cual se mantendrá fija a lo largo de toda la simulación. La relación que vincula las posiciones de ambos nodos es

$$\mathbf{x}_a(\mathbf{t}) = \mathbf{x}_m(\mathbf{t}) + \mathbf{r}(\mathbf{t}) \quad . \quad (3)$$

Derivando la expresión anterior respecto al tiempo se obtiene la relación que vincula las velocidades como

$$\mathbf{v}_a(t) = \mathbf{v}_m(t) + \omega_m(t) \times \mathbf{r}_m(t) \quad , \quad (4)$$

siendo $\omega_m(t)$ el vector velocidad angular del nodo estructural maestro.

Para determinar la relación entre las cargas se impone que el trabajo virtual realizado por el sistema de cargas sobre la GA sea igual al realizado por las cargas sobre la ME. De esta manera se asegura que el método no modifique artificialmente la cantidad de energía total del sistema. En este caso se obtienen dos relaciones, a saber

$$\mathbf{f}_m = \mathbf{f}_a \quad , \quad \mathbf{m}_m = \mathbf{r}_m \times \mathbf{f}_a \quad . \quad (5)$$

Es decir, una fuerza aplicada en n_a es equivalente a aplicar sobre n_m una fuerza igual y un momento que resulta de la traslación de la fuerza original. Puede demostrarse además que el método conserva las cantidades de movimiento lineal y angular del sistema.

2.4. Flutter flexo-torsional

El flutter flexo-torsional de superficies sustentadoras es una inestabilidad aeroelástica en la que se producen vibraciones autoinducidas debido a un acoplamiento desfavorable del comportamiento flexional y torsional de la estructura pensada como viga. El comportamiento flexional de interés está relacionado fundamentalmente con desplazamientos de las secciones en la dirección normal a la de la corriente de aire (la de la sustentación); velocidades en esta dirección modifican el ángulo de ataque efectivo local. El comportamiento torsional está directamente relacionado con un *cabeceo* de la sección aerodinámica, modificando el ángulo de ataque geométrico debido al giro y el ángulo de ataque efectivo debido a la velocidad de giro.

Durante las vibraciones a $v_\infty \neq 0$ se produce un intercambio de energía entre la estructura y el fluido. Si el trabajo neto realizado por el fluido sobre la estructura a lo largo de un período de tiempo es negativo, la interacción tiende a estabilizar la vibración, lo cual puede considerarse como el efecto de un amortiguamiento aerodinámico positivo. Esto ocurre a bajas velocidades. Por el contrario, si el trabajo neto es positivo, la estructura gana energía con el paso del tiempo, aumentando la amplitud de las vibraciones, proceso que, de sostenerse por un período suficientemente largo, lleva a la estructura a la falla. Suele referirse a este efecto como un amortiguamiento aerodinámico negativo.

Bajo ciertas condiciones, ciertos componentes del comportamiento flexional y del comportamiento torsional se acoplan, tomando la misma frecuencia con una fase de manera que el sistema puede desarrollar ciclos límites estables cuya amplitud depende de la velocidad de la corriente libre. En estos casos, el trabajo neto del fluido sobre la estructura es nulo. La menor velocidad de la corriente libre a la que esto ocurre se denomina *velocidad crítica de flutter*, v_{cr} .

3. RESULTADOS

En esta sección se exponen la descripción y los resultados de las simulaciones realizadas para el análisis de flutter flexo-torsional. Primeramente, se realizan una serie de comparaciones a fin de validar el modelo de viga de la pala con respecto al modelo SNL-100-00 v2 otorgado por Sandia National Laboratories. Luego, se detalla el método desarrollado en las simulaciones y los resultados de las mismas.

3.1. Verificación del modelo

Se describen a continuación tres comparaciones realizadas con el fin de validar el modelo de vigas de la pala: validación de la masa, de la rigidez y de los modos y frecuencias naturales. Las propiedades de la viga equivalente utilizada se compararon con las de un modelo de la pala producido por SNL utilizando elementos de lámina con el software ANSYS, Griffith y Resor (2011).

3.1.1. Masa

La masa de la pala informada por SNL es $m_{\text{SNL}} = 115684 \text{ kg}$. La comparación se ha realizado por dos vías¹:

- integrando numéricamente a lo largo de la envergadura los datos provistos por PreComp, obteniéndose un valor de $m_{\text{int}} = 114427 \text{ kg}$ y un error $e_{\%} = -1 \%$; y
- midiendo la reacción en el empotramiento cuando se simula la pala bajo el efecto de la gravedad, obteniéndose un valor de $m_{\text{g}} = 107365 \text{ kg}$ y un error $e_{\%} = -8 \%$.

3.1.2. Rigidez de la pala

Para evaluar la rigidez de la estructura se comparó la respuesta de la misma frente a una carga estática, tanto con los archivos de entrada para ANSYS provistos por SNL como con el modelo utilizado en este estudio. El error relativo porcentual para una carga transversal en la dirección flapwise es $e_{\%} = 3,335 \%$.

3.1.3. Relación entre masa y rigidez

Se compararon también las frecuencias naturales y los modos de vibrar correspondientes, ya que resultan medidas confiables para caracterizar el comportamiento dinámico de una estructura. Los modos y frecuencias se calcularon a partir del ya citado modelo de ANSYS provisto por SNL y a partir del modelo de vigas utilizado en este trabajo. En la Tabla 1 se presentan los errores porcentuales relativos para los primeros seis modos de vibrar (se han incluido el tipo de deformación dominante, que es coincidente entre los modelos).

Modo	Naturaleza	Frecuencia
1	Flap-wise	-0,2559 %
2	Edge-wise	-2,8329 %
3	Flap-wise	-3,6580 %
4	Edge-wise	-5,8034 %
5	Flap-wise	-4,1543 %
6	Torsion	-12,3451 %

Tabla 1: Comparación de las frecuencias modales según su naturaleza predominante.

¹El error se calcula como $e_{\%} = 100 \times (\text{valor a validar} - \text{valor validante}) / \text{valor a validar}$.

3.2. Simulaciones realizadas

En las simulaciones aeroelásticas realizadas la pala se encuentra empotrada en la raíz con giro y desplazamiento nulo, sin acción de la gravedad y aislada de los demás elementos. En $t = 0\text{ s}$ se produce un *arranque impulsivo*² y se aplica una carga vertical en la puntera de magnitud suficiente para producir un desplazamiento de 1 m aproximadamente. Esta carga se aplica sólo durante 2 s y se utiliza como perturbación que quita a la estructura de su situación de equilibrio estático³.

El ángulo de ataque global de la pala (o *calaje*) se indica en este trabajo con el símbolo q y se mide en grados sexagesimales. Como referencia, se determinó en un estudio previo una orientación que produce sustentación nula cuando la pala se simula como rígida y se asignó a esta posición un valor de $q = 0^\circ$.

Es común, dada su conveniencia, analizar sistemas con muchos grados de libertad utilizando los modos de vibrar en vacío (sin considerar la interacción con el aire) como referencia para describir el comportamiento de la estructura, aún cuando el sistema analizado es no lineal. Dado que en este trabajo no se ha realizado descomposición modal de la respuesta, luego de determinar por inspección de los resultados que se han simulado situaciones que llevan al desarrollo de vibraciones de ciclo límite asociados con flutter de la estructura, se ha tomado como referencia para cuantificar y caracterizar la respuesta de la pala el desplazamiento de la puntera en dirección normal a la corriente de aire, u . Es en referencia a esta variable que se presentan los resultados siguientes.

En términos prácticos, al utilizar un método de simulación en el dominio del tiempo, el proceso de búsqueda de la velocidad crítica de flutter puede resumirse analizando la Figura 1. En ella se presenta la evolución temporal del desplazamiento u para tres valores diferentes de v_∞ . Se destacan las envolventes de $u(t)$ que permiten distinguir, cualitativamente, el amortiguamiento aerodinámico y el desarrollo y establecimiento de ciclos límites (en caso de que estos ocurran). La velocidad crítica predicha en este caso es $v_{cr} = 168\text{ m/s}$ para $q = -5^\circ$.

3.3. Resultados

Con el objetivo de obtener una relación entre la velocidad crítica de flutter y el ángulo de pitch de la pala, se realizó una amplia batería de simulaciones utilizando diferentes orientaciones de la pala, con ángulos que van desde -5° hasta 5° con un paso de $2,5^\circ$. La Tabla 2 resume las velocidades críticas obtenidas. Estos resultados se presentan también en la Figura 2.

q	-5 deg	-2,5 deg	0 deg	2,5 deg	5 deg
v_{crit}	168,0 m/s	180,0 m/s	205,5 m/s	136,0 m/s	132,0 m/s

Tabla 2: Velocidades críticas para diferentes valores del ángulo de calaje de la pala.

En la Figura 3 se presenta un diagrama de bifurcación para la pala analizada. En él se representa la amplitud de vibración de la oscilación de ciclo límite debida a flutter, \bar{u} . Cada curva corresponde a un valor diferente para el ángulo de calaje q . Este diagrama describe el comportamiento crítico y poscrítico del sistema dinámico no lineal estudiado. El diagrama presenta

²Se denomina así porque la velocidad de la corriente libre pasa de un valor nulo para $t < 0\text{ s}$ a un valor finito en $t = 0\text{ s}$ instantáneamente.

³Dado que la pala posee alabeo geométrico y aerodinámico, no es estrictamente necesario introducir perturbaciones, pero se incluyen aquí como manera de acelerar el proceso de aparición de oscilaciones

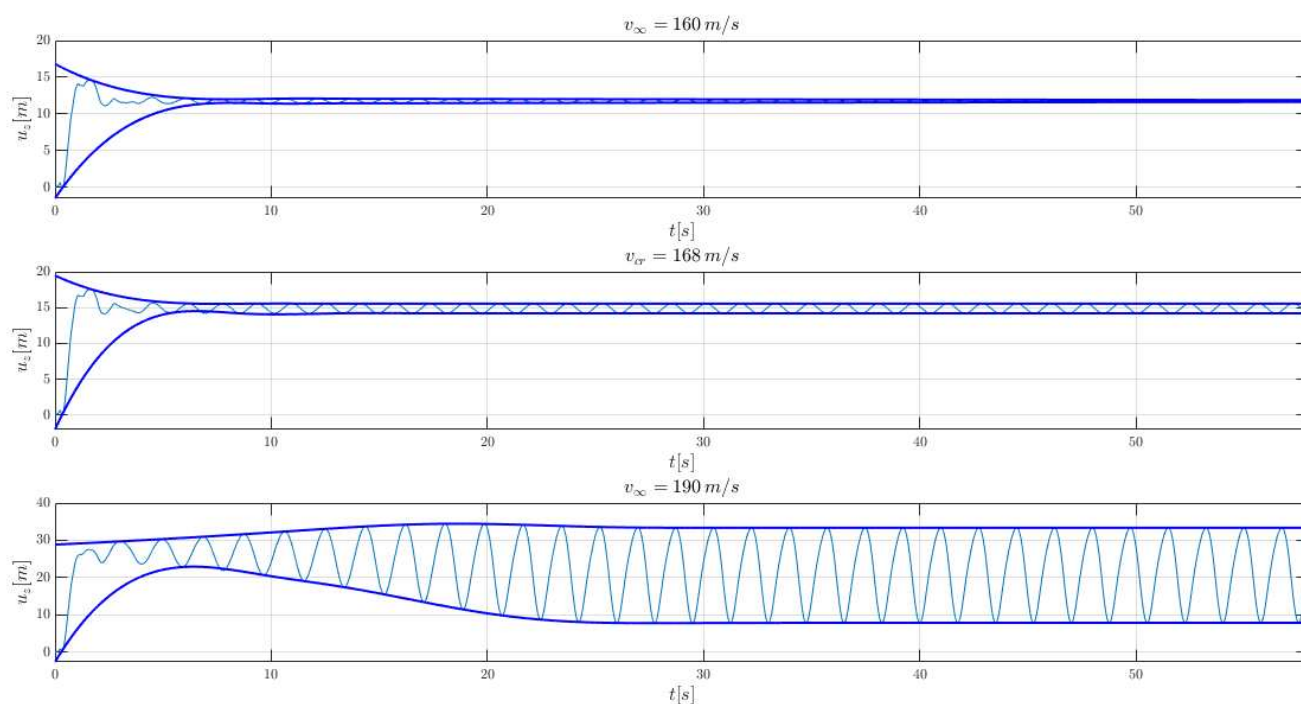


Figura 1: Desplazamiento transversal de la puntera de la pala, u , en función del tiempo, para tres velocidades de viento y para un ángulo de calaje $q = -5^\circ$.

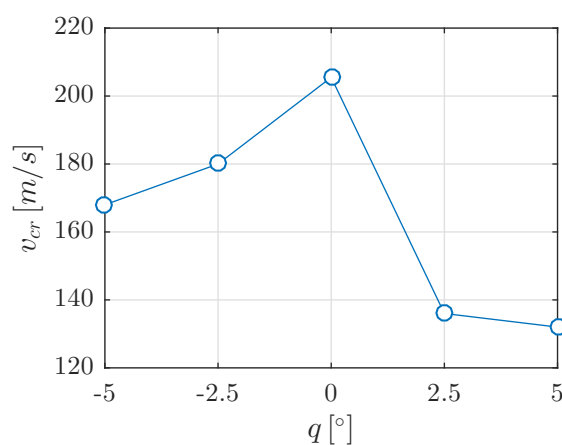


Figura 2: Velocidad crítica de flutter vs. ángulo q .

una *bifurcación tenedor* para $v_\infty = v_{cr}$. Cuando $v_\infty < v_{cr}$, hay una única solución, con amplitud nula y que representa una condición de equilibrio estable. Si $v_\infty \geq v_{cr}$, la solución con amplitud nula representa un estado de equilibrio inestable, y el equilibrio estable corresponde a oscilaciones de amplitud constante.

La Figura 4 muestra una variación del diagrama de bifurcación. En él se ha incluido más información para cada uno de los valores de q considerados. Para los puntos en que $v_\infty \geq v_{cr}$, la línea continua indica la posición media alrededor de la cual ocurre la oscilación de ciclo límite, y las líneas de trazos delimitan el máximo y el mínimo valor que toma u debido a la amplitud de la vibración. Para los casos en que $v_\infty < v_{cr}$ la amplitud *en estado de régimen* es cero, por lo que sólo se observa la línea continua que indica la posición de equilibrio deformado.

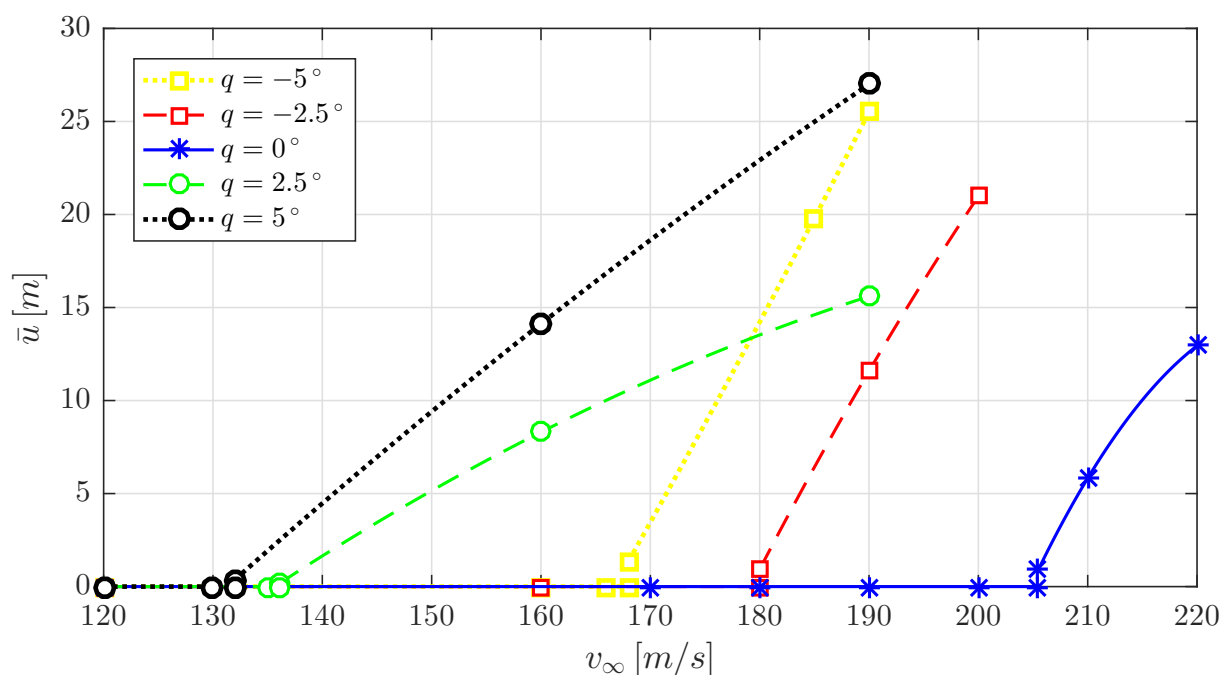


Figura 3: Diagrama de bifurcación para diferentes valores de q .

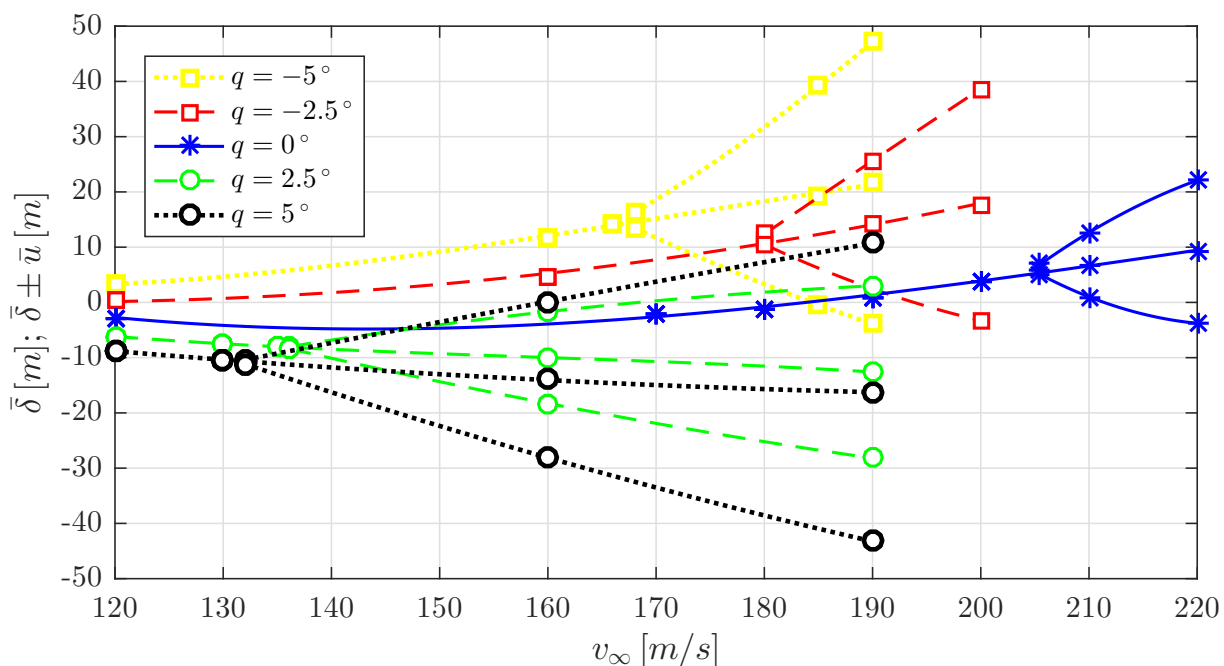


Figura 4: Diagrama de bifurcación ampliado.

4. CONCLUSIONES

En este trabajo se investigó la ocurrencia de la inestabilidad aeroelástica de flutter flexo-torsional en palas de grandes aerogeneradores de eje horizontal. El análisis se realizó sobre el modelo de pala SNL100-00 v2, de 100 m de longitud y diseñada íntegramente en materiales compuestos. Se realizaron múltiples simulaciones de una pala aislada, empotrada en la raíz, utilizando diferentes valores de ángulo de ataque global y velocidades de viento. Se determinó así el valor de la velocidad crítica de flutter para cada calaje considerado, y la amplitud de

vibración cuando se establece el ciclo límite para velocidades mayores a la crítica.

Como orientación de referencia se utilizó aquella que produce sustentación nula al considerar la pala como un cuerpo rígido. Los resultados indican que la velocidad crítica es alta en esa situación (aproximadamente 200 m/s), y que disminuye de manera importante ante cambios pequeños y moderados del ángulo de calaje. Dadas las altas velocidades a las que inicia el fenómeno de flutter, las deformaciones asociadas son altas.

Cualitativamente, el comportamiento global obtenido es el esperado. Sin embargo, las velocidades críticas halladas están muy por encima de las estimadas previamente por el equipo que diseñó la pala. En su trabajo indican que la velocidad crítica en condiciones de operación de la turbina sería aproximadamente igual a la de funcionamiento. La máxima velocidad de funcionamiento de la turbina es de 25 m/s , en fuerte contraste con la mínima velocidad crítica hallada en este estudio, de 132 m/s . Sin embargo, la incertidumbre sobre la precisión de la estimación hecha por SNL (mencionada en su informe), en conjunto con el hecho de que la condición de funcionamiento en la que se realizó la investigación es muy diferente, indica que es necesario realizar futuras investigaciones que complementen el análisis presentado aquí.

4.1. Trabajos futuros

Hasta aquí se ha logrado validar el modelo de vigas de la pala y marcar una introducción al estudio del fenómeno de flutter flexo-torsional en palas de LHAWT. Se pueden mencionar los siguientes trabajos futuros que complementarían el presente:

- contrastar los resultados presentados en este trabajo con aquellos de un análisis con métodos tradicionales (como por ejemplo el *método p-k*);
- extender el análisis a condiciones de funcionamiento de diseño (es decir, simulando la pala girando como parte de un rotor);
- realizar la descomposición modal de la respuesta para analizar la participación modal durante el establecimiento de la inestabilidad;
- analizar el nivel de amortiguamiento aerodinámico para velocidades menores a la velocidad crítica;
- determinar, para las condiciones de funcionamiento simuladas, la validez de la teoría aerodinámica elegida, dado que, entre otras limitaciones, es incapaz de captar el desprendimiento del flujo, lo que podría tener gran influencia en las predicciones, fundamentalmente para los casos con $v_\infty \gg v_{cr}$.

REFERENCIAS

- Bir G.S. *Users Guide to PreComp (Pre-Processor for Computing Composite Blade Properties)*. National Renewable Energy Laboratory, Cole Blvd, Golden, CO 80401, 2005.
- Flores F.G. *SIMPACT, An Explicit Finite Element Program*. U.N.C., 2011.
- Griffith D.T. y Ashwill T.D. The sandia 100-meter all-glass baseline wind turbine blade: Sn100-00. Informe Técnico, Sandia National Laboratories, 2011.
- Griffith D.T. y Resor B.R. Description of model data for sn100-00: The sandia 100-meter all-glass baseline wind turbine blade. Informe Técnico, Sandia National Laboratories, 2011.
- Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. Unsteady and non-linear aeroelastic analysis of large horizontal-axis wind turbines. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39:8813 – 8820, 2014. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2013.12.028>.