

## FLUTTER FLEXO-TORSIONAL DE PALAS DE GRANDES AEROGENERADORES: ANÁLISIS DE LA PARTICIPACIÓN MODAL PARA EL CASO DE UNA PALA EMPOTRADA-LIBRE

### MODAL ANALYSIS APPLIED TO THE FLEXO-TORSIONAL FLUTTER IN CANTILEVER WIND TURBINES BLADES

Joaquín Barrionuevo<sup>a</sup>, Mauro S. Maza<sup>a</sup>, Fernando G. Flores<sup>b</sup> y Sergio Preidikman<sup>b</sup>

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

<sup>b</sup>*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología, IDIT UNC-CONICET.*

**Palabras clave:** Aeroelasticidad computacional, Flutter, Aerogeneradores, Interacción fluido-estructura.

**Resumen.** La energía eólica ha demostrado ser una valiosa fuente de energía renovable, lo que la convierte en un tema de gran importancia a nivel internacional. El desarrollo de turbinas cada vez más grandes conduce a un acoplamiento más severo entre la aerodinámica y la dinámica estructural. El flutter flexo-torsional 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 el caso de turbinas eólicas este fenómeno puede darse sobre las palas y llevar a la destrucción total de la máquina. Sobre la base de trabajos anteriores, en los que se determina la velocidad crítica de flutter para una pala empotrada-libre a diferentes ángulos de ataque, en este trabajo se analiza con detalle la participación modal durante el establecimiento y el desarrollo de la inestabilidad. El objetivo es explorar la posibilidad de determinar las interacciones entre modos estructurales que llevan al fenómeno de flutter, con el fin último de establecer una metodología para guiar el diseño y la optimización de las palas. Se intenta también establecer una relación entre la velocidad de la corriente libre y el llamado *amortiguamiento aerodinámico*, que podría tener importancia en las estrategias de supresión del fenómeno.

**Keywords:** Computational aeroelasticity, Flutter, Wind turbines, Fluid-structure interaction.

**Abstract.** In this paper we evaluate and discuss the structural modes interaction in the onset of the flutter phenomenon for a large wind turbine blade isolated. 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 que se logra al aumentar el tamaño de las palas. Como consecuencia, se busca el desarrollo de palas cada vez más grandes, resultando necesariamente en estructuras más flexibles, cuyo comportamiento aeroelástico se convierte 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 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.

El presente trabajo forma parte de una línea de investigación cuyo objetivo principal es el análisis del comportamiento aeroelástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal (o LHAWT, por sus siglas en inglés). Dentro de esta línea de investigación, las primeras actividades incluyeron, por un lado, desarrollar un método numérico y una herramienta computacional que permitieran realizar simulaciones aeroelásticas de LHAWT, y, por otro lado, aplicar la herramienta a casos de ejemplo en condiciones de trabajo *normales*, con el fin de corroborar que la misma es capaz de captar los fenómenos físicos fundamentales que intervienen en el funcionamiento de estas máquinas. Actualmente se está estudiando la posibilidad de aparición de flutter flexo-torsional para un modelo específico de pala desarrollado por Sandia National Laboratories (SNL) denominado *SNL 100-00 v2* (Griffith y Ashwill, 2011). El estudio se realiza en un proceso en el que se consideran primeramente las condiciones de análisis más simples, para ganar experiencia sobre el uso de las herramientas y complejizar el fenómeno poco a poco. En ese sentido, en la primera parte de tal proceso se estudió la aparición de flutter para el caso de una pala aislada, empotrada en la raíz (sin movimiento de rotación), sometida a una corriente de aire uniforme, para una variedad de ángulos de paso; como parámetro de control se utilizó el desplazamiento transversal del nodo de la puntera, con lo cual se construyeron diagramas de bifurcación; los resultados obtenidos fueron publicados en Ramis et al. (2021)

Como continuación de los esfuerzos mencionados, en este trabajo se analizan en mayor detalle los resultados obtenidos previamente para, por un lado, determinar cómo varía el llamado *amortiguamiento aerodinámico* con la velocidad de la corriente libre, y, por el otro, deducir qué modos participan en la aparición y establecimiento de la inestabilidad estudiada. Para ello se aplican diferentes técnicas, entre ellas la descomposición modal de las respuestas en diferentes condiciones de viento. A pesar de que el sistema bajo análisis es un sistema inherentemente no lineal, con no-linealidades debidas tanto al modelo aerodinámico como al estructural, se considera viable aplicar descomposición modal para los casos en que las deformaciones de la estructura sean pequeñas o moderadas.

La herramienta computacional utilizada para las simulaciones fue desarrollada dentro del paradigma de la co-simulación. Como modelo aerodinámico se utiliza el Método de Red de Vórtices Inestacionario (o UVLM, por su nombre en inglés), que se basa en 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. Estos se hacen interactuar mediante un algoritmo de interacción débil descrito en Maza et al. (2023), con lo que se obtiene un nuevo método numérico, inducido a partir de la vinculación de los otros dos, que permite estudiar fenómenos aeroelásticos.

Para la descomposición modal se utiliza una librería de postprocedo desarrollada dentro del grupo de trabajo, escrita en Python, específicamente diseñada con el fin de postprocesar datos provenientes de las herramientas computacionales utilizadas para realizar las simulaciones aeroelásticas.

## 2. ABORDAJE DEL PROBLEMA AEROELÁSTICO

En el esquema particionado (o de co-simulación), 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 vinculan 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

Se emplea una versión inestacionaria del clásico Método de Red de Vórtices (UVLM) (Preidikman, 1998). Este modelo implica la suposición de flujo potencial en todo el dominio excepto por las zonas correspondientes a los contornos de los cuerpos sumergidos en la corriente fluida y en las estelas. Esto equivale a suponer que toda la vorticidad se concentra en capas de espesor infinitesimal, algunas adheridas a las superficies de los cuerpos sumergidos (representando las capas límites), y otras libres (representando las estelas). Las últimas se obtienen por convección de la vorticidad desde los bordes de fuga de las superficies sustentadoras.

Las sábanas vorticosas que representan las capas límites y las estelas son discretizadas en *redes de vórtices*, denominadas aquí *grillas aerodinámicas* (GGAA). Los vórtices son segmentos vorticosos rectos que dividen las láminas vorticosas en elementos de área denominados *paneles*, en cuyos centros geométricos se encuentran los *puntos de control*. Los vértices de los paneles se denominan *nodos aerodinámicos*. Las posiciones y velocidades de los puntos de control y de los nodos aerodinámicos son datos del problema y se actualizan instante a instante a partir de la respuesta dinámica calculada con el modelo estructural. En cada punto de control se determina una fuerza aerodinámica que se utiliza para cargar al modelo estructural.

### 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. Se utiliza un esquema explícito para la integración temporal (diferencias centrales, de segundo orden). La Ecuación de Movimiento se expresa como

$$M\ddot{\mathbf{X}} + C\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{F}_{\text{ext}} - \mathbf{F}_{\text{int}} = \mathbf{0} \quad (1)$$

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,  $\mathbf{F}_{\text{ext}}$  el vector de cargas externas, y  $\mathbf{F}_{\text{int}}$  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  $\eta$  con unidades de  $[F][T]/[L^2]$ . La viscosidad se utiliza para determinar tensiones viscosas proporcionales a las velocidades de deformación y su efecto se incluye en el vector  $\mathbf{F}_{\text{int}}$ .

La pala se modela utilizando elementos finitos de vigas con una formulación tipo GEBT (Geometrically Exact Beam Theory) desarrollada por Simo (1985) y Simo y Vu-Quoc (1986). Se trata de elementos de dos nodos con funciones de forma lineales estándar. La matriz constitutiva admite elementos fuera de la diagonal para representar los acoplamientos entre distintos esfuerzos internos que están relacionados a las complejidades tanto de las geometrías de las secciones de la pala, así como a la distribución de materiales en ellas. Las propiedades de viga equivalente se determinan con PreComp (Bir, 2005). Como condición de borde esencial se utiliza un empotramiento en la raíz de la pala.

### 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 *grilla aerodinámica* (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

$$\mathbf{x}_a(t) = \mathbf{x}_m(t) + \mathbf{r}(t) \quad . \quad (2)$$

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

$$\mathbf{v}_a(t) = \mathbf{v}_m(t) + \boldsymbol{\omega}_m(t) \times \mathbf{r}_m(t) \quad , \quad (3)$$

siendo  $\boldsymbol{\omega}_m(t)$  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

$$\mathbf{f}_m = \mathbf{f}_a \quad , \quad \mathbf{m}_m = \mathbf{r}_m \times \mathbf{f}_a \quad . \quad (4)$$

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, algunos 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 a lo largo de un ciclo de vibración es nulo. La menor velocidad de la corriente libre a la que esto ocurre se denomina *velocidad crítica de flutter*,  $v_{cr}$ .

## 3. RESULTADOS

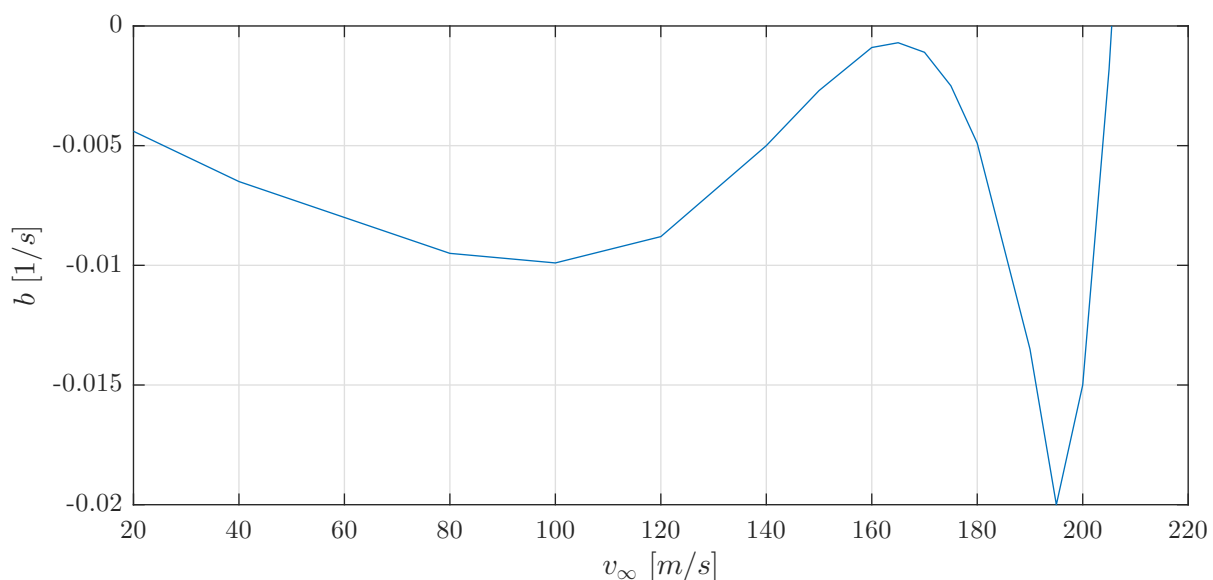


Figura 1: Variación del exponente  $b$  de decaimiento de la amplitud de vibración en función de la velocidad de la corriente libre,  $v_\infty$ .

En las simulaciones 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  $t = 0$  s se produce

un *arranque impulsivo*<sup>1</sup> 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 estático<sup>2</sup>.

En un estudio previo se determinó el ángulo de ataque global de la pala (o *calaje*) que produce sustentación nula cuando la pala se simula como rígida. A tal orientación se asignó un valor de  $q = 0^\circ$ , y es la que se ha utilizado en este trabajo.

### 3.1. Amortiguamiento aerodinámico

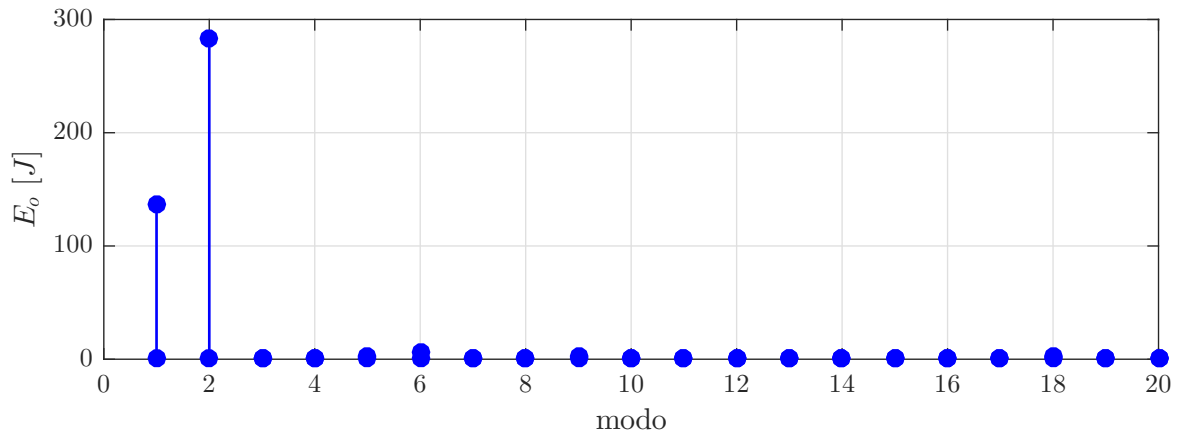


Figura 2: Energía mecánica relacionada a la oscilación de los modos,  $E_o$  para  $v_\infty = 60 \text{ m/s}$ .

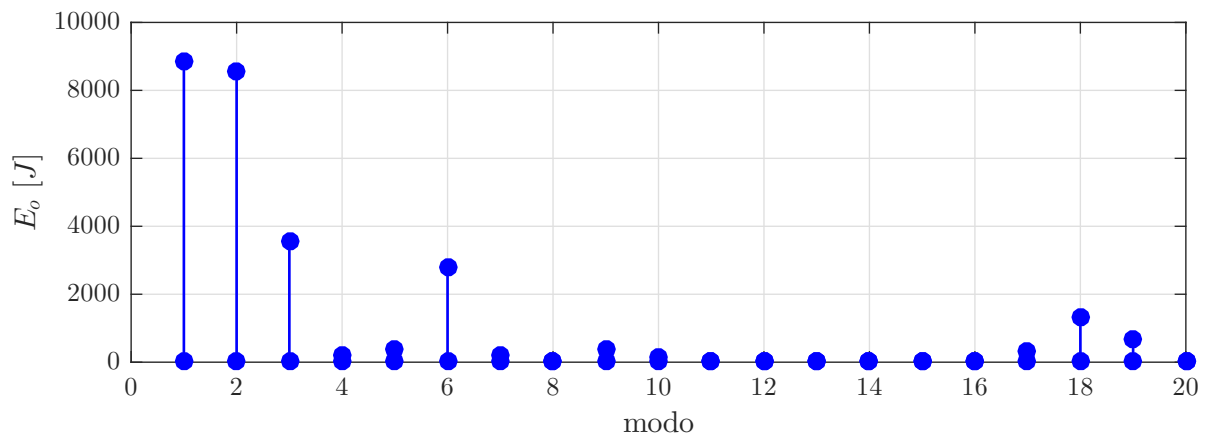


Figura 3: Energía mecánica relacionada a la oscilación de los modos,  $E_o$  para  $v_\infty = 160 \text{ m/s}$ .

Para este análisis se toma al desplazamiento de la puntera en la dirección normal a  $v_\infty$ ,  $u_T$ , como parámetro de referencia para caracterizar la respuesta. El desplazamiento  $u_T$  varía en el tiempo y tiene dos componentes cuando se alcanza el estado estacionario: por un lado, un valor constante,  $u_m$ , que corresponde a la deflexión de la puntera si el sistema llega a una condición sin vibraciones; y, por el otro, una componente oscilatoria,  $u_o$ , con amplitud  $u_a$ . Para

<sup>1</sup>Se 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.

<sup>2</sup>Dado 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

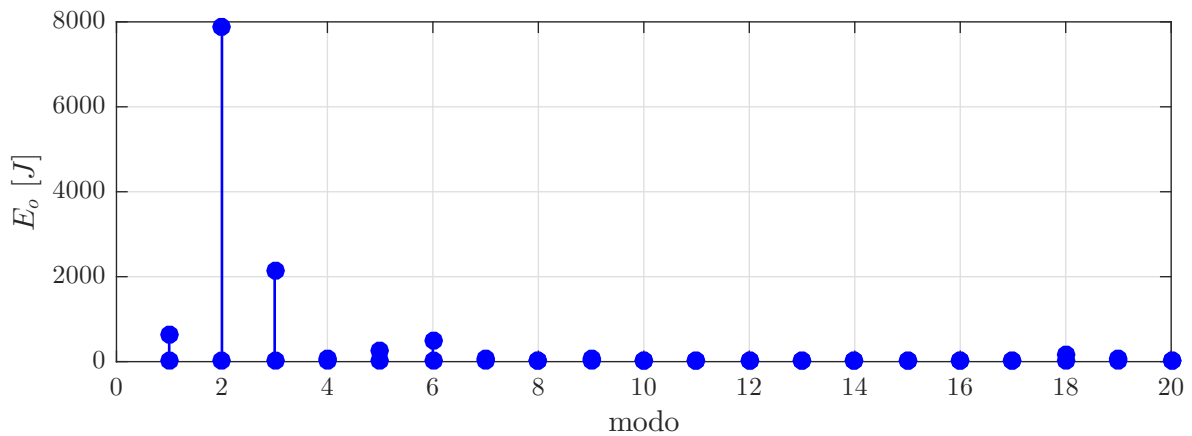


Figura 4: Energía mecánica relacionada a la oscilación de los modos,  $E_o$  para  $v_\infty = 190 \text{ m/s}$ .

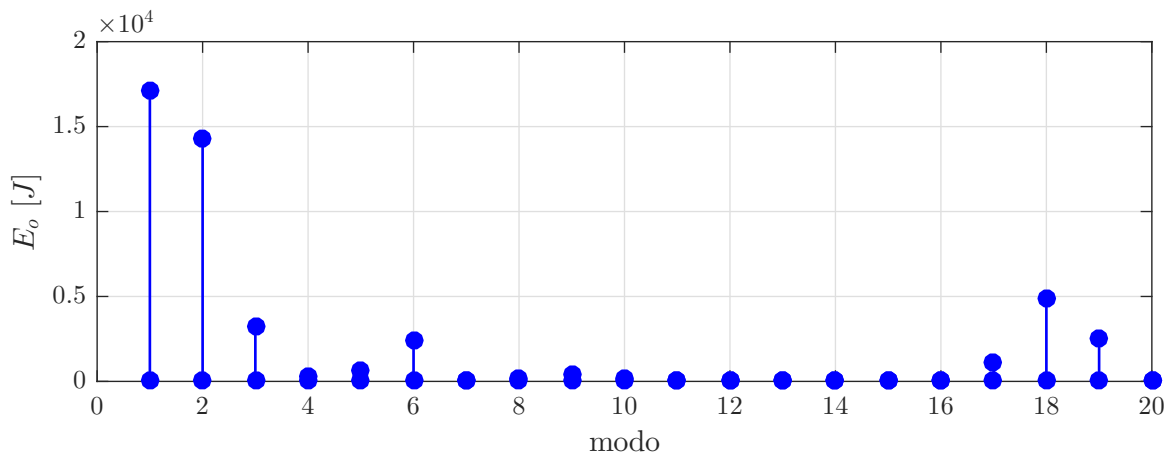


Figura 5: Energía mecánica relacionada a la oscilación de los modos,  $E_o$  para  $v_\infty = 200 \text{ m/s}$ .

los casos en que  $v_\infty \leq 205,5 \text{ m/s} = v_{cr}$ , la variación de  $u_T$  posee un decaimiento exponencial que permite tomar una medida de la velocidad con la que la interacción con el fluido quita energía a la estructura. En la Figura 1 se presenta la evolución del exponente de la función que ajusta al decaimiento de la amplitud. El comportamiento a velocidades bajas y moderadas comparadas con la velocidad crítica de flutter (entre  $0 \text{ m/s}$  y  $160 \text{ m/s}$ ), es el esperado. Sin embargo, se observan un aumento y una subsiguiente disminución repentinos (en términos de valor absoluto) hasta que se anula para la  $v_{cr}$ , contrario a lo esperado.

### 3.2. Participación modal

La participación de los distintos modos en la respuesta de la pala se ha determinado aquí considerando la energía mecánica relacionada a cada modo. En particular, atendiendo a que la deformación de la pala está compuesta de una *deformación media* (o de referencia), alrededor de la cual la pala vibra, se han calculado, para los primeros 20 modos, dos componentes de energía mecánica: la energía mecánica media,  $E_m$ , relacionada a la posición de referencia de la pala deformada, y la energía mecánica de oscilación,  $E_o$ , asociada a la vibración de la pala. Esta última da una medida de cuánta energía intercambia la estructura con el medio fluido a través de cada modo, y cuánta energía intercambian los modos entre sí, todo en una sola variable.

En las figuras 2 a 6 se presenta la energía mecánica relacionada a la oscilación de los primeros 20 modos para velocidades que van desde  $60 \text{ m/s}$  hasta  $210 \text{ m/s}$ . Se observa que a bajas

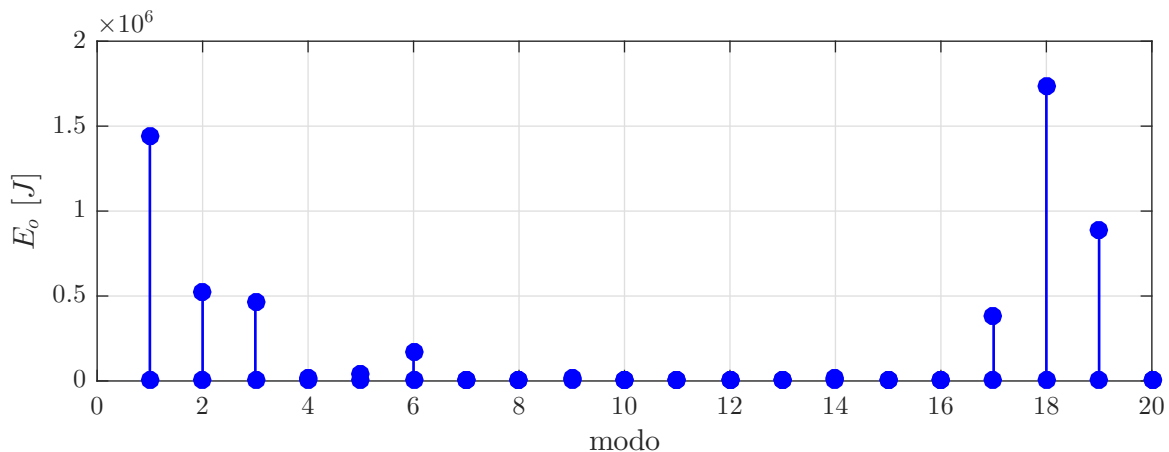


Figura 6: Energía mecánica relacionada a la oscilación de los modos,  $E_o$  para  $v_\infty = 210$  m/s.

velocidades la pala responde fundamentalmente con los primeros dos modos, que son un modo de *flexión flap-wise* y uno de *flexión edge-wise*. Sin embargo, a medida que aumenta la velocidad, se activan claramente el segundo modo de *flexión flap-wise* (tercer modo) y el primer modo de torsión (sexto modo). Esta etapa corresponde con la primera fuerte disminución del amortiguamiento aerodinámico. Sin embargo, para velocidades algo mayores, la respuesta está dominada por el primero modo *flexión edge-wise* (segundo modo), situación que se revierte luego al acercarse  $v_\infty$  más a  $v_{cr}$ . Este cambio de comportamiento se corresponde con el repentino aumento y posterior decaimiento del nivel de amortiguamiento y podría estar íntimamente relacionado con él, aunque no hemos encontrado mayores indicios de esta relación. Finalmente vale destacar que a medida que aumenta la deformación se hace más y más notoria la presencia de los modos superiores (modos 17, 18 y 19), cuya excitación no hemos podido explicar. Considerando que esto ocurre conjuntamente con la aparición de armónicos en las transformadas de Fourier discretas del desplazamiento y el giro del nodo de la puntera, hemos tomado como hipótesis que para estos niveles de deformación, la hipótesis simplificada de comportamiento lineal ya no es válida y, por lo tanto, tampoco es esperable que funcione una técnica de análisis como al descomposición modal, que se basa en tal suposición.

#### 4. CONCLUSIONES

En este trabajo se investigó el comportamiento aeroelástico de 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 velocidades de viento. Como orientación de referencia se utilizó aquella que produce sustentación nula al considerar la pala como un cuerpo rígido.

Aplicando al técnica de descomposición modal se pudo analizar la variación del nivel de amortiguamiento aerodinámico con la velocidad de la corriente libre y la participación modal en el establecimiento de la inestabilidad aeroelástica conocida como flutter flexo-torsional. Se hallaron resultados que en alguna medida contradicen el comportamiento esperado para el amortiguamiento, pero que se ven correlacionados con una modificación en la manera de responder de la estructura cuando la velocidad del viento cambia, lo que parece explicar los resultados obtenidos. Finalmente se determinó que para determinados niveles de deformación, que lamentablemente corresponden a casos de interés, el método de descomposición modal no es aplicable



debido a la imposibilidad de suponer que la respuesta de la estructura puede modelarse como lineal.

## REFERENCIAS

- Bir G.S. *Users Guide to PreComp (Pre-Processor for Computing Composite Blade Properties)*. National Renewable Energy Laboratory, 1617, Cole Blvd, Golden, CO 80401, 2005.
- Flores F.G. *SIMPACT, An Explicit Finite Element Program*. Departamento de Estructuras, U.N.C., 2011.
- Griffith D.T. y Ashwill T.D. The sandia 100-meter all-glass baseline wind turbine blade: SNL100-00. Informe Técnico, Sandia National Laboratories, 2011.
- Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. A cost-effective algorithm for the co-simulation of unsteady and non-linear aeroelastic phenomena. *Journal of Fluids and Structures*, 118:103838, 2023. ISSN 0889-9746. doi:<https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2023.103838>.
- Preidikman S. *Numerical Simulations of Interactions Among Aerodynamics, Structural Dynamics, and Control Systems*. Tesis de Doctorado, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1998.
- Ramis M., Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. Simulación y análisis de flutter flexo-torsional en palas de grandes aerogeneradores de eje horizontal. *Mecánica Computacional*, 38(34):1331–1340, 2021. ISSN 2591-3522.
- Simo J. y Vu-Quoc L. A three-dimensional finite-strain rod model. part II: computational aspects. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 58:79–116, 1986.
- Simo J.C. A finite strain beam formulation - the three-dimensional dynamic problem. i. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 49:55–70, 1985.