

FLUTTER FLEXO-TORSIONAL DE PALAS DE GRANDES AEROGENERADORES: CONDICIONES DE FUNCIONAMIENTO PARA LA APARICIÓN DEL FENÓMENO EN UNA PALA AISLADA

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

Mauro S. Maza^a, Diego F. Turello^a, Fernando G. Flores^b y Sergio Preidikman^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. 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. Bajo la hipótesis de que la aparición del fenómeno de flutter depende no solo de la magnitud de las cargas, sino también de la distribución de estas, en el presente trabajo se investigan las condiciones de funcionamiento que pueden llevar a la aparición del mismo en una pala aislada rotando. Se intenta determinar la dependencia del fenómeno en relación a los diferentes parámetros fundamentales de funcionamiento como ángulo de paso, velocidad de la corriente libre, velocidad de rotación y coeficiente de avance. Se proponen también estrategias para suprimir el fenómeno una vez iniciado, considerando las posibilidades de control de cada una de las variables mencionadas.

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

Abstract. In this paper we evaluate and discuss the flutter velocity for a large wind turbine blade when it rotates 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.

Como continuación de los esfuerzos mencionados, en este trabajo se analiza la misma pala pero en condiciones similares a las de funcionamiento de una turbina, es decir, se añade a la velocidad del viento (corriente libre) la rotación de la pala. Así, esta última queda sometida a un campo de velocidades complejo en el que cada sección de la misma ve una velocidad de viento diferente tanto en magnitud como en dirección.

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.

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

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

donde $\ddot{\mathbf{X}}$ y $\dot{\mathbf{X}}$ son los vectores de aceleraciones y velocidades nodales, respectivamente, M es la matriz de masa, C la matriz de amortiguamiento, \mathbf{F}_{ext} el vector de cargas externas, y \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 $[F][T]/[L^2]$. 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} .

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

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

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

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

siendo $\omega_m(\mathbf{t})$ 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} .

v_∞ [m/s]	ω_ϕ [rad/s]				
	0.1	0.5	0.7547	0.8	1.0
1.0	A	A	A	A	A
3.9	B				
10.0	B				
18.2	A		A		A
25.0	A	A	A	A	A

Tabla 1: Combinaciones de v_∞ y ω_ϕ seleccionadas para el análisis.

v_∞ [m/s]	ω_ϕ [rad/s]														
	0.1			0.5			0.7547			0.8			1.0		
	u_a	u_m	ω_a	u_a	u_m	ω_a	u_a	u_m	ω_a	u_a	u_m	ω_a	u_a	u_m	ω_a
1.0	0.66	0.05	38.7	0	0.54	4.34	0.0	1.05	4.34	0.0	1.15	4.34	0.0	1.60	4.34
3.9	0.66	0.13	38.7												
10.0	0.66	0.33	38.7												
18.2	0.05	0.65	13.6				0.0	4.20	13.6				0.0	5.52	13.6
25.0	2.56	0.88	13.4				0.0	5.49	13.6				0.0	7.08	13.6

Tabla 2: Resultados obtenidos para diferentes combinaciones de v_∞ y ω_ϕ , con $q = 90^\circ$. Se indican para cada combinación tres valores correspondientes al estado estacionario: amplitud de vibración, u_a en m/s, posición media, u_m en m/s, y frecuencia de vibración, ω_a en rad/s.

3. RESULTADOS

En las simulaciones realizadas la pala se encuentra empotrada en la raíz, con movimiento impuesto sobre este apoyo, sin acción de la gravedad, bajo un campo de movimiento uniforme (sin capa límite terrestre) y aislada de los demás elementos (para evitar la interacción aerodinámica). El movimiento impuesto al empotramiento corresponde al que tendría si formara parte de una turbina, es decir, se trata del giro alrededor de un eje que se encuentra a cierta distancia del empotramiento, correspondiéndose esta con la distancia entre el punto de anclaje de las palas sobre el cubo (*hub*, en inglés) y el eje del rotor. En este caso se ha adoptado $r = 6\text{ m}$. Para simplificar el análisis se han tomado algunos parámetros que no corresponden exactamente con

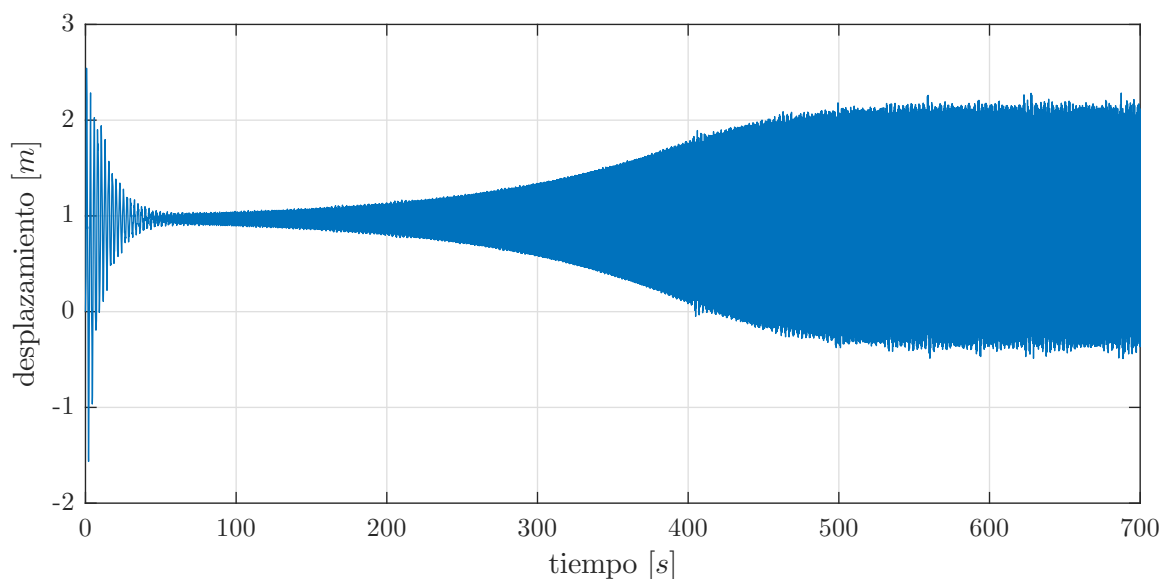


Figura 1: Respuesta para el caso $v_\infty = 25 \text{ m/s}$ y $\omega_\phi = 0,1 \text{ rad/s}$.

una turbina real: se han supuesto los ángulos de *pre-tilt* y *pre-cone* nulos, de tal manera que el eje de rotación es horizontal y la pala gira contenida en un plano vertical. Además, el eje de rotación está fijo en el espacio, es decir, no se ve afectado por las vibraciones típicas del eje de una turbina asociadas a la elasticidad del apoyo que representan la torre y los demás elementos intermedarios.

Con este esquema de simulación existen tres parámetros que pueden modificar la respuesta aeroelástica de la pala: el ángulo de paso, q , la velocidad de la corriente libre, v_∞ , y la velocidad de rotación, ω_ϕ . La combinación de v_∞ y la velocidad de traslación de las secciones de la pala debida a su rotación producen un campo de velocidades en el que cada sección de la pala ve una velocidad relativa diferente tanto en magnitud como en dirección (ángulo de ataque local). Los parámetros v_∞ y ω_ϕ suelen combinarse en el llamado *coeficiente de avance*, $\lambda = R\omega_\phi/v_\infty$, asociado con la distribución de ángulo de ataque sobre la envergadura. Esto simplifica el análisis del comportamiento de las turbinas, pero es válido sólo para análisis simplificados en los que no se consideren los efectos de la deformación de la estructura (relacionado a la magnitud de las cargas aerodinámicas), ni modificaciones que puedan darse en el comportamiento del flujo debido a la magnitud de la velocidad.

En este trabajo se presentan resultados para un único ángulo de paso y para 12 combinaciones de v_∞ y ω_ϕ que se consideraron de interés y se presentan en la Tabla 1. Los casos A se eligieron inicialmente para abarcar las diferentes condiciones de funcionamiento posibles de la turbina. En función de los resultados obtenidos, en una segunda etapa se simularon también los casos B. En un estudio previo, considerando únicamente la velocidad de la corriente libre y la pala rígida, se determinó un ángulo de paso de referencia para el que la sustentación es nula; se asignó a esta posición un valor de $q = 0^\circ$. En este trabajo se utilizó $q = 90^\circ$, de manera que la pala enfrente con ese *calaje* la componente de viento debida a la rotación.

Las simulaciones ocurren en dos etapas. En $t = 0 \text{ s}$ se activa instantáneamente la velocidad de la corriente libre, y se inicia el movimiento de rotación que transiciona suavemente desde $\omega_\phi = 0 \text{ rad/s}$ hasta el valor elegido para la simulación en un lapso de 10 s , marcando este punto el fin de la primera etapa y el inicio de la segunda. A partir de allí la velocidad de rotación se mantiene constante. Se toma al desplazamiento de la puntera en la dirección de v_∞ (es decir,

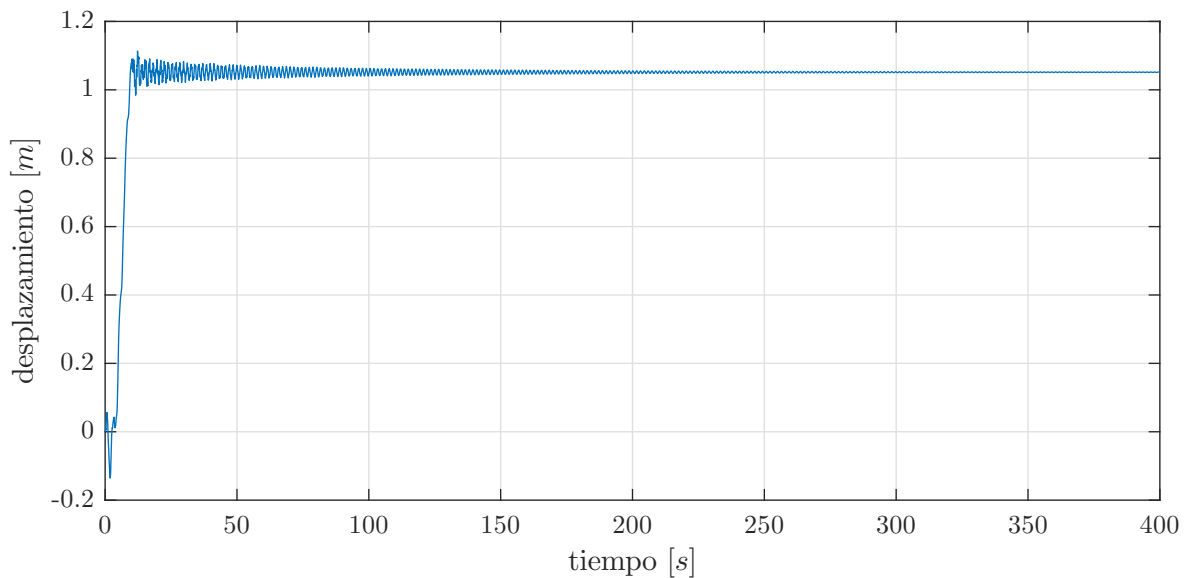


Figura 2: Respuesta para el caso $v_\infty = 1 \text{ m/s}$ y $\omega_\phi = 0,7547 \text{ rad/s}$.

en dirección normal al plano en el que rota la pala), 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 .

Los resultados obtenidos se resumen en la Tabla 2; allí se observan para cada combinación tres valores correspondientes al estado estacionario: amplitud de vibración, u_a en m/s , posición media, u_m en m/s , y frecuencia de vibración, ω_a en rad/s . Mediante las simulaciones realizadas no se predice aparición de flutter para velocidades de rotación asociadas al funcionamiento normal de la turbina ($\omega_\phi \geq 0,5 \text{ rad/s}$). Para estos casos las vibraciones originadas durante el arranque se amortiguan rápidamente; además, la deflexión de la puntera crece consistentemente con el aumento de la carga aerodinámica (v_∞ y ω_ϕ crecientes). Se observa un cambio en la respuesta de la pala, con frecuencias de vibración asociadas al primer modo de flexión *edge-wise* ($4,34 \text{ rad/s}$) para menores velocidades de la corriente libre, mientras que para velocidades mayores predomina una frecuencia asociada al segundo modo de flexión *edge-wise* ($13,6 \text{ rad/s}$). Por el contrario, se predice la aparición de la inestabilidad para todos los casos en que $\omega_\phi = 0,1 \text{ rad/s}$. Esto motivó la simulación de los casos B mencionados en la Tabla 1. El aumento de u_m es consistente con el de v_∞ . Llama la atención la constancia de los valores de amplitud y frecuencia de vibración para los tres casos con menor v_∞ . La frecuencia mencionada está justo entre las frecuencias correspondientes al segundo modo de torsión ($37,7 \text{ rad/s}$) y el sexto modo de flexión *flap-wise* ($39,1 \text{ rad/s}$), lo cual podría indicar que son estos los modos que están interactuando en el establecimiento de la inestabilidad.

En la Figura 1 se presenta la evolución temporal del desplazamiento transversal de la puntera para el caso $v_\infty = 25 \text{ m/s}$ y $\omega_\phi = 0,1 \text{ rad/s}$, que muestra la típica evolución hacia una oscilación de ciclo límite asociada a flutter flexo-torsional. En las figuras 2 y 3 se presentan las respuestas para $\omega_\phi = 0,7547 \text{ rad/s}$ y dos valores de v_∞ , 1 m/s y $18,2 \text{ m/s}$ respectivamente. Entre ellas puede apreciarse la diferencia en la frecuencia de la respuesta, además de la diferencia en la amplitud del desplazamiento ya mencionadas.

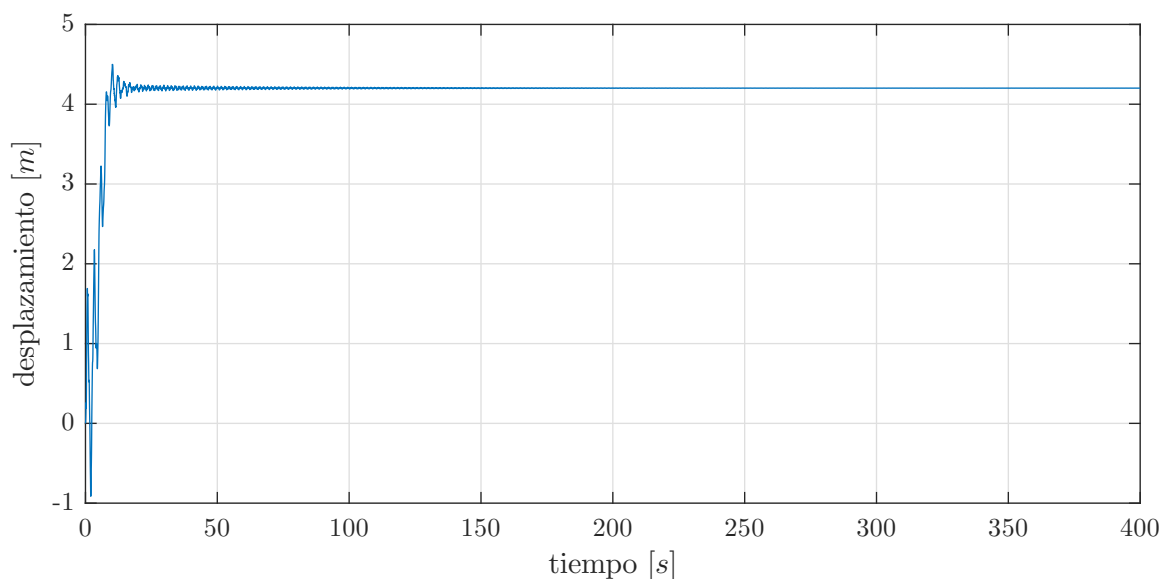


Figura 3: Respuesta para el caso $v_{\infty} = 18,2 \text{ m/s}$ y $\omega_{\phi} = 0,7547 \text{ rad/s}$.

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, sometida a una corriente de viento uniforme y un movimiento de rotación impuesto para simular campos de velocidades relativas similares a las correspondientes a una turbina en funcionamiento. Se consideró un único ángulo de paso y varias combinaciones de velocidades de corriente libre, v_{∞} , y velocidad de rotación, ω_{ϕ} . El desplazamiento transversal de la puntera se tomó como referencia para caracterizar la respuesta de la pala ante las diferentes condiciones simuladas.

Mediante las simulaciones realizadas no se halló flutter en condiciones de funcionamiento normal, sino todo lo contrario, altos niveles de amortiguamiento aerodinámico. Esto resulta en contraposición de las estimaciones realizadas por el equipo que diseñó la pala, quienes indican que la velocidad crítica en condiciones de operación de la turbina sería aproximadamente igual a la de funcionamiento.

Sí se determinaron condiciones en las que el método utilizado predice la aparición de la inestabilidad, pero en condiciones que dejan dudas sobre la precisión de los resultados, lo cual exige la profundización del análisis para determinar si la aplicación del método numérico es viable para los casos de interés mencionados aquí.

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. 38(34):1331–1340, ??? 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.