

INCLUSIÓN DE UN MÓDULO DE CONTROL EN EL ABORDAJE MULTIFÍSICO DEL COMPORTAMIENTO DE GRANDES TURBINAS EÓLICAS DE EJE HORIZONTAL

Mauro S. Maza^{a,b}, Fernando G. Flores^{a,b}, Sergio Preidikman^{a,b} y Daniel G. Forchetti^{a,c}

^aCONICET - Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, Bs. As., Argentina.

^bDto. de Estructuras, Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, Córdoba, Argentina.

^cFacultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km 601, 5800 Río Cuarto, Argentina.

Palabras Clave: Multifísica, Aero-servo-elasticidad, Aeroelasticidad computacional, Interacción fluido-estructura.

Resumen. Sistemas y estrategias de control adecuados son de vital importancia para el funcionamiento de grandes turbinas eólicas. Estos proporcionan seguridad en la operación y aumento significativo de vida útil y permiten expandir la envolvente de máximo rendimiento.

Este trabajo es una continuación de los esfuerzos enfocados en la simulación computacional del comportamiento aero-servo-elástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal mediante un abordaje multifísico. Aquí se presenta la inclusión de un módulo de control en una herramienta computacional de análisis aeroelástico existente. El mismo controla el comportamiento de la turbina, tomando decisiones en base a las condiciones de viento y modificando ciertos parámetros de la máquina para lograr una operación segura y eficiente.

El abordaje aeroelástico original consta de tres partes: 1) un modelo aerodinámico para describir el comportamiento del fluido; 2) un modelo estructural/dinámico que permite predecir la respuesta estructural a las cargas aerodinámicas; y 3) un método de interacción para considerar la interdependencia del comportamiento del fluido y de la estructura.

Como modelo aerodinámico se utiliza el método de red de vórtices inestacionario y no lineal, mientras que el modelo estructural está compuesto de elementos finitos de vigas deformables y sólidos rígidos, considerando no-linealidades geométricas y comportamiento material anisótropo, viscoelástico, lineal. El método de interacción fue desarrollado específicamente para vincular los modelos mencionados.

El módulo de control interactúa con el aerodinámico y el estructural/dinámico, tomando información de ambos (condiciones de funcionamiento y de viento) y actuando sobre la estructura al nivel de ciertas condiciones de vínculo y de propiedades mecánicas de algunos componentes, siguiendo leyes predefinidas basadas en estrategias de control habituales para este tipo de máquina. La simulación del control sobre el generador eléctrico consta solo de las referencias de los lazos de control del mismo, dejándose la inclusión del comportamiento dinámico detallado para etapas posteriores.

1. INTRODUCCIÓN

La *teoría elemental de la cantidad de movimiento*, desarrollada por Betz entre 1922 y 1925, indica que la potencia máxima extraíble de una corriente de aire por una turbina eólica de eje horizontal aumenta con el cuadrado de la longitud de las palas (Hau, 2005). Por este motivo, la tendencia a nivel mundial es desarrollar aerogeneradores con palas cada vez más largas.

En la actualidad se hallan disponibles comercialmente las llamadas *grandes turbinas eólicas de eje horizontal* (o LHAWT, del inglés Large Horizontal Axis Wind Turbine), algunas de las cuales poseen rotores de más de 120 m de diámetro y potencias de diseño de aproximadamente 7,5 MW (ENERCON Web Site, 2013). Se espera que esta tendencia continúe hasta alcanzar turbinas con potencias instaladas del orden de entre 10 MW y 20 MW.

Diseños con palas de gran alargamiento y esbeltez, altamente flexibles y construidas con materiales compuestos han obligado a modificar sustancialmente las técnicas de análisis. La precisión en la predicción de las cargas y la optimización del diseño que permita maximizar la extracción de potencia son puntos cruciales para lograr una industria de aerogeneradores que sea competitiva económicamente con respecto a otras fuentes de energía. El conjunto de campos de la ingeniería mínimo necesario para realizar un análisis de este tipo incluye la dinámica estructural y la mecánica de los fluidos, conduciendo al estudio de fenómenos aeroelásticos (interacción fluido-estructura). El paso inmediatamente posterior es la inclusión de estrategias de control.

El sistema de control representa uno de los principales componentes de este tipo de máquina. El mismo hace económicamente viable la utilización de turbinas eólicas como fuente de energía a gran escala. Ante todo debe garantizar el funcionamiento completamente automatizado de la turbina. Debe, a su vez, encargarse de la operación segura de la misma, incluir mecanismos de prevención de fallas y poseer estrategias de control que permitan maximizar la extracción de potencia de la corriente de aire.

En este trabajo se presenta la inclusión de un módulo de control como parte constitutiva de una herramienta computacional que permite simular el comportamiento aero-servo-elástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal mediante un abordaje multifísico. Dicha herramienta consta de cuatro partes fundamentales: 1) un modelo aerodinámico para describir el comportamiento del fluido; 2) un modelo estructural/dinámico que permite predecir la respuesta estructural a las cargas aerodinámicas; 3) un método de interacción para considerar la interdependencia del comportamiento del fluido y de la estructura; y 4) un módulo de control que interactúa con los mencionados en los puntos 1) y 2).

Un objetivo fundamental del presente trabajo es demostrar la viabilidad de la implementación conjunta de un modelo dinámico/estructural, un modelo aerodinámico y un sistema de control básico, utilizando un abordaje modular. El módulo presentado aquí *controla* la turbina en el sentido que sin él la misma sólo puede reaccionar pasivamente a las fluctuaciones del viento, mientras que a partir de su incorporación el sistema tiene un método de toma de decisiones y modificación de parámetros que cambia de manera significativa su comportamiento ante las variaciones de las condiciones de viento.

En el trabajo actual no se implementó ningún lazo de control interno de par sobre el generador debido a que estos, en general, muestran un alto desempeño dinámico con constante de tiempo de al menos un orden de magnitud inferior a las constantes de tiempo del resto del sistema, permitiendo aplicar el principio de separación de dinámicas (Catuogno et al., 2014). En trabajos futuros se prevé incluir los sistemas dinámicos asociados al modelo de la máquina, así también como a las estrategias de observación y control utilizadas para controlar adecuada-

mente el par en el eje de la turbina.

En la siguiente sección se presentan las características más importantes de los modelos aerodinámico y estructural/dinámico utilizados, se hace referencia al método de interacción y se mencionan algunos aspectos generales sobre el abordaje multifísico del problema. Luego se presenta el módulo de control desarrollado, se mencionan las estrategias utilizadas y se describen algunos aspectos de la implementación. Finalmente se resumen algunas conclusiones.

2. ABORDAJE DEL PROBLEMA AERO-SERVO-ELÁSTICO

El problema estudiado está compuesto por tres fenómenos que, por sus características particulares, es ventajoso tratar por separado, utilizando un esquema de interacción entre ellos. Esta aproximación permite utilizar modelos diferentes, cada uno especializado para resolver una de las partes del problema, y requiere el diseño y programación de un método de interacción que, si bien no resulta una tarea trivial, es menos costoso que el desarrollo y codificación de un método que permita atacar el problema completo, como un solo sistema.

En este enfoque *particionado*, cada subproblema se incluye como un módulo autónomo. Esto ha permitido atacar primero el problema aero-elástico independientemente del sistema de control. El problema de interacción fluido-estructura se aborda a través de la combinación del método de red de vórtices no-estacionario y no-lineal (o NLUVLM, del inglés Non-Linear Unsteady Vortex Lattice Method) y del método de elementos finitos (o FEM, del inglés Finite Element Method).

El NLUVLM es capaz de incluir varios cuerpos, captando la interferencia aerodinámica entre ellos, permite analizar movimientos con grandes deformaciones y grandes ángulos de ataque y no está limitado a movimientos periódicos de pequeñas amplitudes o de una sola frecuencia. Como solo son discretizadas las superficies de los sólidos inmersos en el fluido y las estelas, el NLUVLM permite realizar análisis de gran generalidad con un costo computacional moderado. En particular se utiliza la implementación realizada originalmente por Gebhardt (2012) y modificada posteriormente por Maza.

El modelo estructural es un sistema multicuerpo formado por elementos finitos de vigas no lineal, con deformaciones finitas (Simo, 1985) y cuerpos rígidos. El código utilizado es Simpack (Flores, 2011), el cual incorpora modelos de material anisótropo, viscoelástico, lineal. Esto permite incluir efectos de acople entre los diferentes comportamientos característicos de la viga (tracción/compresión, corte, flexión y torsión), habitualmente presentes en construcciones realizadas en materiales compuestos.

El esquema de interacción fue desarrollado específicamente para combinar los modelos citados. Puede demostrarse que el proceso de interacción conserva la energía total del sistema y las cantidades de movimiento lineal y angular. La integración en el tiempo se realiza con un esquema numérico explícito, lo que provee un método para analizar comportamientos subcríticos, como así también críticos y supercríticos exclusivos de la dinámica no-lineal.

Mayores detalles sobre el modelo aerodinámico, el modelo estructural/dinámico y el método de interacción entre ellos pueden consultarse en trabajos presentados previamente en esta serie de congresos (Maza et al., 2012; Maza et al., 2013).

La incorporación del módulo de control (MC) en este contexto implica determinar la manera en que éste interactuará con cada uno de los otros dos módulos individualmente y como conjunto. Por las características del sistema de control, el MC debe vincularse en diferentes puntos tanto con el modelo aerodinámico (del cual toma información), como con el modelo estructural (no sólo tomando información, sino también determinando acciones de control).

Las lecturas sobre el modelo aerodinámico se limitan en la práctica a la velocidad del viento

(magnitud y dirección). Los datos tomados del modelo estructural son los valores actuales de ciertos parámetros de control (ángulos de paso de las palas y potencia generada) y de parámetros de funcionamiento como la velocidad de rotación del rotor. Esto puede completarse con otros datos, por ejemplo, la potencia demandada por la carga a la que se encuentra conectada la turbina.

El módulo de control lleva adelante las acciones del sistema de control, modificando parámetros o ecuaciones de restricción en el modelo estructural. Por lo tanto los detalles de la implementación están íntimamente relacionados con el sistema de ecuaciones que describen el comportamiento estructural de la turbina.

En la Figura 1 se representan esquemáticamente las relaciones entre los tres módulos que intervienen en el abordaje multifísico del problema aero-servo-elástico. Se observan en naranja las tareas relacionadas con el método de interacción de los módulos aerodinámico y estructural.

3. MÓDULO DE CONTROL

La estructura de control está dividida en dos partes fundamentales (Hau, 2005):

- Sistema de supervisión (SS): su tarea es llevar la turbina desde un estado operacional a otro. Debe permitir el funcionamiento completamente automatizado, reconocer peligros (y activar los mecanismos de seguridad correspondientes) y poder ejecutar instrucciones dadas por un operador (en caso que se requiera).
- Sistema de control (SC): se ocupa de los procesos internos de control. Representa el vínculo entre el sistema de supervisión y los componentes mecánicos y eléctricos de la turbina.

Las subtareas del SS son:

- Adquisición de datos (velocidad del viento, estado de la turbina, potencia solicitada por la red, entre otros);
- Control automático de la secuencia de operación (permitiendo operación manual en caso necesario);
- Gobierno/guido del SC; y
- Activación de los sistemas de seguridad y emergencia.

La programación del SS se circunscribe a la secuencia lógica de toma de decisiones que permiten determinar los valores objetivo de las variables de control. Por el contrario, la programación del SC se refiere a la implementación como parte constituyente de la herramienta computacional en cuestión, actuando sobre las variables presentes en el método numérico empleado y considerando su relación con la física del fenómeno estudiado.

Las variables de control son:

- la activación del freno estático;
- el ángulo de paso de las palas, q ; y
- la potencia eléctrica generada, P_e .

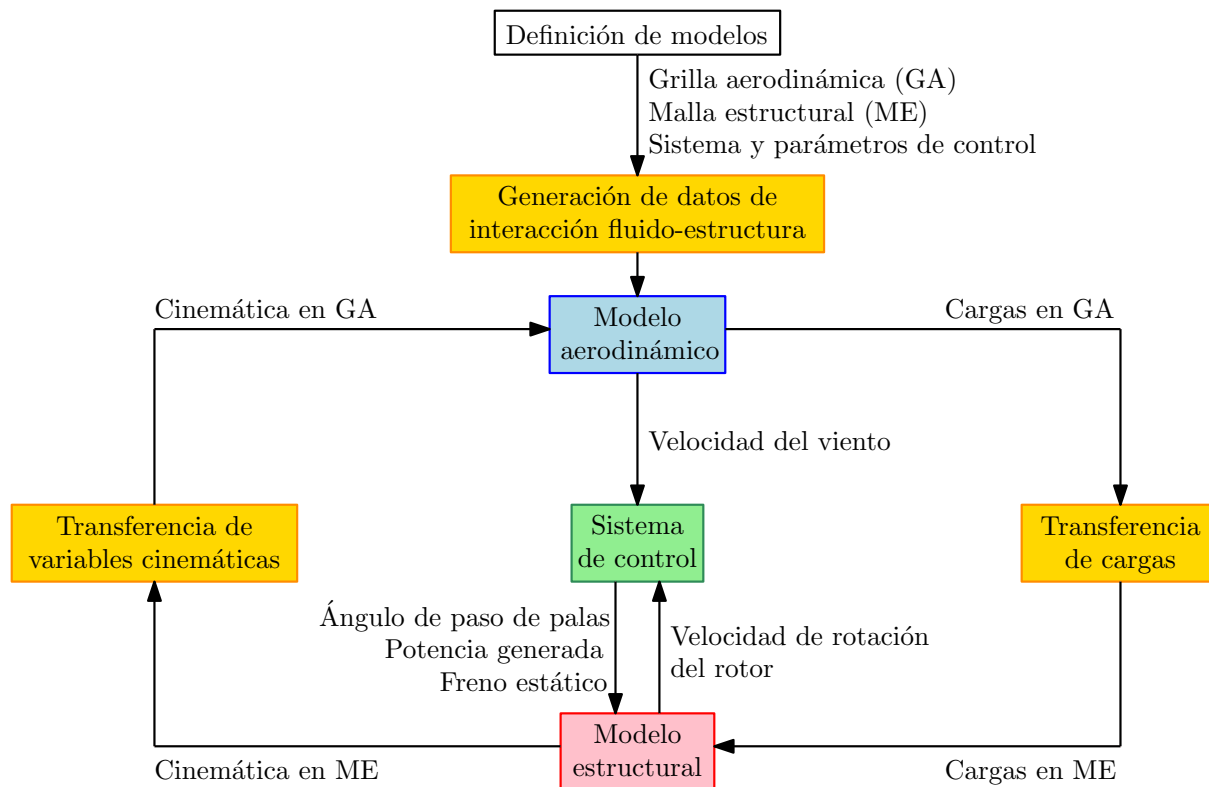


Figura 1: Interacción entre los tres módulos componentes de la herramienta computacional desarrollada.

La extracción de potencia realizada por el generador se simula utilizando una posibilidad que brinda el modelo estructural de incorporar amortiguamiento viscoso en determinados grados de libertad. En este caso, el cuarto grado de libertad del nudo estructural que representa el cubo (correspondiente a la rotación del rotor) tiene asociado un coeficiente de amortiguamiento viscoso c , cuyo valor puede variar a lo largo de la simulación. Valores positivos de c producen un momento $M_e = c\omega$ y una disipación de potencia $P_e = c\omega^2$. En este trabajo se considerarán rendimientos unitarios para la cadena cinemática de transmisión y para la “generación” de energía eléctrica, por lo que la potencia generada, P_e , y la potencia extraída del viento, P_a , son numéricamente iguales.

Otra variable de control típica es el ángulo de guiñada, que permite posicionar el rotor respecto de la dirección del viento para realizar na mejor captación de energía. Esta no es considerada en el presente trabajo por razones de simplicidad. La incorporación de dicho grado de libertad como variable de control es análoga a la realizada con el ángulo de paso de las palas. La diferencia fundamental reside en que es mucho más costoso producir el giro del conjunto rotor+góndola que el cambio de ángulo de paso de las palas, por lo que el ajuste se realiza solo cuando la desviación excede de un límite establecido, que depende de las características de la turbina en cuestión.

3.1. Sistema de supervisión

Se describe aquí la estrategia de control implementada, siguiendo los lineamientos descritos en Bianchi et al. (2006). Si bien se trata de un diseño simple, permite adquirir experiencia en la incorporación de un módulo de control a herramientas para simulación aeroelástica.

Para comprender la lógica del sistema de control es necesario introducir algunos conceptos básicos del funcionamiento de las turbinas de eje horizontal. Actualmente esta tipología consti-

tuye el modelo utilizado por la gran mayoría de las turbinas eólicas comerciales, en parte debido a que su desarrollo se apoya en la enorme cantidad de información existente sobre el diseño de hélices propulsoras. De allí que el análisis de performances se realice utilizando los coeficientes adimensionales tradicionales: coeficiente de avance, coeficiente de potencia y coeficiente de momento, definidos, respectivamente, como

$$\lambda = \frac{R\omega}{v_\infty}; \quad c_P = \frac{P_a}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^3 A}; \quad c_Q = \frac{M_a}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 AR}. \quad (1)$$

siendo:

- R el radio del rotor;
- A el área frontal del rotor;
- ω la velocidad de rotación del rotor;
- v_∞ la velocidad del viento;
- ρ la densidad del aire;
- P_a la potencia extraída de la corriente de aire; y
- M_a el *momento aerodinámico efectivo* (la componente en la dirección del eje del rotor del momento aerodinámico sobre las palas).

En el análisis tradicional se supone que para cada ángulo de paso, q , existe una única curva c_P vs. λ independiente de la velocidad del viento. Un análisis aeroelástico más detallado muestra que las deformaciones de la estructura a diferentes valores de v_∞ producen un cambio en dicha relación. Las mismas aseveraciones son válidas para las curvas c_Q vs. λ . Sin embargo, la utilización de una curva para cada q es suficientemente adecuado en una implementación inicial del sistema de control y, por lo tanto, es lo que se utiliza aquí. Se consideran tres valores particulares: el máximo coeficiente de potencia, c_{P-max} , y el coeficiente de avance y el ángulo de paso que permiten obtenerlo (óptimos), λ_{opt} y q_{opt} respectivamente.

En las Figuras 2 y 3 se observan las curvas de c_P y de c_Q para diferentes valores de q correspondientes a un modelo de turbina desarrollado por Sandia National Laboratories (Griffith y Ashwill, 2011). Las mismas fueron construidas a partir de los resultados de una gran cantidad de simulaciones aeroelásticas, en las que se fijaron de antemano las variables de control.

Claramente, estas curvas definen ternas $(\lambda; q; c_P)$ y $(\lambda; q; c_Q)$ que ligan los valores de los coeficientes adimensionales. A su vez, establecen relaciones entre las variables dimensionales v_∞ , ω , q , P_a y M_a . Además deben considerarse algunos límites para estas últimas. Aquí es importante observar:

- la velocidad de rotación nominal ω_{nom} , la máxima velocidad de rotación del rotor tal que el número de Mach en las punteras sea menor que un cierto límite, aproximadamente 0,25;
- la potencia nominal P_{nom} , la máxima potencia que la turbina puede extraer de la corriente de aire, definida por consideraciones económicas y limitada por razones de resistencia estructural y de capacidad del sistema de generación; y

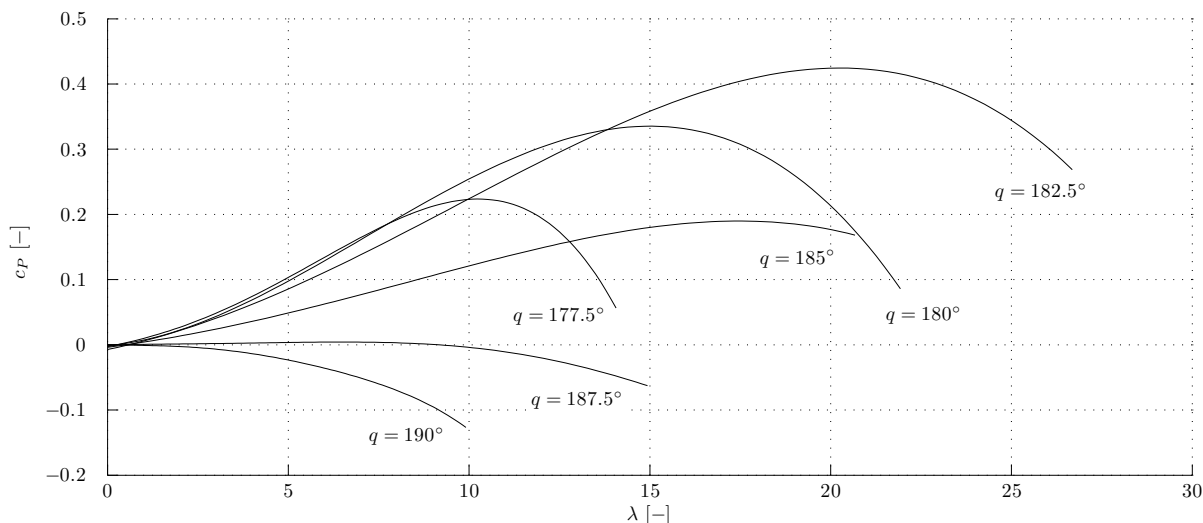


Figura 2: Curvas de coeficiente de potencia, c_P , versus coeficiente de avance, λ , para ángulo de paso, q , constante.

- la velocidad nominal v_{nom} , la velocidad mínima de viento a partir de la cual la turbina puede extraer la potencia nominal.

La toma de decisiones se realiza en base a la velocidad del viento, v_∞ , ya que esta determina la máxima potencia que puede ser extraída de la corriente de aire en cada momento

$$P_{a-max} = \frac{1}{2} \rho A v_\infty^3 c_{P-max}. \quad (2)$$

En el modelo aerodinámico, la velocidad de la corriente libre tiene una variación vertical correspondiente a un modelo de capa límite terrestre (Jonkman y Buhl)

$$v(h) = v_\infty \left| \frac{h}{h_{cubo}} \right|^k,$$

siendo v_∞ la velocidad de referencia, que ocurre a la altura del centro del cubo, h_{cubo} , y k un exponente que permite ajustar el perfil de capa límite (cercano a 0,1). Se definen cuatro regiones de operación, que corresponden a diferentes rangos de velocidad, a saber:

- **Región 0 o Parada:** P_{a-max} no es suficiente para vencer los rozamientos internos propios del sistema, por lo que el rotor se mantiene con velocidad de rotación, ω , nula.
- **Región 1 u Optimización:** P_{a-max} es suficiente para hacer arrancar el rotor, pero es menor que la potencia nominal, P_{nom} .
- **Región 2 o Transición:** es necesaria entre las regiones 1 y 3 para no exceder la velocidad de rotación máxima de diseño, ω_{nom} .
- **Región 3 o Limitación:** P_{a-max} es mayor o igual que P_{nom} ; la potencia extraída, P_a , se mantiene igual a la nominal.

A partir de los datos provistos por las curvas características de la turbina (curvas de c_P y c_Q vs. λ) es posible determinar los puntos de operación (setpoints) de las variables de control en cada región y las acciones a realizar durante el cambio de condición desde una región a otra.

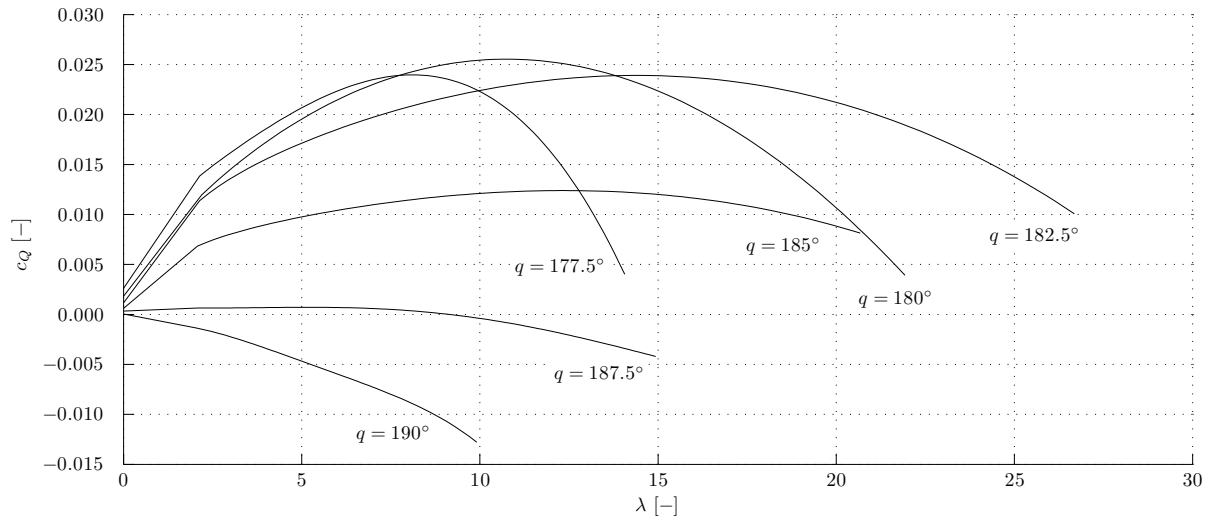


Figura 3: Curvas de coeficiente de momento, c_Q , versus coeficiente de avance, λ , para ángulo de paso, q , constante..

Región 0: Suponiendo que la velocidad del rotor es nula ($\omega = 0$ [rad/s]), se mantiene aplicado el freno estático; es la única fase de operación en la que esto ocurre. El ángulo de paso se ajusta al valor denominado aquí *bandera*, q_{ban} . Este es tal que el momento aerodinámico efectivo sobre el rotor, M_a , es nulo cuando la velocidad de rotación del rotor también lo es. Finalmente, la potencia extraída será nula.

Región 1: El freno estático permanece desactivado. Aquí será $P_{a-max} < P_{nom}$ y por lo tanto se utiliza el *ángulo de paso óptimo*, q_{opt} . Además se necesita que la relación entre v_∞ y ω sea tal que el coeficiente de avance toma el valor *óptimo*, λ_{opt} . El valor de ω que permite alcanzar esta condición es

$$\omega_{opt}(v_\infty) = \frac{\lambda_{opt}}{R} v_\infty. \quad (3)$$

Sin embargo, ω no es una variable de control, por lo que se recurre a fijar la potencia generada (carga del generador). A partir de la definición de c_P en la ec. (1) se tiene

$$P_{a-max}(v_\infty) = \frac{1}{2} \rho A c_{P-max} v_\infty^3. \quad (4)$$

Esto lleva a la turbina a funcionar a ω_{opt} una vez alcanzado el funcionamiento en régimen.

Región 2: Esta región existe sólo si el coeficiente de avance calculado con v_{nom} y ω_{nom} es menor que λ_{opt} . En este caso, la limitación de ω obliga a utilizar la turbina a $\lambda < \lambda_{opt}$ y por lo tanto con un coeficiente de potencia menor que c_{P-max} . El freno estático permanece desactivado. La potencia extraída será lo mayor posible, siempre conservando la velocidad de rotación fija e igual a la nominal, ω_{nom} . El coeficiente de avance resulta

$$\lambda(v_\infty) = \frac{R \omega_{nom}}{v_\infty}. \quad (5)$$

Este se utiliza en el gráfico de la Figura 2 para encontrar el mayor coeficiente de potencia posible, \bar{c}_P , y el ángulo de paso, q , correspondiente. La potencia será

$$P_a(v_\infty) = \frac{1}{2} \rho A \bar{c}_P(v_\infty) v_\infty^3 < P_{a-max}. \quad (6)$$

Región 3: El freno estático permanece desactivado. La potencia extraída debe ser constante e igual a P_{nom} . A su vez, la velocidad de rotación es fija e igual a la nominal, ω_{nom} . Aquí, también se calcula λ a partir de la ec. (5) y c_P queda determinado por el valor de v_∞ como

$$c_P(v_\infty) = \frac{P_{nom}}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^3 A}. \quad (7)$$

En esta región sera $c_P(v_\infty) \leq \bar{c}_P(v_\infty)$. A partir de estos valores objetivo, el gráfico de la Figura 2 permite determinar el valor de q adecuado.

Vale hacer una aclaración importante sobre los ángulos de paso y los coeficientes de potencia y momento. En la región 0 existirán, en general, dos valores de q que produzcan, para $\omega = 0$, un momento aerodinámico efectivo nulo ($M_a = 0$). Uno de ellos se alcanza cuando entran en pérdida las secciones de las palas en toda o buena parte de la envergadura; ello genera cargas aerodinámicas fluctuantes de magnitud importante que afectan la vida útil de la máquina.

Por el contrario, el otro corresponde a lo que podría definirse como *cuerda de sustentación nula* de las palas; en este caso, los ángulos de ataque en cada sección son pequeños y tales que la resultante aerodinámica sobre las palas no tiene componente en la dirección normal al viento. Este último es el que debe considerarse como q_{ban} .

Por los mismos motivos, la determinación del ángulo de paso en la región 3 debe realizarse de tal manera que el q elegido se encuentre entre el correspondiente a c_{P-max} , q_{opt} , y q_{ban} . Esto asegura que las cargas aerodinámicas sean menores, se aprovechen mejor las características aeroelásticas del sistema y se simplifiquen las maniobras de control, disminuyendo los ángulos girados por las palas.

Hasta aquí los criterios para definir los puntos de operación de las variables de control. Sin embargo, el problema no se limita a esto, sino que incluye ciertas consideraciones respecto a cuándo debe ocurrir el cambio de una región a otra y cómo ha de realizarse.

Sobre el primer aspecto, la consideración fundamental se relaciona con la posibilidad de que la velocidad del viento se sitúe muy cerca de una de las velocidades que definen límites entre las regiones y, eventualmente, fluctúe alrededor de ella. El objetivo es que pequeñas variaciones de v_∞ no obliguen a modificar la estrategia de control frecuentemente. Para ello se definen dos velocidades límites, v_{lim-1} y v_{lim-2} , entre cada par de regiones. La mayor, v_{lim-2} , se utiliza como referencia para pasar desde la región i a la $i + 1$. Así, pequeñas variaciones de v_∞ no obligarán a volver a la estrategia de control para la región i , a menos que ocurra la condición $v_\infty < v_{lim-1}$. De manera análoga, la menor, v_{lim-1} , se utiliza como referencia para pasar desde la región $i + 1$ a la i .

Sobre el segundo aspecto, es fundamental considerar el paso de la región 1 a la 0, ya que esto implica la aplicación del freno estático, lo cual, por cuestiones de seguridad, sólo debe realizarse cuando la velocidad de rotación del rotor es nula (o menor que un límite cercano a cero).

En la Figura 4 se representa esquemáticamente lo dicho hasta aquí. En abscisas se encuentra la velocidad del viento y se denotan los límites teóricos entre regiones. Por debajo del eje horizontal se indican los intervalos de v_∞ en los que está definida cada región. Claramente, los intervalos se superponen, utilizándose el límite de la derecha, si la velocidad está aumentando, y el de la izquierda, si está disminuyendo.

Se aprecian, además, los valores correspondientes al funcionamiento en estado estacionario de los parámetros mencionados previamente. El ángulo de paso, q , se mantiene constante (con valores diferentes) en las dos primeras regiones, y va disminuyendo luego y por motivos diferentes en las regiones 2 y 3. Algo similar ocurre con el coeficiente de potencia, c_P . Tanto este,

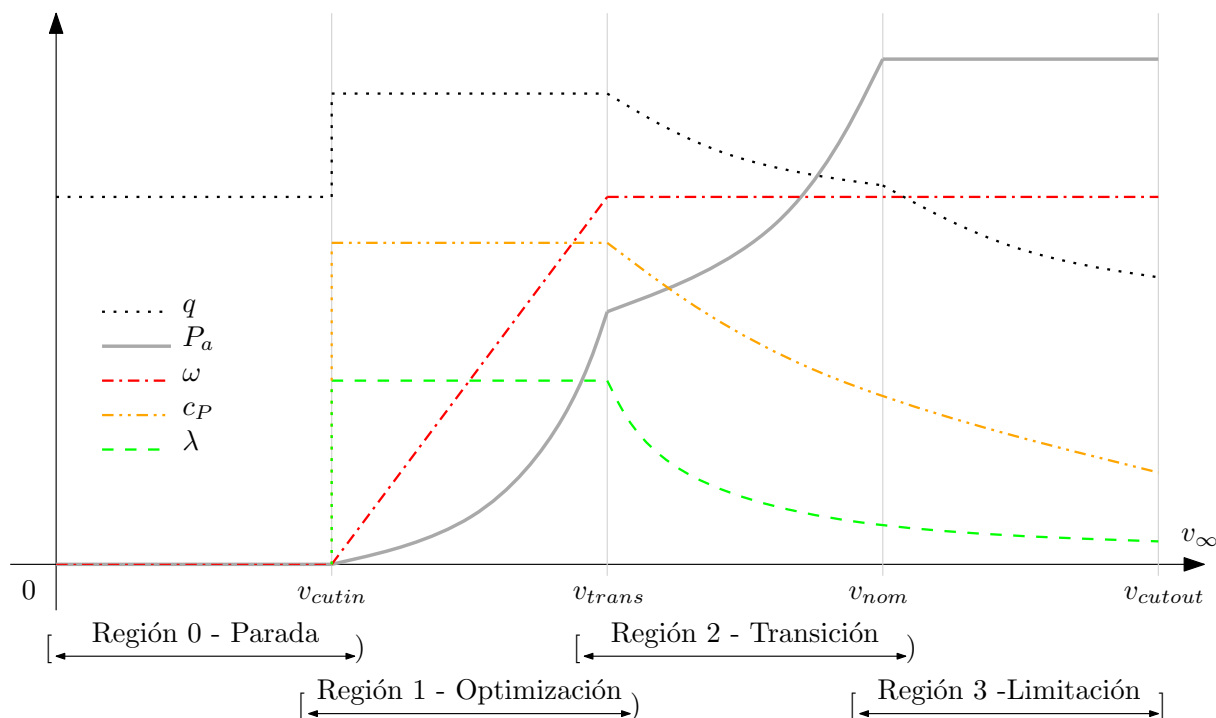


Figura 4: Esquema de variación de parámetros asociados al control en función de la velocidad del viento.

como el coeficiente de avance, λ , la velocidad de rotación del rotor, ω , y la potencia extraída, P_a , son nulos en la región 0. ω crece proporcionalmente a v_∞ en la región 1 y luego se mantiene constante e igual al valor máximo ω_{nom} . λ permanece constante en la región 1 e inversamente proporcional a v_∞ en las regiones 2 y 3.

3.2. Sistema de control

La acción del freno estático se simula como un efecto de fricción en el grado de libertad correspondiente al giro del eje del rotor. La integración numérica temporal en el modelo estructural comienza con el cálculo de aceleraciones a partir de un vector de cargas externas. Previo al mismo, se modifica la carga externa (momento) actuando en el grado de libertad correspondiente, según una ley de rozamiento que depende de la velocidad de rotación ω en el instante considerado. Si es menor que un umbral dado, ω_u , se utiliza una ley de rozamiento estático, de lo contrario, una ley de rozamiento dinámico.

En el caso estático ($\omega \leq \omega_u$), el momento de rozamiento aplicado, M_{rs} , es igual y de sentido contrario al externo existente, M_{ext} , siempre que este último no sobrepase un valor límite, M_{rsm} . En este caso, simplemente se anula el elemento correspondiente en el vector de cargas externas. La condición $M_{ext} > M_{rsm}$ implica que habrá un desequilibrio de momentos que acelerará el rotor, por lo que debe aplicarse la ley de rozamiento dinámico. Si $\omega > \omega_u$, se aplica un momento M_{rd} que tiene un valor constante y es de sentido contrario al giro del rotor.

A diferencia de la simulación del freno estático, que se realiza al nivel de las condiciones de borde naturales, el cambio de ángulo de paso se logra modificando una de las condiciones de vínculo impuestas. En el modelo estructural, el cubo se modela como un cuerpo rígido, representándolo como un solo nodo estructural donde se ubica el centro de masas y sobre el cual se definen las propiedades de inercia (masa y tensor de inercia rotacional). Las palas se modelan como vigas, con elementos de dos nodos. En la Figura 5 se observa un ejemplo de malla estructural. Se distinguen en azul y gris los elementos de viga que representan a las

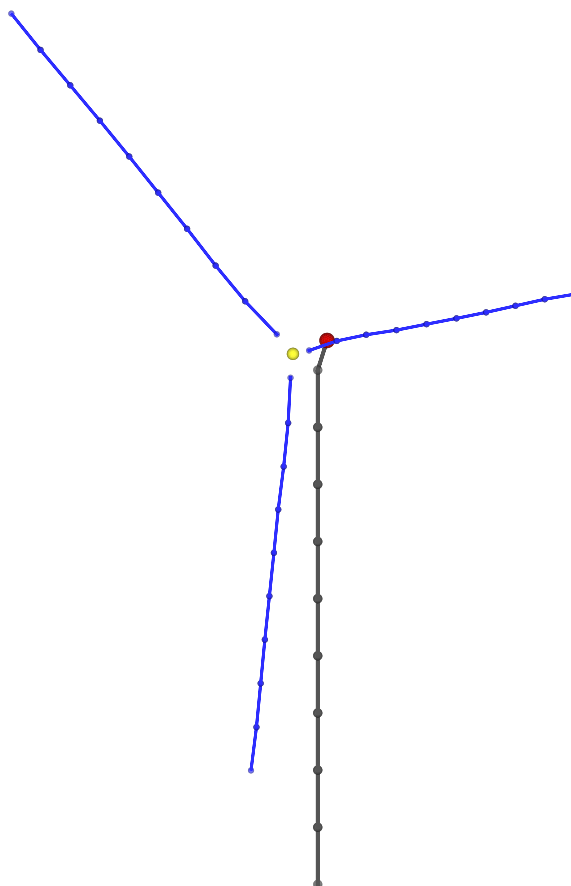


Figura 5: Modelo estructural de la turbina.

palas y a la torre respectivamente, en rojo el nodo que representa la góndola y en amarillo el correspondiente al cubo.

Los nodos correspondientes a las raíces de las palas (llamados *esclavos*) se conectan al cubo (denominado *nodo maestro*) por medio de vínculos rígidos que no permiten desplazamientos ni giros relativos. Cada nodo posee un sistema coordenado local que se modifica en el tiempo y permite determinar los giros respecto al sistema coordenado global. Como el vínculo es rígido, la orientación relativa entre el nodo maestro, n_M , y el esclavo, n_S , se mantiene constante si se expresa en el sistema coordenado de uno de ellos. Es decir que para todo instante se cumple

$$\Lambda^S = \Lambda^M \Lambda^{rel}$$

donde Λ^M y Λ^S son las matrices ortonormales que relacionan el sistema de coordenadas global con los sistemas locales del nodo maestro y del esclavo, respectivamente, y Λ^{rel} es la matriz ortonormal relacionando las dos primeras, expresada en el sistema local de n_M .

Además, estas matrices poseen, como vectores columna, los versores que definen los sistemas coordenados mencionados. En el caso de Λ^{rel} , la primer columna representará el versor \mathbf{t}_1 , del sistema coordenado local de n_S , expresado en el sistema local de n_M . En la implementación realizada se asume que este versor es coincidente con el eje alrededor del cual gira la pala al cambiar el ángulo de paso. Por lo tanto, un cambio en el ángulo de paso corresponde a una 1-rotación alrededor del eje definido por \mathbf{t}_1 y a una modificación adecuada de Λ^{rel} .

La matriz de rotación alrededor del primer eje coordenado es

$$\mathbf{R}_1(\Delta q) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Delta q) & -\sin(\Delta q) \\ 0 & \sin(\Delta q) & \cos(\Delta q) \end{bmatrix},$$

Siendo Δq el cambio de ángulo de paso. Claramente, el eje \mathbf{t}_1 no se ve modificado. Si la matriz original tiene vectores columna $\mathbf{\Lambda}_i^{rel} = [\mathbf{t}_1; \mathbf{t}_2; \mathbf{t}_3]$, la nueva se escribirá como

$$\mathbf{\Lambda}_{i+1}^{rel} = [\mathbf{t}_1; \cos(\Delta q) \mathbf{t}_2 + \sin(\Delta q) \mathbf{t}_3; -\sin(\Delta q) \mathbf{t}_2 + \cos(\Delta q) \mathbf{t}_3].$$

La simulación de la extracción de potencia por el generador se realiza introduciendo un coeficiente de amortiguamiento viscoso c asociado al giro del rotor. Por lo tanto la potencia generada es proporcional al cuadrado de la velocidad de rotación ($P_e = c\omega^2$) y la variable de control, en términos de la implementación computacional, es dicho coeficiente.

En el caso de la región 1 la ec. (4) se transforma en

$$c = \frac{1}{2} \rho A c_{P-max} \frac{v_\infty^3}{\omega^2}.$$

Como la turbina debe operarse en la condición óptima y considerando la ec. (3), se llega a

$$c = \frac{1}{2} \rho A c_{P-max} \frac{R^2}{\lambda_{opt}^2} v_\infty,$$

ley lineal en v_∞ que permite determinar el coeficiente de amortiguamiento adecuado para la región 1. Para la región 2 se utiliza la misma fórmula, reemplazando λ_{opt} por el valor dado según ec. (5) y c_{P-max} por \bar{c}_P utilizando en la ec. (6). En la región 3 se utiliza la relación constante

$$c = \frac{P_{nom}}{\omega_{nom}^2}.$$

4. CONCLUSIONES

Se ha incluido un módulo de control dentro de una herramienta computacional desarrollada para realizar simulaciones aeroelásticas del comportamiento de grandes aerogeneradores de eje horizontal. El problema de interacción fluido-estructura es atacado con un esquema particionado en el que se utilizan un modelo aerodinámico y uno estructural/dinámico independientes, y se vinculan mediante un algoritmo diseñado específicamente para ello.

En este contexto, la inclusión del sistema de control como un tercer módulo que interactúe con los ya existentes resulta natural y permite, sin mayores problemas, extender el alcance de las simulaciones al campo de la aero-servo-elasticidad. Este es un avance fundamental hacia métodos que posibiliten simular de manera integral el comportamiento de grandes turbinas eólicas, como así también de otros sistemas como vehículos aéreos no tripulados grandes y pequeños, entre otros.

Utilizar para la implementación del módulo de control la subdivisión conceptual típica en Sistema de Supervisión y Sistema de Control simplifica los aspectos computacionales y permite un abordaje totalmente modular, inclusive dentro del mismo esquema de control. Esto implica, por ejemplo, que pueda rediseñarse el Sistema de Supervisión para adaptarlo a nuevas estrategias de control sin necesidad de reprogramar la manera en que el módulo de control interactúa con el aerodinámico y/o el estructural.

Finalmente, vale hacer hincapié en que la misma herramienta computacional puede utilizarse, en una primera etapa, para obtener propiedades aeroelásticas que caracterizan el comportamiento de la estructura y son necesarios posteriormente como datos de entrada para el sistema de control.

REFERENCIAS

- Bianchi F.D., De Battista H., y Mantz R.J. *Wind turbine control systems: principles, modelling and gain scheduling design*. Springer, 2006. ISBN-10: 1846284929.
- Catuogno G., Forchetti D., Leidhold R., y Garcia G. Power flow maximization in permanent magnet generators. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014. doi:10.1109/TIE.2014.2316269.
- ENERCON Web Site. E-126 / 7,580 kw. <http://www.enercon.de/en-en/66.htm>, 2013.
- Flores F.G. *SIMPACT, An Explicit Finite Element Program*. Departamento de Estructuras, U.N.C., 2011.
- Gebhardt C.G. *Desarrollo de simulaciones numéricas del comportamiento aeroelástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal*. Tesis de Doctorado, Departamento de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, 2012.
- 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.
- Hau E. *Wind Turbines - Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. Springer Berlin Heidelberg New York, 2nd ed. edición, 2005. ISBN-13: 978-3540242406.
- Jonkman J.M. y Buhl M.L.J. *FAST User's Guide*. National Renewable Energy Laboratory, ????
- Maza M.S., Flores F.G., y Preidikman S. Interacción fluido-estructura, no-estacionaria y no-lineal, con modelos de flujo potencial y estructuras de vigas. *Mecánica Computacional*, XXXI:771–795, 2012.
- Maza M.S., Flores F.G., y Preidikman S. Predicciones del comportamiento aeroelástico no-estacionario y no-lineal de grandes aerogeneradores de eje horizontal. *Mecánica Computacional*, XXXII:1437–1450, 2013.
- 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.