

## INTERACCIONES AERODINÁMICAS NO-LINEALES E INESTACIONARIAS EN TURBINAS EÓLICAS DE EJE HORIZONTAL Y DE GRAN POTENCIA

**Cristian Gebhardt<sup>a</sup>, Sergio Preidikman<sup>a,b</sup>, Julio Massa<sup>a,b</sup> y Arturo Della Barca<sup>c</sup>**

<sup>a</sup> *Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina, [cgebhardt@efn.uncor.edu](mailto:cgebhardt@efn.uncor.edu), <http://www.efn.uncor.edu>*

<sup>b</sup> *Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina, [spreidik@ing.unrc.edu.ar](mailto:spreidik@ing.unrc.edu.ar), <http://www.ing.unrc.edu.ar>*

<sup>c</sup> *Electropart Cordoba S.A., Bv. Rivadavia 4450, B° Los Boulevares, 5147 Córdoba Argentina, [adireccion@electropart.com.ar](mailto:adireccion@electropart.com.ar), <http://www.electropart.com.ar>*

**Palabras clave:** Turbinas eólicas de eje horizontal, Aerodinámica inestacionaria y no-lineal, Interacciones aerodinámicas, Estelas vorticosas, Capa límite terrestre.

**Resumen.** Mediante una herramienta computacional se simula numéricamente el comportamiento aerodinámico inestacionario y no-lineal de una turbina eólica de eje horizontal y de gran potencia (Large Horizontal-Axis Wind Turbines o LHAWT). El problema abordado es un fenómeno de múltiples interacciones aerodinámicas, entre las cuales se desean destacar aquellas relacionadas a la existencia de la capa límite terrestre y a la ruptura de las estelas vorticosas cuando impactan sobre la torre. El rango de velocidades de operación, conjugado con las grandes dimensiones del equipo da lugar a flujos con números de Reynolds altos. Este hecho avala la hipótesis de considerar que los efectos viscosos pueden ser confinados únicamente a las capas límites y a las estelas vorticosas que se desprenden desde los bordes filosos de las palas. El fenómeno aerodinámico es modelado mediante una versión modificada y ampliada de la técnica de red de vórtices no-lineal e inestacionaria, que permite determinar la evolución en el tiempo y en el espacio de las cargas aerodinámicas que actúan sobre las palas. Los resultados obtenidos ayudan a comprender como influyen en la eficiencia de una LHAWT la existencia de la capa límite terrestre y la interacción de las estelas con la torre portante. La capacidad de capturar los fenómenos anteriormente mencionados es uno de las capacidades más importantes de la herramienta computacional que esta siendo desarrollada.

## 1. INTRODUCCIÓN

La energía eólica representa una buena alternativa frente a las energías provenientes de los combustibles de origen fósil y a todo otro tipo de energía no renovable. La industria de grandes aerogeneradores (mayores a 100 KW de potencia) es la más dinámica entre las productoras de grandes equipos para la generación eléctrica. Una turbina eólica obtiene su potencia de entrada convirtiendo la fuerza del viento en un par que actúa sobre el eje del rotor.

La densidad del aire, el área de barrido del rotor y la velocidad del viento son los parámetros que determinan cuanta energía del viento está disponible para ser capturada por un aerogenerador. Por otro lado, la cantidad de energía que el rotor “*es capaz de capturar*” depende de su eficiencia aerodinámica. Por lo tanto es de vital importancia contar con una herramienta que permita evaluar en la etapa de diseño la eficiencia de las turbinas eólicas.

La aerodinámica asociada a generadores eólicos de eje horizontal y de gran potencia es inherentemente no-lineal e inestacionaria debido a la presencia de condiciones ambientales complejas, vientos de amplitud y dirección cambiante, existencia de la capa límite terrestre, interacciones aerodinámicas fuertes, y flujos dominados por vorticidad (Muljadi et al., 1997).

El rango de velocidades de operación (subsónico bajo) se conjuga con las grandes dimensiones del equipo dando lugar a flujos incompresibles cuyos números de Reynolds son altos. Este hecho avala la hipótesis de que los efectos viscosos están confinados únicamente, a las capas límite y a las estelas vorticosas, y permite estimar las cargas aerodinámicas mediante una conocida técnica de la dinámica de fluidos: el método de red de vórtices no-lineal e inestacionario, denominado NLUVLM (Non Linear Unsteady Vortex-Lattice Method), (Gebhardt et al., 2008 y 2009a).

En el presente trabajo se simula numéricamente el comportamiento aerodinámico no-lineal e inestacionario de una LHAWT siguiendo una nueva metodología orientada a realizar el análisis aeroservoelástico de generadores eólicos de gran potencia y de eje horizontal (Gebhardt et al., 2009b). El problema aquí abordado es un fenómeno de múltiples interacciones aerodinámicas, que es modelado mediante el NLUVLM, combinado con: *i*) un modelo de capa límite terrestre que en lo sucesivo denominaremos como LSBL (Land-Surface Boundary Layer) basado en el Reglamento CIRSOC 102 (1982), y *ii*) un modelo de ruptura de estela, cuyo objetivo es tener en cuenta la interacción entre las estelas emitidas por las palas y la torre portante dando origen a un efecto conocido como “*la sombra del viento*”.

Los datos necesarios para desarrollar las simulaciones numéricas son: *i*) La cinemática de la turbina eólica; *ii*) Las características geométricas de los componentes del equipo (modelados como una colección de cuerpos rígidos); y *iii*) El perfil de viento asociado a la existencia de la capa límite terrestre como función de la altura y de la rugosidad del terreno. Los datos que caracterizan el flujo incidente utilizado en las simulaciones son de origen sintético y se encuadran en el marco del reglamento CIRSOC 102.

## 2. EL MODELO AERODINÁMICO

Se considera el flujo incompresible de un fluido no-viscoso. La velocidad absoluta de una partícula de fluido que se encuentra en la posición  $\mathbf{R}$  en el instante  $t$  se denota como  $\mathbf{V}(\mathbf{R};t)$ . Debido a que el fluido considerado es irrotacional fuera las capas límite y las estelas vorticosas que se desprenden de los bordes filosos de las palas, el campo de velocidad puede ser expresado como el gradiente del potencial total de velocidad  $\Phi(\mathbf{R};t)$ :

$$\mathbf{V}(\mathbf{R};t) = \nabla\Phi(\mathbf{R};t) \quad (1)$$

La evolución espacial y temporal del potencial total de velocidad es gobernada por la ecuación de continuidad para flujos incompresibles.

$$\nabla^2\Phi(\mathbf{R};t) = 0 \quad (2)$$

Para complementar la ecuación gobernante un conjunto de condiciones de contorno (BCs:

Boundary Conditions) deben ser tenidas en cuenta (Gebhardt et al., 2008; 2009a). La posición de la superficie del sólido es conocida, como una función del tiempo, y la componente normal de la velocidad del fluido es prescrita en esta frontera. La primera BC requiere que la componente normal de la velocidad del fluido relativa a la superficie del sólido debe ser nula. Esto, es comúnmente denominado condición de “no-penetración” o de “impermeabilidad”, y puede ser expresada como:

$$(\mathbf{V} - \mathbf{V}_s) \cdot \hat{\mathbf{n}} = (\nabla\Phi - \mathbf{V}_s) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (3)$$

donde  $\mathbf{V}_s$  es la velocidad de la superficie del sólido, y  $\hat{\mathbf{n}}$  es el versor normal a dicha frontera. En general tanto  $\mathbf{V}_s$  como  $\hat{\mathbf{n}}$  varían de manera espacial y temporal. Una condición de regularidad en el infinito debe también ser impuesta. Esta segunda BC requiere las perturbaciones producidas en el fluido, por el movimiento del cuerpo (o cuerpos) inmersos en su seno, decaigan conforme nos alejamos de los mismos. Esta BC es denominada comúnmente condición de regularidad en el infinito y esta dada por:

$$\lim_{|\mathbf{R}| \rightarrow \infty} |\mathbf{V}(\mathbf{R}; t)| = \lim_{|\mathbf{R}| \rightarrow \infty} |\nabla\Phi(\mathbf{R}; t)| = |\mathbf{V}_\infty| \quad (4)$$

donde  $\mathbf{V}_\infty$  es la velocidad de corriente libre o corriente sin perturbar.

Debido a que el campo de velocidad es calculado utilizando la ley de Biot-Savart, la condición de regularidad en el infinito es satisfecha idénticamente. Para flujos potenciales incompresibles, el campo de velocidad es determinado a partir de la ecuación de continuidad, y por tal motivo, esta debe ser establecida independientemente de la presión. Una vez que el campo de velocidad es conocido, la presión es calculada con la versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli. Además, al considerar que la velocidad del sonido es infinita, la influencia de las BCs es comunicada instantáneamente a todo el dominio de fluido; por lo tanto, el campo de velocidad instantáneo es obtenido a partir de las BCs instantáneas. En adición a las BCs, los teoremas de Kelvin-Helmholtz (Lugt, 1983; Preidikman, 1998) y la condición inestacionaria de Kutta son utilizadas para determinar la intensidad y la posición de las estelas vorticosas (Konstandinopoulos et al., 1981; Preidikman, 1998).

La representación integral del campo de velocidad  $\mathbf{V}(\mathbf{R}; t)$  en términos del campo de vorticidad  $\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{R}; t) = \nabla \times \mathbf{V}(\mathbf{R}; t)$ , es una extensión de la bien conocida ley de Biot-Savart, que para flujos tridimensionales toma la siguiente forma:

$$\mathbf{V}(\mathbf{R}; t) = \frac{1}{4\pi} \iint_{S(\mathbf{R}_0; t)} \frac{\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{R}; t) \times (\mathbf{R} - \mathbf{R}_0)}{|\mathbf{R} - \mathbf{R}_0|^2} dS(\mathbf{R}_0; t) \quad (5)$$

donde  $\mathbf{R}_0$  es un vector posición en la región compacta  $S(\mathbf{R}_0; t)$  del dominio del fluido. El argumento de la integral (5) es cero cuando  $\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{R}; t)$  se anula. Por ello, la región en donde el fluido es irrotacional no realiza ninguna contribución a  $\mathbf{V}$ . En cada punto,  $\mathbf{V}$  puede ser computada explícitamente e independientemente de la valuación en puntos vecinos. Como consecuencia de esta característica, la cual está ausente en métodos basados en diferencias finitas, la evaluación de  $\mathbf{V}$  puede ser confinada a las regiones viscosas; *la distribución de vorticidad en las regiones viscosas determina el campo de fluido, tanto en la región viscosa como en la no-viscosa.*

Para formular la BC de no-penetración, Ecuación (3), es conveniente descomponer el potencial total de velocidad en tres partes: la primera debida a las sábanas vorticosas adheridas  $\Phi_B$ , la segunda debida a las sábanas vorticosas desprendidas  $\Phi_w$ , y la tercera debida a la corriente libre  $\Phi_\infty$ . Con esto, la Ecuación (3) puede reescribirse de la siguiente manera:

$$(\nabla\Phi_B + \nabla\Phi_w + \nabla\Phi_\infty - \mathbf{V}_s) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (6)$$

## 2.1 El Método de Red de Vórtices Inestacionario

En el método de red de vórtices inestacionario las sábanas vorticosas son reemplazadas por una red de segmentos vorticosos de longitud finita y circulación  $\Gamma(t)$ . Para conservar la circulación se utilizan anillos vorticosos cerrados de circulación  $G(t)$ . El valor de la circulación  $\Gamma(t)$  en un segmento es obtenida como suma vectorial de las circulaciones de los anillos adyacentes. Para obtener los valores de  $G(t)$  se utiliza la siguiente versión de la condición de no-penetración:

$$(\mathbf{V}_B + \mathbf{V}_W + \mathbf{V}_\infty - \mathbf{V}_S) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (7)$$

donde  $\mathbf{V}_B$ ,  $\mathbf{V}_W$  son las velocidades asociadas a las sábanas vorticosas adheridas (capas límites), y las sábanas vorticosas desprendidas desde los bordes filosos (estelas), respectivamente.

Idealmente sería preferible satisfacer la ecuación (7) en todos los puntos de la superficie sólida. Pero debido a que se ha discretizado la superficie en un número  $NP$  de elementos, sólo es posible imponer la condición de “no-penetración” en un número finito de puntos, llamados puntos de control. En cada elemento hay un punto de control en el centroide de sus nodos. Para aproximar el vector normal a cada elemento,  $\hat{\mathbf{n}}$ , se utiliza el producto vectorial de sus dos vectores diagonales.

Cuando se resuelve la ecuación (7) para encontrar  $\mathbf{V}_B$ , la estela, la corriente libre, y el movimiento de la superficie del sólido son conocidos. Esta ecuación puede expresarse en términos de las incógnitas  $G_j(t)$  y de los coeficientes de influencia aerodinámicos  $A_{ij}$  (Preidikman y Mook, 2005; Konstandinopoulos et al 1981; Katz and Plotkin, 2001) como se muestra:

$$\sum_{j=1}^N A_{ij} G_j(t) = -(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_W - \mathbf{V}_S) \cdot \hat{\mathbf{n}}_i \quad i = 1, 2, \dots, NP \quad (8)$$

Una vez calculadas las circulaciones  $G_j(t)$  se “convectan” las estelas. El campo de fluido es dependiente del tiempo, y la distribución actual de vorticidad sobre la superficie del sólido depende de las distribuciones previas de vorticidad. La forma y distribución de vorticidad de las estelas son determinadas como parte de la solución, y por lo tanto la historia del fluido es almacenada en las mismas.

Se dice que la estela es el “historiador” del fluido. A medida que el tiempo transcurre la vorticidad es transportada corriente abajo, y el campo de velocidad asociado a la estela lejana no influye apreciablemente sobre el flujo alrededor de las palas, por esto, el “historiador” tiene una memoria de corto lapso. En el método numérico, esto significa que sólo la estela cercana a los cuerpos es importante, y el resto de la estela puede ser despreciado.

Los nodos que definen los extremos de cada segmento vorticoso en las estelas son convectados con la velocidad local del fluido, y su nueva posición,  $\mathbf{R}_{nodo}(t+\Delta t)$ , se determina de la siguiente manera (Konstandinopoulos et al. 1981; Preidikman y Mook, 2005):

$$\mathbf{R}_{nodo}(t+\Delta t) = \mathbf{R}_{nodo}(t) + \int_t^{t+\Delta t} \mathbf{V}_{nodo}[\mathbf{R}_{nodo}(\tau)] d\tau \approx \mathbf{R}_{nodo}(t) + \mathbf{V}_{nodo}[\mathbf{R}_{nodo}(t)] \Delta t \quad (9)$$

donde  $\mathbf{R}_{nodo}(t)$  es la posición del nodo en el tiempo  $t$ , y  $\Delta t$  es el incremento de tiempo.

La aproximación presentada en la Ecuación (9) no necesita iteraciones y es estable (Kandil et al, 1976).

## 2.2 Cálculo de las cargas aerodinámicas sobre cada elemento

Después de haber convectado las estelas se calculan las cargas aerodinámicas sobre las superficies sustentadoras (palas del rotor). Para cada elemento, se debe hallar el salto de presiones a través del punto de control, y luego multiplicarlo por el área del elemento y por el versor normal a cada elemento,  $\hat{\mathbf{n}}$ . Finalmente, se suman las fuerzas y los momentos de dichas fuerzas sobre todos los elementos. El salto de presión en el punto de control de cada elemento se calcula mediante la ecuación de Bernoulli (10) para flujos inestacionarios.

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} + \frac{\mathbf{V} \cdot \mathbf{V}}{2} + \frac{p}{\rho} = \frac{\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{V}_\infty}{2} + \frac{p_\infty}{\rho} = \text{constante} \quad (10)$$

Los detalles sobre el tratamiento de cada uno de los términos que aparecen en la ecuación (10) pueden encontrarse en las referencias ([Preidikman y Mook, 2005](#); [Konstandinopoulos et al., 1981](#)).

## 3. MODELO DE RUPTURA DE LAS ESTELAS

Un aspecto importante a tener en cuenta en el estudio de la aerodinámica de LHAWTs es la ruptura que se produce en las estelas cuando impactan sobre la torre portante. Este fenómeno da origen a cargas periódicas e inestacionarias que deben ser tenidas en cuenta al diseñar la estructura del equipo y al determinar la performance del mismo.

En un medio fluido, cuando la estela formada detrás de un cuerpo sustentador es atravesada por un cuerpo sólido, se rompe o interrumpe. Para realizar simulaciones numéricas de este fenómeno es necesario disponer de una formulación del fluido altamente compleja que sea capaz de capturar la interacción entre regiones del fluido dominadas por vorticidad y las fronteras de los cuerpos sólidos inmersos en el seno del fluido.

Las formulaciones de dinámica de fluidos basadas en el Método de Elementos Finitos (FEM) representan una muy buena estrategia para abordar el problema, pero poseen la desventaja del gran costo computacional involucrado. En el presente trabajo, el costo computacional es un parámetro sumamente importante, más teniendo en cuenta que estamos considerando solo una etapa de un proyecto mucho mayor en el que se desean realizar simulaciones aeroelásticas, basadas en un esquema de interacción fluido-estructura fuerte, de LHAWT. Por ello se descartada la posibilidad de utilizar formulaciones basadas en FEM. No obstante cabe remarcar que a medida que las capacidades computacionales aumenten el estado del arte en la interacción fluido-estructura tiende a la utilización de formulaciones del tipo FEM, ya que estas técnicas poseen enormes potenciales y sólo es cuestión de tiempo para que alcancen la jerarquía de técnicas estándar.

El NLUVLM es una técnica muy flexible, pero posee sus limitaciones. El fenómeno de ruptura de estela no puede ser capturado únicamente con la formulación clásica de esta técnica, por lo tanto es necesario desarrollar un modelo de ruptura de estela que sea compatible con la física subyacente y los aspectos referidos a la programación del NLUVLM.

En el modelo aerodinámico aquí presentado la vorticidad sólo puede ser creada y destruida en la superficie del sólido, en todo otro punto del dominio el fluido es irrotacional e incompresible y la vorticidad sólo puede ser transportada. Cuando las estelas impactan sobre la torre, se rompen porque no pueden penetrar la superficie de la torre portante (condición de no-penetración de las estelas en la superficie del sólido), siendo en la frontera del sólido el único lugar donde se produce el reajuste de circulación de los segmentos vorticosos.

En el modelo de ruptura de las estelas aquí propuesto se define una región de control que



rodea al sólido (en nuestro caso la torre) sobre el cual las estelas van a impactar. En cada paso de tiempo, se verifica que los nodos pertenecientes a las estelas estén fuera de esta región. En el caso de que algún nodo se encuentre dentro (nodo penetrante), los segmentos vorticosos que estén asociados al nodo penetrante pasan a ser descartados. De esta manera en cada paso de tiempo sólo son excluidos algunos segmentos y la ruptura se torna un proceso paulatino. Al modelar la ruptura de las estelas de esta manera, se evitan discontinuidades numéricas fuertes que originan saltos abruptos en las cargas aerodinámicas que actúan sobre las palas.

A modo de ejemplo, en las figuras 1, 2 y 3 se muestra una secuencia de 17 etapas en las cuales se produce la ruptura completa de una estela. En esta secuencia, es posible apreciar como poco a poco, la estela que es transportada a la velocidad local del fluido se va rompiendo ante la presencia de la torre portante. Se consideró un rotor de tres palas de 70 m de diámetro rotando a 12 rpm y con una conicidad del rotor de  $7^\circ$ , y el mismo viento frontal de 10 m/s usado anteriormente por Gebhardt et al., (2008 y 2009).

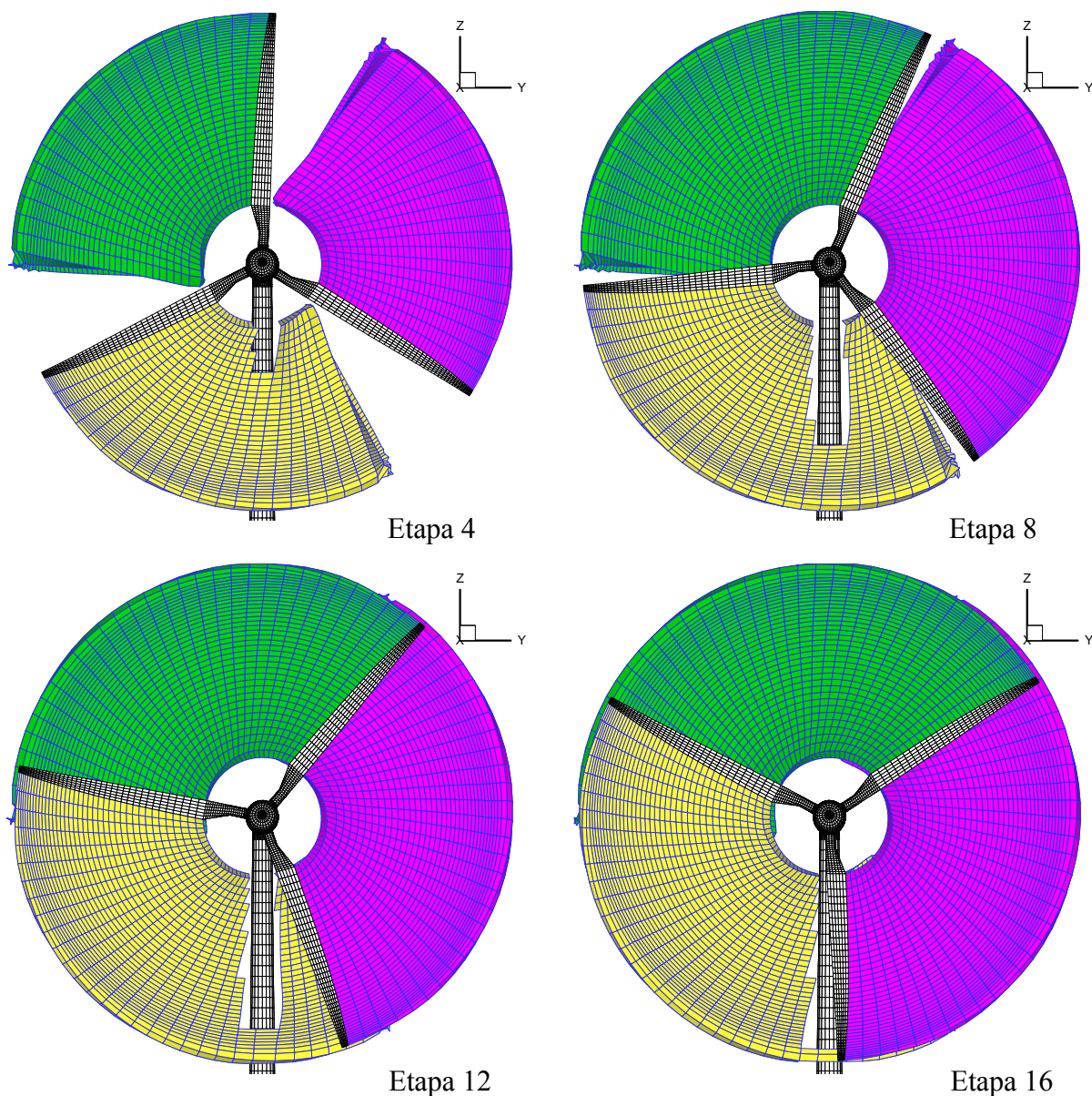


Figura 1: Secuencia del proceso de la ruptura de una estela

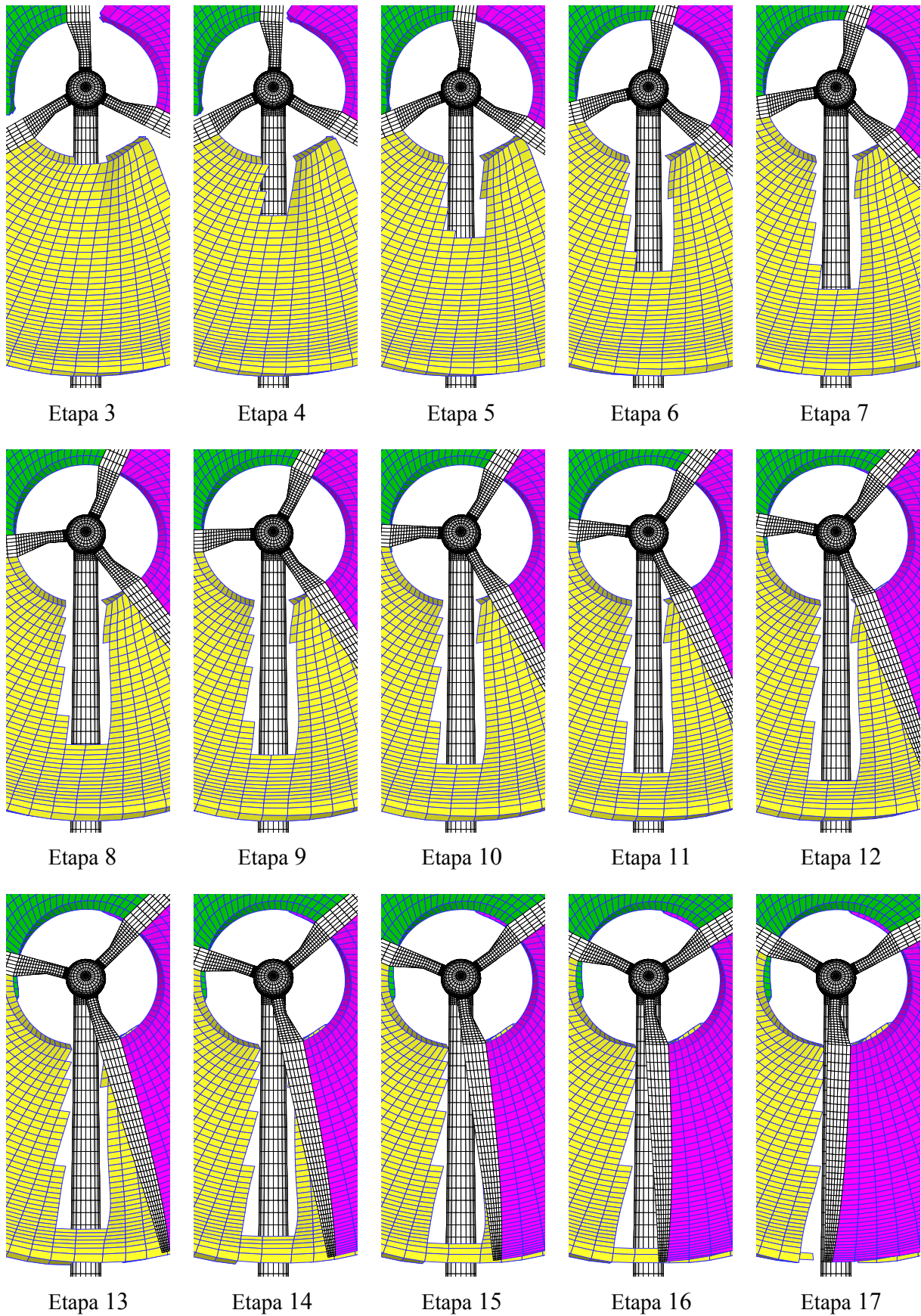


Figura 2: Vista ampliada del proceso de rotura de una estela



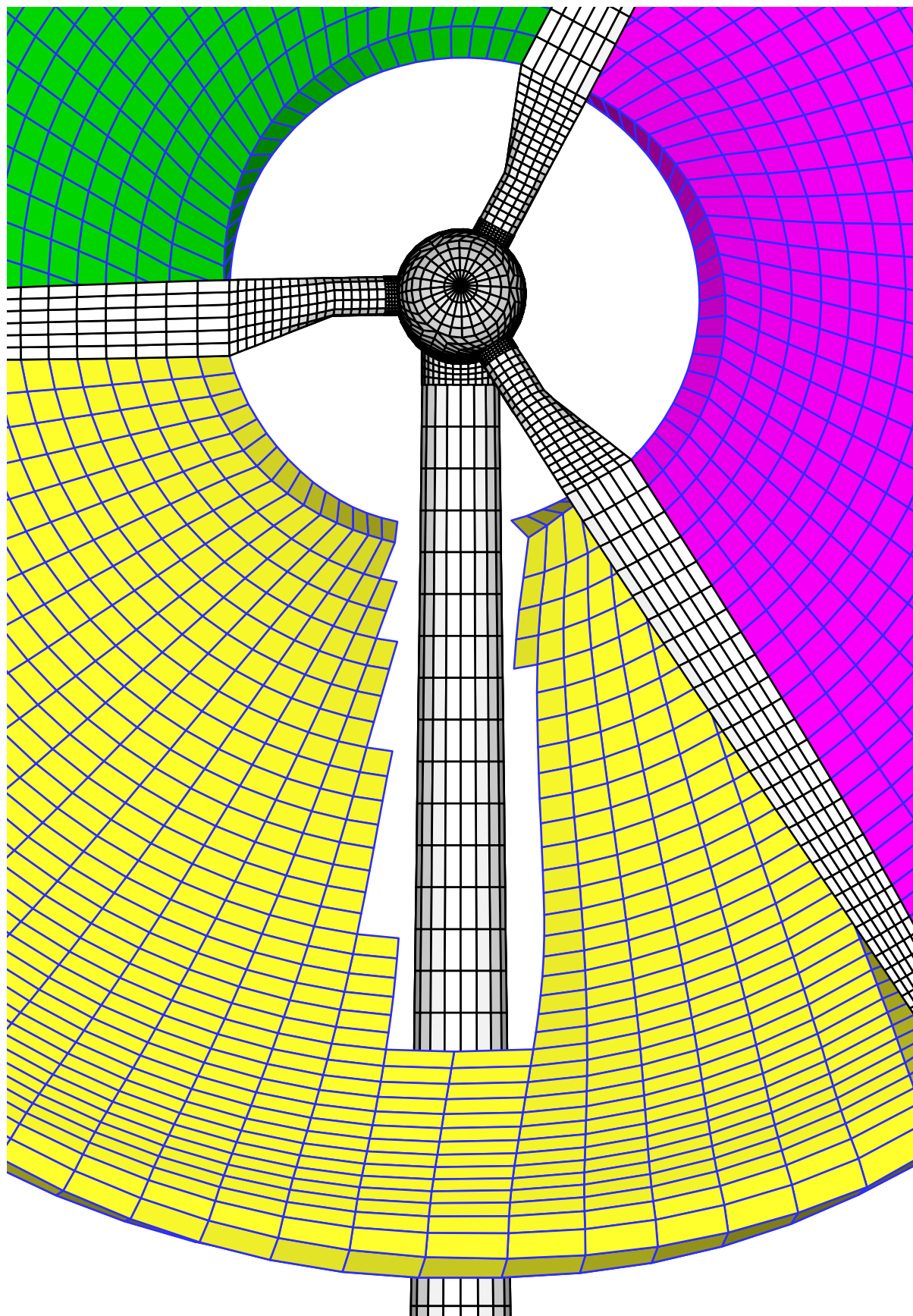


Figura 3: Vista en detalle de la Etapa 9 del proceso de rotura de una estela



Durante el desarrollo del modelo de ruptura de estela, se probaron diversas alternativas. Se observó que si la ruptura se hace de manera violenta, es decir si se rompe la estela en un solo paso de tiempo, se produce un salto en el valor de las cargas ya que el cambio de circulación asociado es muy grande.

En la figura 4 y 5 se presentan los resultados obtenidos con el método finalmente adoptado (referenciado como modelo presentado) y un método que rompe la estela en un solo paso de tiempo (referenciado como modelo descartado).

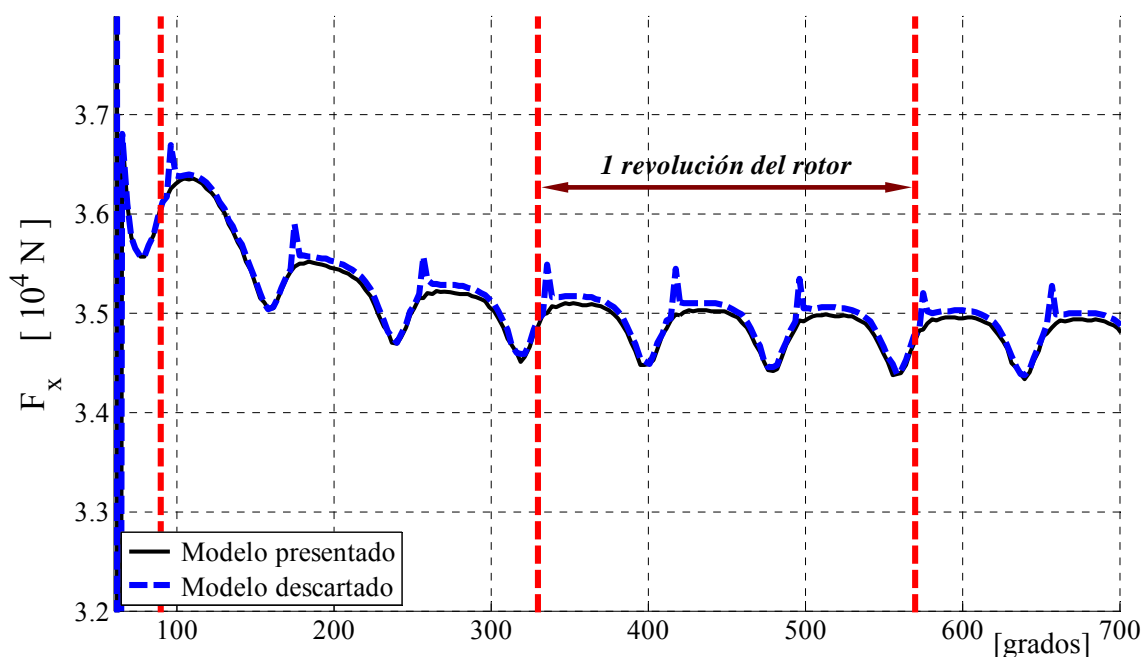


Figura 4: Comparación de dos modelos de ruptura de estela – Fuerza axial.

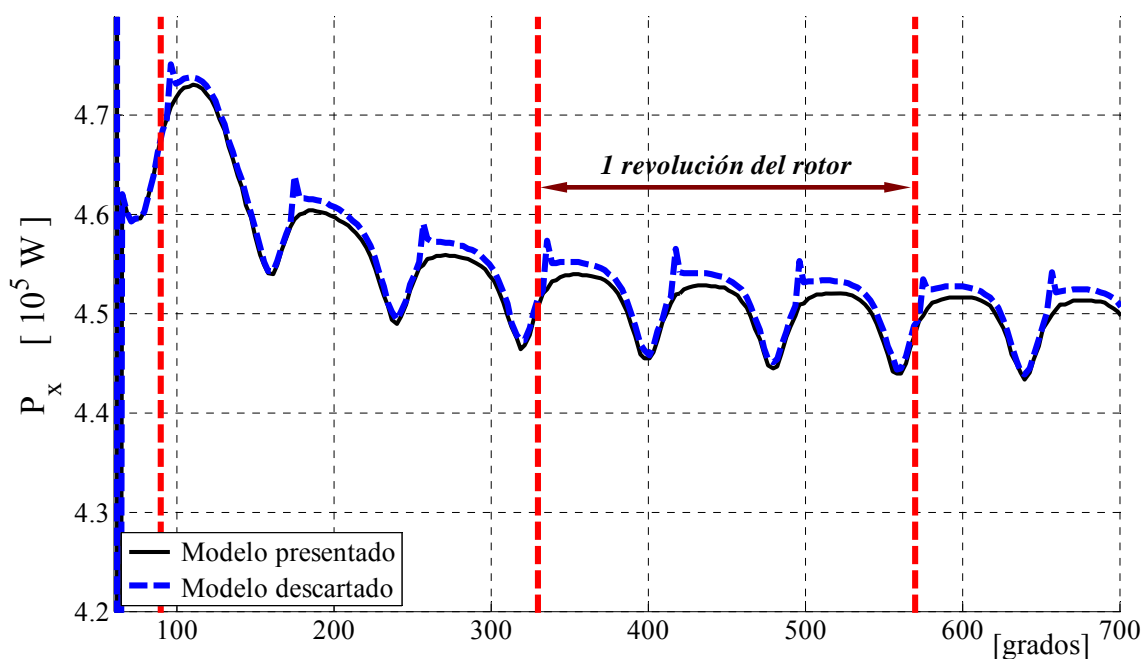


Figura 5: Comparación de dos modelos de ruptura de estela – Potencia producida.

Como es posible apreciar en las Figuras 4 y 5, en el caso de la ruptura violenta se producen picos en las cargas como una consecuencia directa del modelo de ruptura de las estelas utilizado. Además debe notarse que las cargas determinadas con los dos modelos de ruptura son parecidas en general, pero no son iguales. Exceptuando los picos, en el caso de la fuerza axial las diferencias son apenas perceptibles, pero en el caso de la potencia producida las diferencias son apreciables.

Si bien ambos modelos predicen una performance media del equipo que es similar, es importante tener en cuenta que el modelo de ruptura adoptado puede modificar el comportamiento aerodinámico. Aunque no se dispone de resultados experimentales que permitan validar el “modelo presentado” es posible anticipar que el modelo de ruptura adoptado predice saltos de presión que son coherentes con observaciones de la respuesta acústica de las LHAWTs.

#### 4. MODELO DE CAPA LÍMITE TERRESTRE

En las regiones donde son emplazados las LHAWTs existen condiciones ambientales altamente complejas, tales condiciones se deben al carácter tridimensional e inestacionario del flujo incidente. La interacción entre la corriente libre y el suelo dan lugar a la existencia de la LSBL. El desarrollo de esta capa límite es fuertemente influenciado por la rugosidad del suelo, la topología del terreno y la velocidad del aire. La combinación de estos factores da lugar a un perfil de velocidades que varía en función de la altura.

En el presente trabajo se desea incorporar la presencia de la LSBL en el modelo aerodinámico desarrollado, para ello se ha extraído del reglamento CIRSOC 102 ([Reglamento CIRSOC 102, 1982](#)) el perfil del viento en la capa límite terrestre. El modelo definido en el reglamento se encuentra expresado en términos de la presión dinámica como función de la altitud y de la rugosidad del terreno.

$$q_z = q_0 c_z c_d \quad (11)$$

donde  $q_z$  es la presión dinámica en función de la altura,  $q_0$  es la presión dinámica de referencia,  $c_z$  es el coeficiente adimensional que expresa la ley de variación de la presión con la altura que toma en consideración el tipo de rugosidad del terreno, y  $c_d$  es el coeficiente adimensional de reducción que toma en consideración las dimensiones de la construcción cuya carga se pretende estimar.

La expresión general del coeficiente  $c_z$  esta dado por la expresión (9):

$$c_z = \left[ \frac{\ln(z/z_i)}{\ln(10/z_I)} \right]^2 \left( \frac{z_i}{z_I} \right)^{0.1412} \quad (12)$$

donde  $z$  es la altura del punto considerado,  $z_i$  es un parámetro que depende del tipo de rugosidad ‘ $i$ ’ del terreno y  $z_I$  es el parámetro correspondiente al tipo de rugosidad I.

En la Figura 6 se presentan fotos correspondientes a los cuatro tipos de rugosidades de terreno que pueden ser consideradas (I, II, III y IV).

En este trabajo se considera un coeficiente adimensional de reducción  $c_d$  igual a la unidad. Esto representa la peor de las condiciones posibles ya que no se considera ningún tipo de reducción como consecuencia de las dimensiones de la construcción.

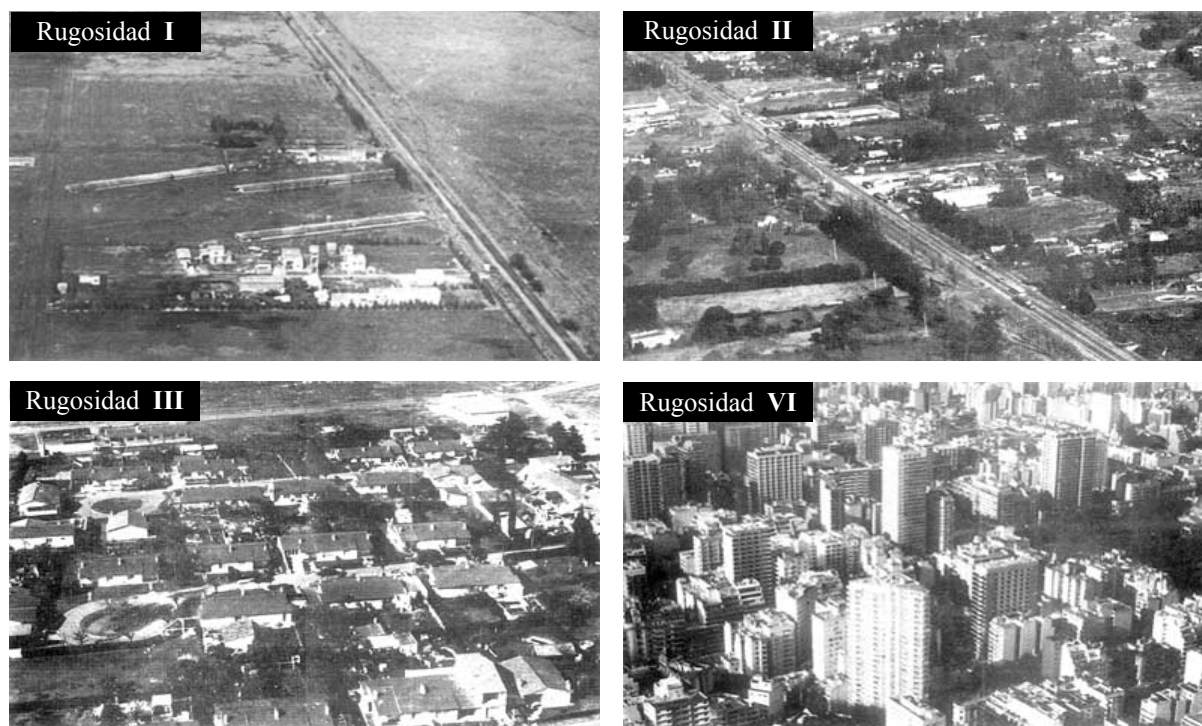


Figura 6: Terrenos con distintas rugosidades [tomadas del Reglamento CIRSOC 102].

La presión dinámica puede escribirse de la siguiente manera:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (13)$$

Teniendo en cuenta la expresión (12), combinándola con la expresión (11), y operando algebraicamente, se puede expresar el módulo de la velocidad en función de la altura como se presenta a continuación:

$$v_z = \left\{ \left[ \frac{\ln(z/z_i)}{\ln(10/z_i)} \right] \sqrt{\frac{\rho_z}{\rho_0} \left( \frac{z_i}{z_i} \right)^{0.1412}} \right\} v_0 \quad (14)$$

donde  $v_0$  es el módulo de la velocidad de referencia del lugar,  $\rho_z$  es la densidad del aire en el punto considerado y  $\rho_0$  es la densidad del aire de referencia.

Para el problema aquí estudiado la variación de densidad del aire en función de la altura se considera nula, ya que la altura del equipo se encuentra por debajo de los 120 metros y en esa diferencia de altitud las variaciones de densidad pueden ser despreciadas.

Los lugares donde son instalados estos equipos poseen características rurales donde hay baja densidad de construcciones y predomina un perfil de terreno llano sin rugosidades importantes frente a las acciones de viento. Por lo tanto para el problema aquí estudiado se ha considerado una rugosidad de tipo I.

Teniendo en cuenta las consideraciones expuestas en los párrafos anteriores, el perfil de velocidades de viento asociado a la presencia de la LSBL adopta la siguiente forma:

$$v_z = \left[ \frac{\ln(z/z_i)}{\ln(10/z_i)} \right] v_0 \quad (15)$$

En la Figura 7 se presenta una gráfica de la variación de la velocidad en altura calculada en



base a la expresión (15), para  $z_I = 0,005$  m y  $v_0 = 10$  m/s.

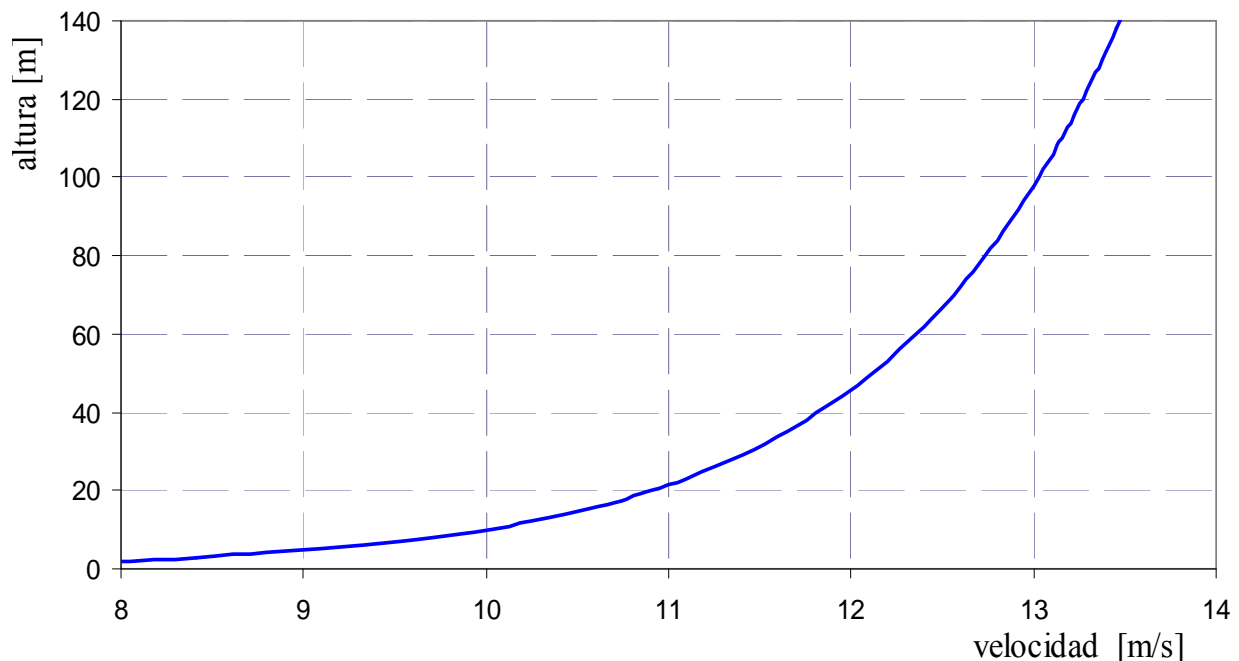


Figura 7: Perfil de velocidades adoptado para la capa límite terrestre.

## 5. RESULTADOS

A continuación se presentan resultados obtenidos con la herramienta computacional que esta siendo desarrollada. Se estudió la incidencia sobre la eficiencia de un LHAWT de dos aspectos circundantes que alteran el flujo alrededor del rotor de la LHAWT. Primero, en la sección 5.1 se presentan resultados del estudio de la influencia la presencia de la torre portante, y en segundo lugar, en la sección 5.2 se presentan los resultados del estudio de la incidencia de la capa límite terrestre. En las simulaciones se utilizó nuevamente el rotor de tres palas de 70 m de diámetro, rotando a 12 rpm, con una conicidad de  $7^\circ$ , y una velocidad del viento de frente de 72 Km por hora que se aplica de manera impulsiva, usado anteriormente por Gebhardt et al., (2008a y 2008b)

### 5.1 Incidencia de la presencia de la torre portante

En las Figuras 8a y 8b se presentan visualizaciones de la evolución en el tiempo de las estelas ignorando y considerando la presencia de la torre portante. En la figura 8b es posible observar como las estelas se rompen al atravesar la torre portante.

En la Figura 9 se muestra una vista más detallada de la rotura de las estelas cada ves que las mismas atraviesan la torre.

En la Figura 10 se graficó la variación temporal de la fuerza axial, responsable de la flexión en la torre en la dirección del flujo incidente. Se observa que la presencia de la torre portante genera una variación alterna de la fuerza axial (curva azul a trazos) respecto al caso en el que se ignora la presencia de la misma (curva negra continua). Cuando se tiene en cuenta la presencia de la torre la alternancia alcanza 3 periodos cada  $360^\circ$  de giro del rotor (de tres palas) debido a que las palas pasan frente a la torre 3 veces por cada revolución del rotor.

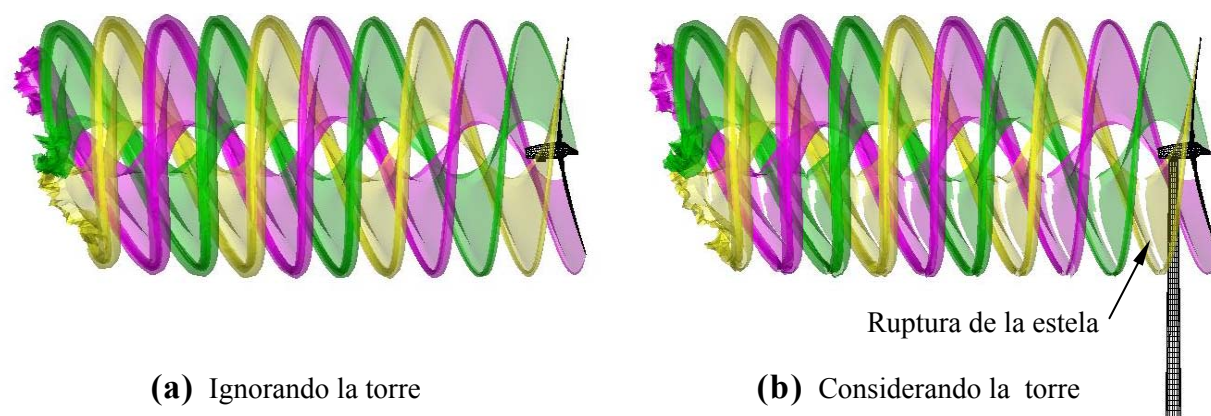


Figura 8: Influencia de la presencia de la torre portante del aerogenerador sobre las estelas.

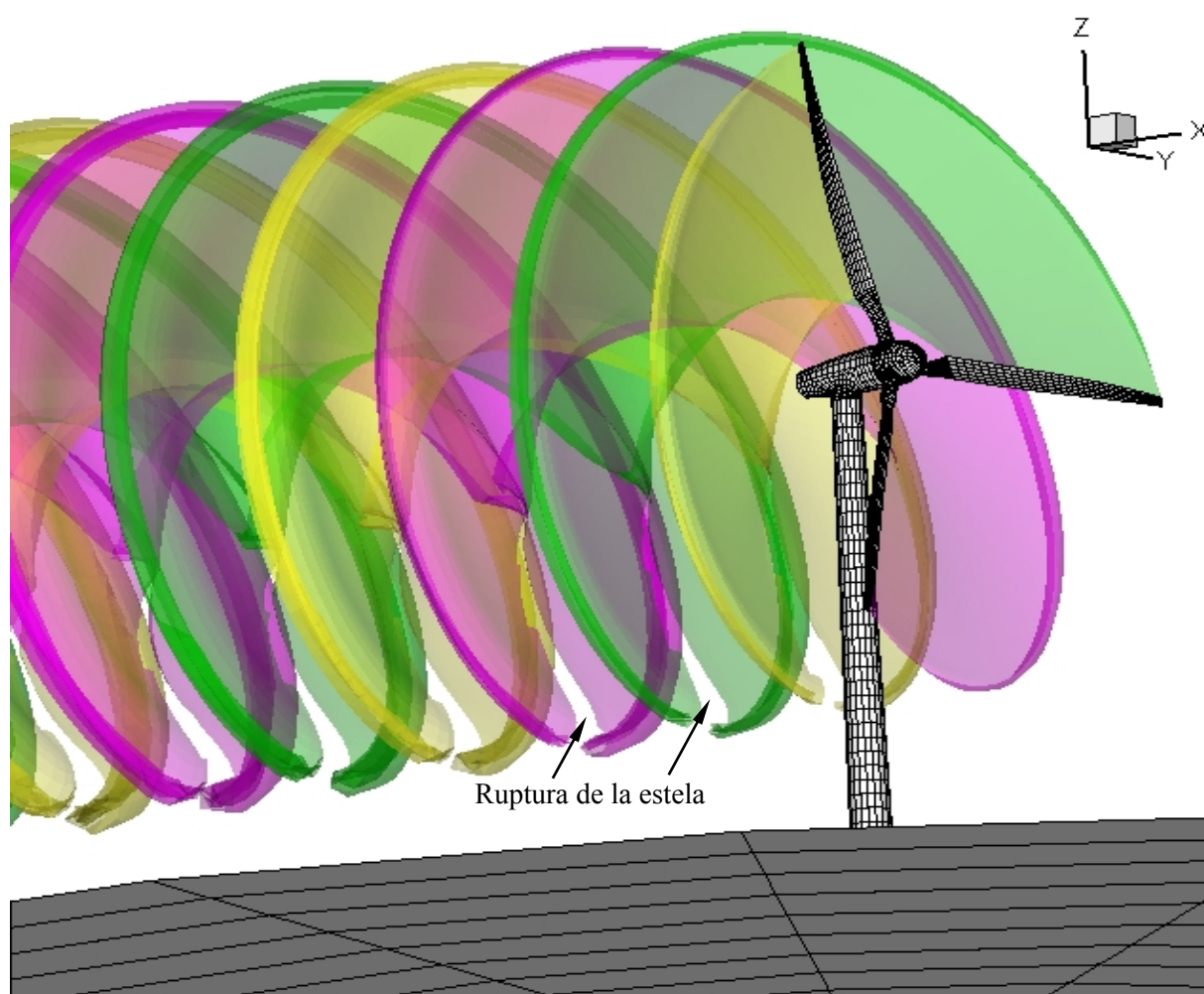


Figura 9: Vista detallada de la ruptura de las estelas.

En la Figura 11 se grafica la potencia producida en función de giro del rotor. Se observa una situación similar a la mencionada en el párrafo anterior relativo a la carga axial. Si bien las variaciones producidas por la presencia de la torre no modifican considerablemente el valor medio de la performance del equipo, la componente alterna de la carga puede eventualmente sufrir amplificación dinámica en proximidades de resonancias dando lugar a situaciones perjudiciales desde el punto de vista de la fatiga de los elementos estructurales.

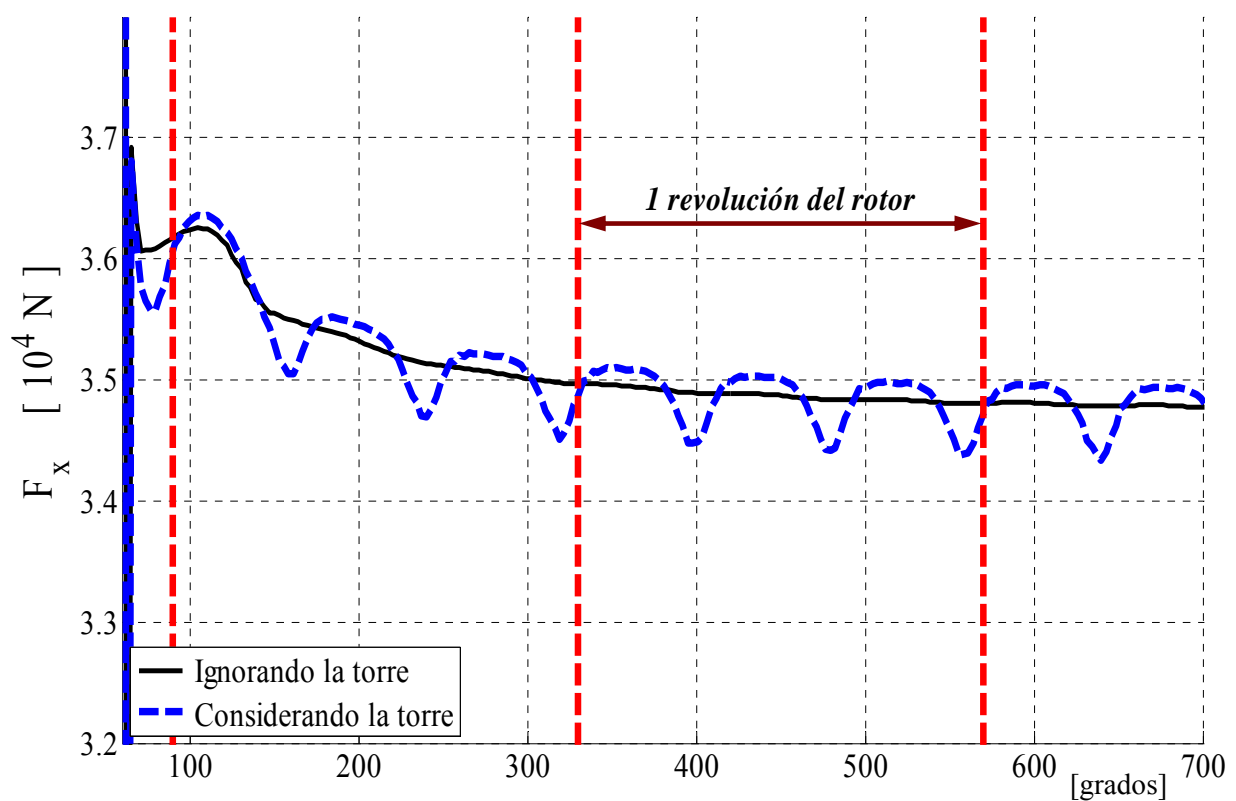


Figura 10: Incidencia de la presencia de la torre en la fuerza axial.

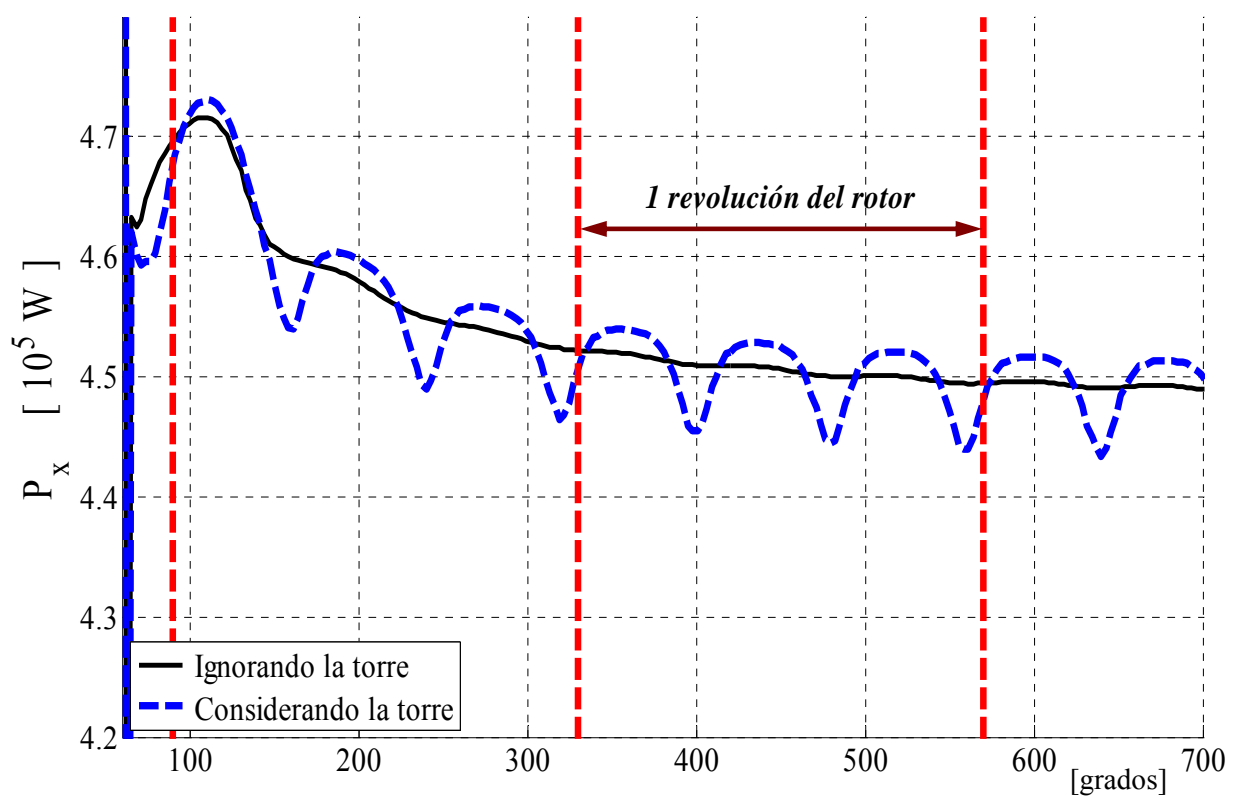


Figura 11: Incidencia de la presencia de la torre en la potencia producida.



## 5.2 Incidencia de la existencia de la capa límite terrestre (LSBL)

En las Figuras 12 se presentan visualizaciones del desarrollo espacio/temporal de las estelas ignorando y considerando la existencia de la LSBL. Si se comparan las Figura 12a y 12b se aprecian diferencias en la forma de las estelas. Cuando se ignora la LSBL la estela avanza de manera “casi” uniforme, mientras que al considerar su presencia la estela avanza y se va deformando; la forma que adquiere, prácticamente “copia” el perfil de velocidades asociado a la LSBL. Notar que en ambos casos se ha considerado la presencia de la torre.

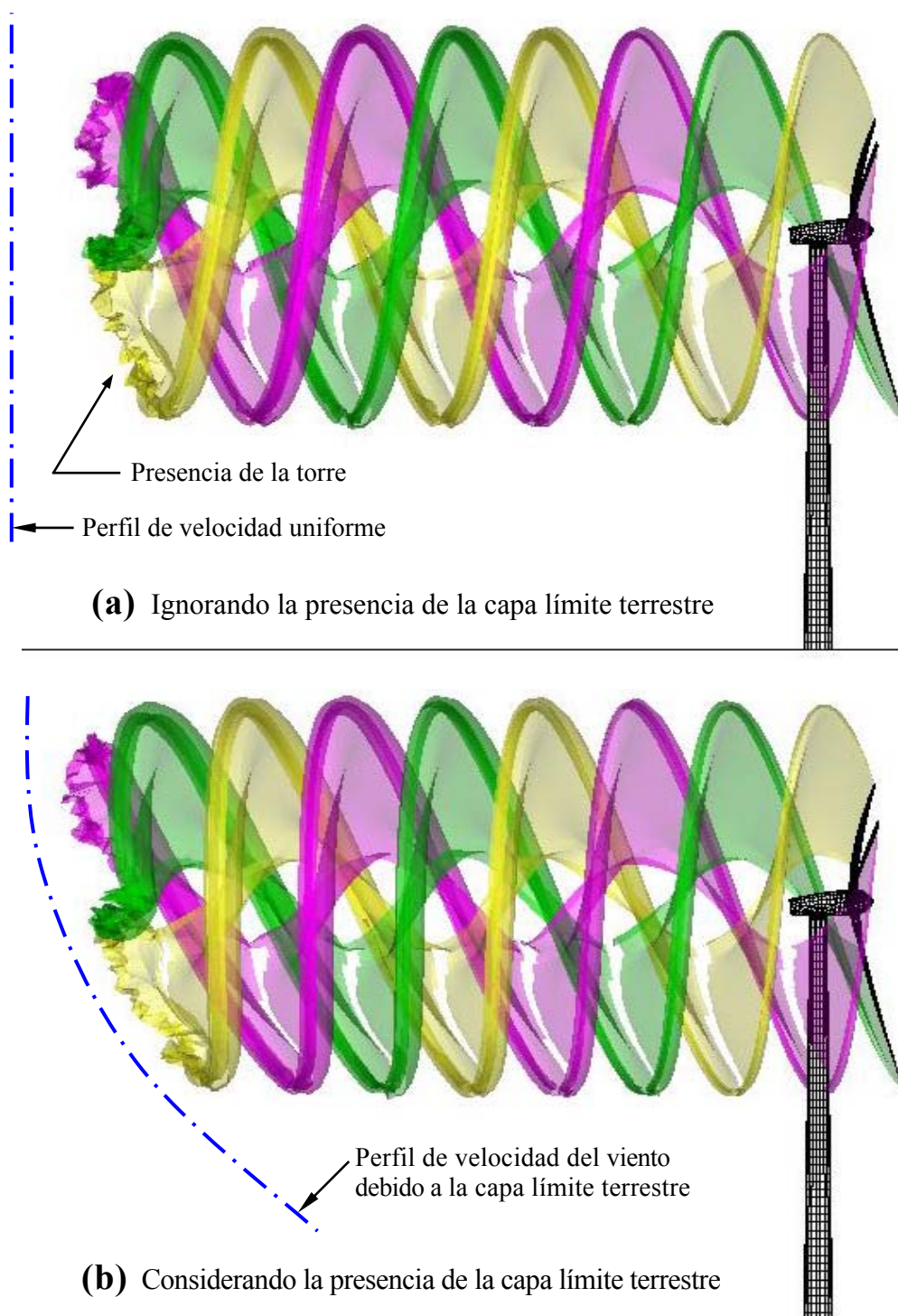


Figura 12: Influencia de la capa límite terrestre.

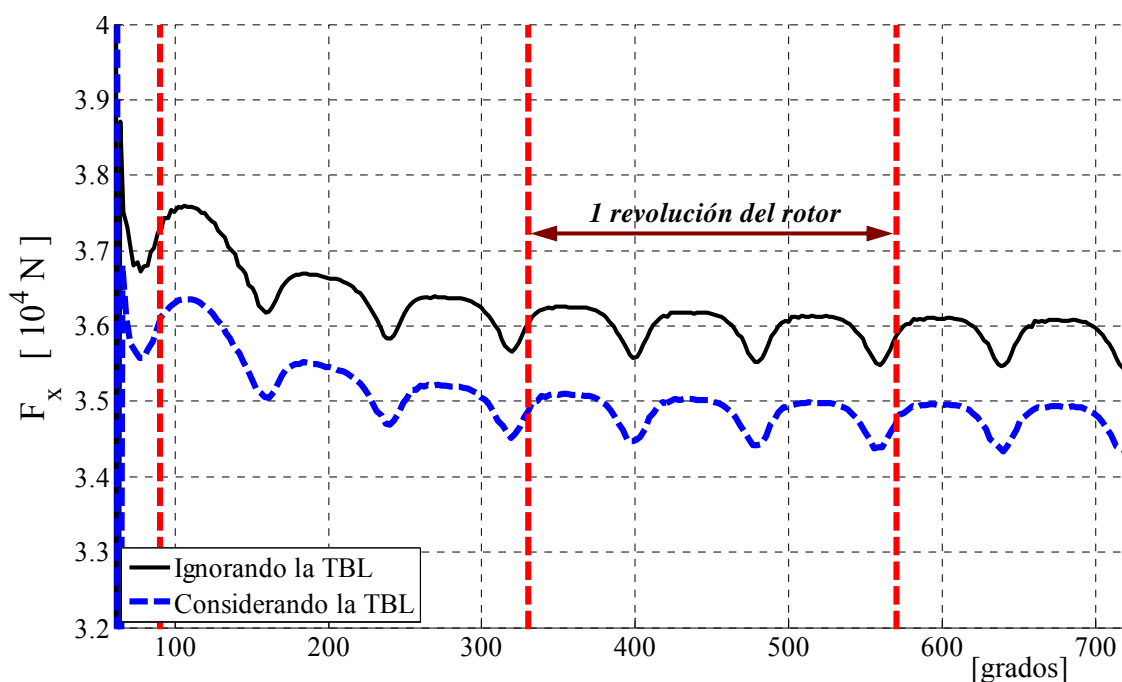


Figura 13: Fuerza axial.

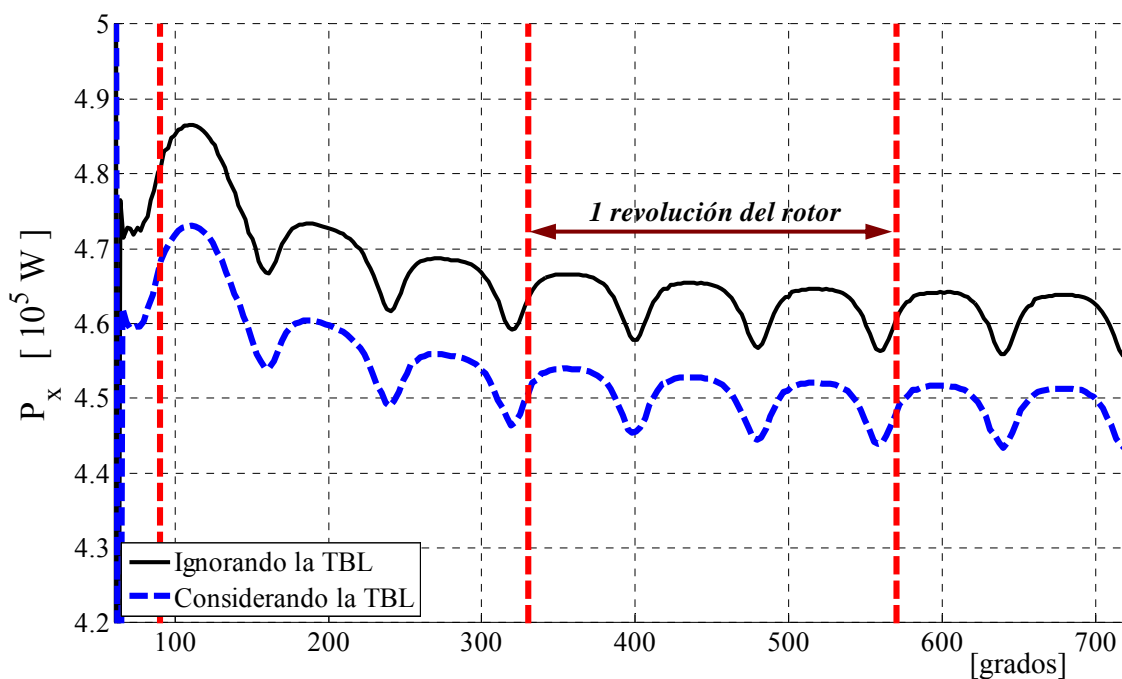


Figura 14: Potencia producida.

En la Figura 13 se presenta la variación de la fuerza axial en función de giro del rotor. Se observa que la existencia de la LSBL produce una disminución de la fuerza axial (curva azul a trazo) respecto al caso donde se ignora la LSBL (curva negra continua). Una vez alcanzada la velocidad de rotación en régimen la disminución en la fuerza axial es del orden del 3 %.

En la Figura 14 se ha graficado la potencia producida. Se repite una situación similar a la descrita en el párrafo anterior. Una vez alcanzada la velocidad de rotación en régimen la disminución en la potencia producida es de alrededor del 2 %. Las curvas 13 y 14 permiten apreciar las variaciones en las performances originadas por la presencia de la torre.

## 6. CONCLUSIONES

En este trabajo se presentaron y analizaron resultados obtenidos con una herramienta computacional desarrollada para predecir en el dominio del tiempo el comportamiento aerodinámico inestacionario y no-lineal de turbinas eólicas de eje horizontal y de gran potencia. Los resultados obtenidos ayudan a comprender el comportamiento aerodinámico asociado a los grandes aerogeneradores, cuya complejidad es bien reconocida, pero no entendida totalmente.

El efecto producido por la presencia de la torre portante ha sido capturado de manera muy satisfactoria. Si bien esta interacción no repercute en gran manera sobre la potencia media producida da origen a componentes de carga alternantes, las cuales deben ser tenidas en cuenta a la hora de dimensionar los componentes estructurales, ya que estas variaciones pueden producir problemas de resonancia, fatiga o efectos de inestabilidad dinámica. La incidencia de la presencia de la capa límite terrestre sobre la potencia producida también ha sido capturada de manera satisfactoria. La existencia de la capa límite reduce la eficiencia del equipo respecto a lo que se obtendría con un viento de perfil constante.

Queda pendiente para un trabajo futuro realizar un estudio más general de tipo paramétrico que tenga en cuenta la relación entre el diámetro de la torre y el diámetro del rotor (presencia de la torre) y también la relación entre el diámetro de rotor y la distancia mínima al piso (incidencia del suelo), donde además podrían tenerse en cuenta condiciones con viento cruzado y la presencia de ráfagas. Si bien la herramienta aquí presentada es un buen punto de partida para lograr la comprensión cabal del comportamiento aerodinámico de los grandes aerogeneradores, en el futuro será necesario llevar a cabo simulaciones que incluyan: la dinámica estructural, los sistemas de control y las condiciones ambientales altamente complejas que tienen lugar en las zonas donde normalmente se emplazan estos equipos.

## REFERENCIAS

- Gebhardt C.G., Preidikman S., Massa J.C., y Weber G.G., Comportamiento aerodinámico y aeroelástico de rotores de generadores eólicos de eje horizontal y de gran potencia, *Mecánica Computacional*, 27:519-539, 2008.
- Gebhardt C.G., Preidikman S. y Massa J.C., Simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico de generadores eólicos de eje horizontal y de gran potencia, *Segundo Congreso Iberoamericano Hidrógeno y Fuentes Sustentables de Energía*, San Juan, junio de 2009a.
- Gebhardt C.G., Preidikman S. y Massa J.C., Análisis aeroservoelástico de generadores eólicos de gran potencia y de eje horizontal: Una nueva metodología, *Segundo Congreso Iberoamericano Hidrógeno y Fuentes Sustentables de Energía*, San Juan, junio de 2009b.
- Kandil O.A., Mook D.T., and Nayfeh A.H., Nonlinear prediction of the aerodynamic loads on lifting surfaces, *Journal of Aircraft*, 13:22-28, 1976.
- Katz J. and Plotkin A., *Low-speed aerodynamics*, Cambridge University Press, 2001.
- Konstandinopoulos P., Mook D.T., and Nayfeh A.H., A numerical method for general, unsteady aerodynamics, *AIAA-81-1877*, 1981.
- Lugt H., *Vortex flow in nature and technology*, John Wiley & Sons, 1983.
- Muljadi E., Butterfield C.P. and Jul M.L. Jr., Effect of turbulence on power generation for variable speed wind turbines, *ASME Wind Energy Symposium*, 1997.
- Preidikman S. y Mook D.T., Modelado de fenómenos aeroelásticos lineales y no-lineales: los modelos aerodinámico y estructural, modelización aplicada a la ingeniería –Volumen I, *Regional Bs. As de la UTN*, ISBN: 950-42-0057-5, pp. 365-388, 2005.
- Preidikman S., Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems, Ph.D. *Virginia Polytechnic Institute and State University*, 1998.
- Reglamento CIRSOC 102, Acción dinámica del viento sobre las construcciones, 1982