

SIMULACIÓN NUMÉRICA UTILIZANDO CFD DE LOS ENSAYOS EN TÚNEL DE VIENTO DE UNA PALA DE GENERADOR EÓLICO EN CONDICIÓN DE OPERACIÓN ROTOR ESTÁTICO

Griselda Jeandrevin^a, Carlos Sacco^a, Carlos Paoletti^b y Sergio Preidikman^{c,d}

^aDepartamento Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico, Av. Fuerza Aérea Km 6 1/2, X5010JMN Córdoba, Argentina, gjeandrevin@iua.edu.ar, csacco@iua.edu.ar, <http://www.iua.edu.ar>

^bDepartamento Aerodinámica Experimental y Aplicada, Centro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico, Av. Fuerza Aérea Km 5 1/2, X5010JMX Córdoba, Argentina, tunelesdeviento@iua.edu.ar, <http://www.iua.edu.ar>

^cDepartamento de Estructuras, Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina, spreidik@vt.edu, <http://www.efn.uncor.edu>

^dDepartamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina, <http://www.ing.unrc.edu.ar>

Palabras claves: Generador Eólico, Rotor Estático, *Stand Still Condition*, *Parked Condition*, Ensayos Túnel de Viento, Elementos Finitos, CFD, Métodos Numéricos

Resumen. En este trabajo se presentan las simulaciones numéricas y los ensayos experimentales realizados sobre una pala de un generador eólico en condición de operación Rotor Estático. En ambos casos, se obtuvieron las cargas, fuerzas y momentos a las cuales se encuentra solicitada la toma de la pala. Las simulaciones numéricas se realizaron utilizando CFD. En la comparación de los resultados el código reproduce aceptablemente las mediciones experimentales. Se muestran visualizaciones de flujo con óleos durante los ensayos en túnel de viento.

1 INTRODUCCIÓN

Al momento de diseñar un aerogenerador, uno de los más importantes casos de carga a tener en cuenta, es el caso de Rotor Estático (*stand still o parked condition*, palas detenidas) en condiciones de alta velocidad de viento. A pesar de ello, no se ha trabajado demasiado en investigar la distribución real de la carga para este caso y existen muy pocas mediciones detalladas.

La norma internacional IEC (1996) define, en su ítem **Casos de Carga**, cuales son las situaciones de diseño a tener en cuenta para el cálculo de cargas actuantes usadas para determinar la integridad estructural de la turbina. En esta parte, la norma hace referencia a los casos de diseño representativos definidos por modos de operación. Estos casos de carga se determinan por la combinación de situaciones de diseño específicas y condiciones externas que tengan una razonable probabilidad de ocurrencia. Para la condición de Rotor Estático se deben analizar la exposición máxima para el área máxima expuesta y la exposición mínima para posición normal de parada. Ambos casos se utilizan en el análisis de carga última.

La investigación del estado de carga durante condiciones estáticas ha sido llevada a cabo por otros autores. Dahlberg et al. (1994) estudiaron las cargas estáticas de una pala de aerogenerador de 2.4 m en el túnel de viento, y el experimento a gran escala de la *National Renewable Energy Laboratory* (NREL) también incluye este caso, ver Simms (1999).

Paulsen (1989) realizó la comparación entre resultados de túnel de viento y distintas aproximaciones teóricas obteniendo significativas desviaciones en los valores de resistencia y sustentación. Se ensayó y modelizó una pala de 6.4 m de envergadura con perfiles Naca 44XX en su secciones. El autor utilizó para los modelos teóricos características aerodinámicas 2D de los perfiles. Además, se midieron momentos flectores en dos direcciones en cada una de las mediciones.

Adicionalmente, códigos de Navier-Stokes se han aplicados con éxito por Sørensen et al. (2004) y Sørensen (2002).

Normalmente, cuando se trabaja con códigos típicos de diseño aeroelástico, los cálculos son realizados en base a la teoría de elemento de pala o métodos de línea sustentadora. Ambos métodos utilizan las características aerodinámicas de perfiles extraídas de tablas y, al no tener estas tablas datos a grandes ángulos de ataque pueden perderse de vista efectos 3D, siendo los resultados obtenidos no del todo ciertos, Sørensen et al. (2004).

El presente trabajo apunta a mejorar el conocimiento de la condición Rotor Estático, analizando el problema mediante el método de elementos finitos y realizando ensayos experimentales sobre una pala de generador eólico.

Los ensayos de túnel tienen como objetivo determinar características aerodinámicas y estructurales que ayudarán en el diseño de futuras palas para generadores eólicos pequeños y medianos. La simulación de estos ensayos mediante técnicas de *Computation Fluid Dynamics* (CFD) permite estimar las cargas aerodinámicas resultantes actuantes sobre la pala.

2 SIMULACIONES NUMÉRICAS: MODELO MATEMÁTICO

Para realizar las simulaciones numéricas se ha utilizado el código de CFD NS3DG (2007). El mismo está basado en el algoritmo de pasos fraccionados, el cual permite obtener un esquema semi-implícito para la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes en flujo incompresible. Los términos de transporte convectivo son estabilizados utilizando el método *Orthogonal Subscale Stabilization* (OSS), Bell et al. (1989) y Codina (2000). En todos los casos que se analizan se utilizó el modelo de turbulencia algebraico de Smagorinsky, Wilcox (2001).

2.1 Ecuaciones de Navier-Stokes Incompresibles

La modelización del medio continuo que se desea analizar se realiza mediante la utilización de las ecuaciones de Navier-Stokes, [Sacco \(2006\)](#), aplicadas para representar el movimiento de un fluido incompresible y viscoso (densidad constante) en un dominio de análisis cerrado Ω , con contornos Γ formado por $\Gamma_u \cup \Gamma_\sigma$, y en el intervalo de tiempo comprendido entre un tiempo inicial t_0 y un tiempo final t_f . Las ecuaciones de Navier-Stokes se componen de las ecuaciones de continuidad y de cantidad de movimiento,

$$\nabla \cdot u = 0 \quad \text{en } \Omega \times [t_0, t_f] \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u - \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \tau + \frac{1}{\rho} \nabla p = f \quad \text{en } \Omega \times [t_0, t_f] \quad (2)$$

donde $u = (u_1, u_2, u_3)$ es el vector velocidad, p es la presión, τ es el tensor de tensiones viscosas, ρ es la densidad del fluido y f representa las fuerzas volumétricas actuantes sobre el fluido.

Además, se deben definir las condiciones de contorno,

$$u = \bar{u} \quad \text{en } \Gamma_u, \quad (3)$$

$$\sigma \cdot n = \bar{t} \quad \text{en } \Gamma_\sigma$$

donde σ es el tensor de tensiones y n el vector normal al contorno, las variables con barra significan que están especificadas. Las condiciones de contorno se deben satisfacer para todo t que pertenece a $[t_0, t_f]$.

Las ecuaciones resultantes se completan con las correspondientes condiciones iniciales sobre la velocidad y la presión,

$$\begin{aligned} u &= u_0 \quad \text{en } t_0 \quad \text{para todo } \Omega, \\ p &= p_0 \quad \text{en } t_0 \quad \text{para todo } \Omega. \end{aligned} \quad (4)$$

2.2 Resolución Numérica: Método de Pasos Fraccionados

Las ecuaciones que se plantearon previamente no pueden ser resueltas numéricamente en forma estándar debido a que la ecuación de incompresibilidad se transforma en una restricción del campo de movimiento. Existen diversos algoritmos que permiten subsanar la dificultad mencionada, entre ellos el algoritmo de pasos fraccionados, [Codina \(2001\)](#), [Chorin \(1969\)](#), [Oñate et al. \(2000\)](#).

Este método permite obtener un esquema semi-implícito de bajo costo computacional y que satisface la condición LBB (Condición de Babuska-Brezzi) utilizando el mismo orden de aproximación para las velocidades y para la presión (utilizando las mismas funciones de interpolación para el campo de velocidades y de presión).

La ecuación de cantidad de movimiento se divide en dos partes,

$$\bar{u}^{n+1} = u^n + \delta t \left[u^{n+\theta} \cdot \nabla u^{n+\theta} + \gamma \frac{1}{\rho} \nabla p^n - \nu \Delta u^{n+\theta} + f^{n+\theta} \right]. \quad (5)$$

$$u^{n+1} = \bar{u}^{n+1} - \frac{\delta t}{\rho} (\nabla p^{n+1} - \gamma \nabla p^n). \quad (6)$$

En estas ecuaciones aparece una nueva variable que se conoce como momento fraccionario, esta variable tiene características de velocidad llamada también velocidad intermedia \bar{u} .

Tomando divergencia a la ecuación de u^{n+1} y aplicando la ecuación de continuidad se obtiene la siguiente expresión, con la cual puede calcularse la presión,

$$\nabla^2 (\nabla p^{n+1} - \gamma \nabla p^n) = \frac{\delta t}{\rho} \nabla \cdot \bar{u}^{n+1}. \quad (7)$$

Es decir, la aplicación del método de pasos fraccionados al problema discreto comienza considerando el momento fraccionario, con el cual se particiona la ecuación de cantidad de movimiento, y se reemplaza la ecuación de continuidad por una ecuación de Poisson para la presión, esta presión calculada garantiza que se satisfaga la condición de incompresibilidad.

En las ecuaciones, el parámetro γ es un parámetro para mejorar la precisión espacial y temporal del esquema, el mismo puede tomar valores 1 ó 0.

El parámetro θ es el parámetro que determina el tipo de esquema utilizado en la aproximación, puede tomar valores entre 0 y 1 dependiendo si el cálculo se va a realizar en forma explícita, implícita o semi-implícita. La elección del parámetro θ depende del tipo de problema y de la solución buscada.

2.3 Forma Discreta de las Ecuaciones de Navier-Stokes - Estabilización

El método utilizado para discretizar las ecuaciones es el método de los elementos finitos [Lohner \(2001\)](#). El esquema resultante es de primer orden ($\gamma = 0$) y la discretización temporal se realiza con un Euler hacia atrás ($\theta = 0$). Tomando como funciones test $(v_h, q_h) \in V_h \times Q_h$, se obtiene,

$$\frac{1}{\delta t} (\bar{u}_h^{n+1}, v_h) = \frac{1}{\delta t} (u_h^n, v_h) - (u_h^n \cdot \nabla u_h^n, v_h) - \nu (\nabla u_h^n, \nabla v_h) - (f^n, v_h). \quad (8)$$

$$(\nabla p_h^{n+1}, \nabla q_h) = \frac{\rho}{\delta t} [(\bar{u}_h^{n+1} - u_h^n, \nabla q_h) - (\nabla \cdot u_h^n, q_h)]. \quad (9)$$

$$(u_h^{n+1}, v_h) = (u_h^n, v_h) - \frac{1}{\delta t} (\nabla p_h^{n+1}, q_h). \quad (10)$$

El índice n indica el paso de tiempo y el subíndice h representa el problema discreto. En las ecuaciones se utiliza la notación $(a, b) = \int_{\Omega} (a \cdot b) d\Omega$.

Como se puede observar el esquema resultante es semi-implícito, siendo las ecuaciones (8) y (10) explícitas (se condensan las matrices de masa) y la ecuación (9), para el cálculo de la presión, resulta implícita (se resuelve mediante gradientes conjugados con preconditionado diagonal).

El procedimiento completo para el cálculo de un paso de tiempo se realiza calculando en primer lugar la velocidad fraccionaria \bar{u}_h^{n+1} utilizando la ecuación (8). En segundo lugar, calculando la presión p_h^{n+1} utilizando la ecuación (9). Luego se obtiene la velocidad corregida

u_h^{n+1} utilizando la ecuación (10) y por último se deben aplicar las condiciones de contorno.

La utilización del método clásico de Galerkin en la discretización de las ecuaciones genera inestabilidades numéricas. El método utilizado para solucionar el problema en el código es el denominado OSS. Básicamente la metodología se basa en añadir difusión numérica al flujo.

2.4 Modelo de Turbulencia

Las simulaciones numéricas directas (DNS *Direct Numerical Simulation*) de flujos turbulentos en todas las escalas presentes en el flujo tiene costos prohibitivos (limitaciones de hardware), esto motiva el desarrollo y uso de modelos simplificados que requieren menos capacidad computacional pero que sean útiles para reproducir distintos casos en problemas de ingeniería Léveque et al. (2007).

En todos los casos que se analizan en este trabajo se utilizó el modelo de turbulencia algebraico de Smagorinsky (1963), este es el modelo más simple. Los méritos del modelo son su maleabilidad, su estabilidad computacional y la simplicidad de su formulación (dado que se involucra un solo parámetro a ajustar), Baldwin et al. (1978), Camelli et al., (2002) Wilcox (2001).

Siendo su expresión,

$$\nu_T = (C_s h)^2 \sqrt{\varepsilon : \varepsilon} \quad (11)$$

donde C_s es la constante de Smagorinsky, ($C_s = 0.16$), h es un tamaño característico del elemento y ε es el tensor velocidad de deformación.

2.5 Condiciones de Contorno

Las condiciones de contorno que se aplican pueden ser en velocidad, en tensión o en presión. Para el primer caso se imponen en el paso final y estas pueden ser de tres tipos diferentes. Deslizamiento libre y simetría ($u_n = 0$ y $\tau = 0$), velocidad impuesta ($u = \bar{u}$) y ley de pared ($u_n = 0$ y $\tau = \tau_w$).

Cuando se resuelve la presión las condiciones se imponen en la ecuación (9) y pueden ser presión impuesta ($p = \bar{p}$) y tracción nula ($n\sigma_n = 0$).

3 SIMULACIONES NUMÉRICAS REALIZADAS

En el desarrollo del trabajo se analizaron dos casos, la pala en flujo libre (Simulación I) y la pala dentro del túnel (Simulaciones II y III).

Como interfase del código de cálculo para realizar el pre y pos procesamiento de los datos se utilizó el programa GID 8.0.2[®] del CIMNE (Centro Internacional de Métodos Numéricos en Ingeniería).

En todos los casos, la superficie de la pala fue mallada con elementos triangulares realizando una mayor densificación de la superficie en el borde de fuga, el borde de ataque, la puntera y en la zona de transición a la toma. No se realizó una malla especial para capturar la capa límite. El mismo tipo de elemento se utilizó en las superficies que constituyen las paredes del túnel de viento. El volumen fue realizado con elementos tetraedros de 4 nodos.

En las simulaciones se utilizó como sistema de referencia, el sistema de referencia fijo al túnel con origen en la toma de la pala. Los ejes \mathbf{X}_T , \mathbf{Y}_T y \mathbf{Z}_T forman un conjunto dextrógiro de

vectores unitarios (ver Figura 1).

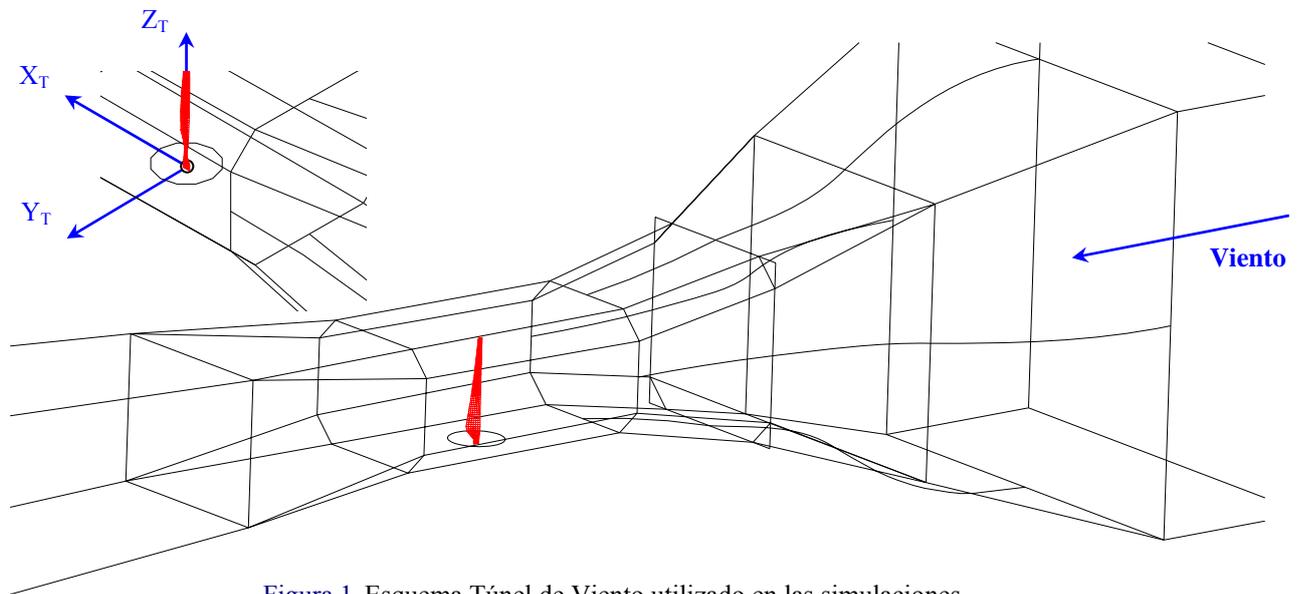


Figura 1 Esquema Túnel de Viento utilizado en las simulaciones.

3.1 Simulación I: Pala en Flujo Libre

En esta simulación se consideró como volumen de control un paralelepípedo de $2 \times 3 \times 3$ m. El volumen generado tiene 170.000 elementos y 37.000 nodos promedio para todas las mallas.

Se modelizó la geometría para distintos ángulos de incidencia α (distintos ángulos de pitch), ángulos comprendidos entre 0 y 90° .

Se realizaron las corridas considerando como condiciones de contorno en la entrada del dominio *Velocidad de Entrada* impuesta de 10, 20 y 30 m/s (velocidad igual a la velocidad de corriente libre) y en la salida se fijó la tracción, *Tracción de Salida* nula, que se tomó como presión de referencia. Sobre el cuerpo de la pala y en las paredes del paralelepípedo se impuso ley de pared (velocidad normal nula).

Los resultados de esta simulación fueron utilizados como estimación de las cargas que se producirán en la pala durante los ensayos en túnel de viento, antes de realizarlos, y sirven para delimitar las presiones dinámicas de ensayo en el túnel, a fin de no exceder las cargas máximas admisibles de la balanza.

3.2 Simulación II: Pala en Túnel – Discretización Gruesa

En esta simulación se consideró como volumen de control el volumen limitado por las paredes del túnel. El volumen comprendido entre la pala y las paredes del túnel tienen 750.000 elementos y 154.000 nodos promedio para todas las mallas.

Se modelizó la geometría para distintos ángulos de incidencia α (distintos ángulos de pitch), ángulos comprendidos entre 0 y 90° .

Se realizaron las corridas considerando la *Velocidad de Entrada* impuesta de 10, 20 y 30 m/s, *Tracción de Salida* nula y sobre el cuerpo de la pala y paredes del túnel velocidad normal nula.

Los resultados de estas simulaciones fueron utilizados para realizar la comparación con los resultados obtenidos de los ensayos en túnel de viento. Esto nos dará la confirmación de que el método numérico seleccionado es aplicable para el caso.

3.3 Simulación III: Pala en Túnel – Discretización Fina (Trabajo en Curso)

En esta simulación se utilizó la misma geometría que en la Simulación II pero refinando la malla. El volumen comprendido entre la pala y las paredes del túnel tienen 1.700.000 elementos y 315.000 nodos promedio para toda las mallas.

El objetivo de esta simulación es tratar de capturar detalles encontrados en los resultados de los ensayos experimentales. Por lo cual se consideraran las velocidades del viento incidente presentadas en los ensayos de túnel y se aumentaran la cantidad de ángulos de incidencia a analizar.

4 ENSAYOS AERODINAMICOS EN TUNEL DE VIENTO DE BAJA VELOCIDAD

El objetivo principal de los ensayos es obtener los esfuerzos a los que se encuentra solicitada una pala en la condición Rotor Estático, para grandes velocidades de viento.

4.1 Descripción del Ensayo

4.1.1 Características del Túnel de Viento

Los ensayos fueron realizados en el Túnel de Viento Mayor del Centro de Investigaciones Aplicadas perteneciente al Instituto Universitario Aeronáutico (IUA), Fuerza Aérea Argentina. Los Ensayos fueron llevados a cabo por personal de Lockheed Martin Aircraft Argentina S.A. [Ibarrola et al. \(2005\)](#) y del Departamento Aerodinámica Experimental y Aplicada del Centro de Investigaciones Aplicadas (CIA).

En la tabla adjunta se presentan las características del túnel usado.

Tipo Túnel	Circuito cerrado (Diseñado para aplicaciones Aeronáuticas)
Sección Cámara de ensayos	Rectangular con chaflanes en sus extremos de distinta dimensión (Ver plano en Anexo I)
Altura Sección Cámara de ensayos	2.4 m
Ancho Sección Cámara de ensayos	3.2 m
Largo Cámara de Ensayos	5 m
Velocidad Máxima de Diseño	100 m/s
Presión de Estancamiento	Presión Atmosférica
Potencia Máxima de Diseño	1000 HP a 540 rpm
Factor de Turbulencia	1.19 (medido con técnica de la esfera de turbulencia)
Turbulencia Axial Absoluta	Inferior al 0.2 %

Tabla 1 Características Túnel Mayor del CIA (IUA)

4.1.2 Características del Modelo Pala

La pala fue diseñada con un solo perfil aerodinámico hasta la zona de transición. El perfil utilizado es el convencional Clark Y usado en hélices de helicópteros y de algunos molinos. La cuerda no se mantiene constante a lo largo de la pala y está alabeada según la ley mostrada en la [Figura 3](#). El eje de alabeo se encuentra al 25% de la cuerda.

El modelo fue construido de material compuesto, fibra de vidrio y resina poliéster, con un alma de madera.

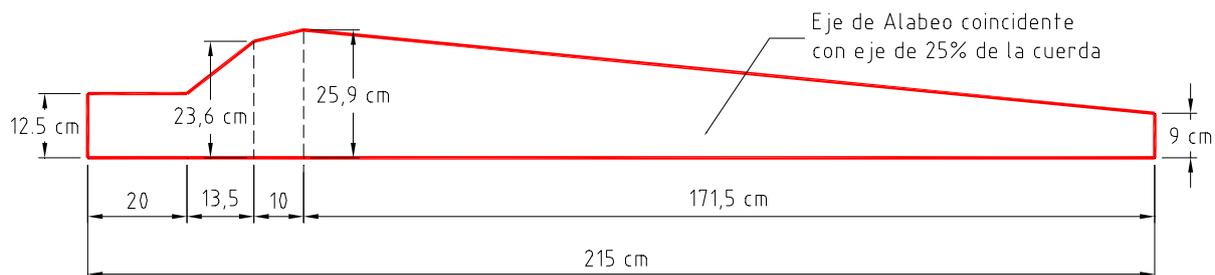


Figura 2 Vista en Planta de la Pala

Perfil	<i>Clark Y</i>
Espesor Relativo Perfil (t/c)	0.117
Ángulo Sustentación Nula Perfil (α_0)	-46 t/c (5.38)
Pendiente de Sustentación (Cl_α)	0.1 (1+t/c)
Coefficiente de Resistencia (Cd)	$0.004+0.017t/c+0.01(Cl-0.15)^2$
Coefficiente de Sustentación Máximo (Cl_{max})	1.6
Largo Pala (b)	2.05 m
Diámetro (D)	5 m
Cuerda Media Aerodinámica (cam)	18.8 cm

Tabla 2 Características Generales de la Pala

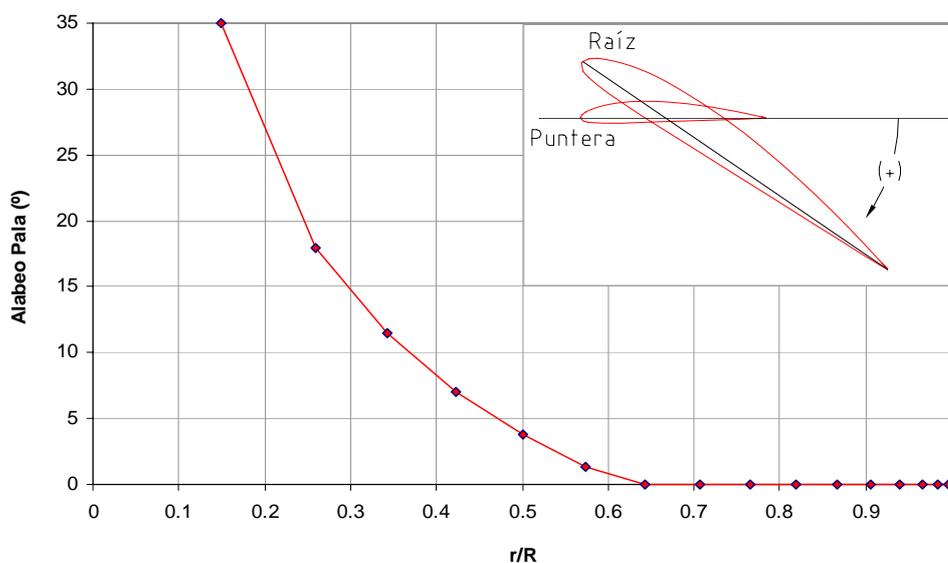


Figura 3 Distribución de Alabeo en la Pala

4.1.3 Descripción del Montaje

La pala fue montada verticalmente sobre la balanza aerodinámica. La balanza fue instalada por arriba del piso del túnel sobre un soporte vertical fijo a la plataforma horizontal del Soporte de Modelos. Se adicionó una placa metálica entre el alma de madera de la pala y el soporte vertical para asegurar una fijación suficientemente rígida. Esta solución para el montaje permite realizar rotaciones del conjunto balanza-modelo alrededor de un eje vertical, lo que en virtud de la instalación en un plano vertical del modelo se traduce en barridos con ángulos de incidencia (Modo Beta – Deslizamiento).

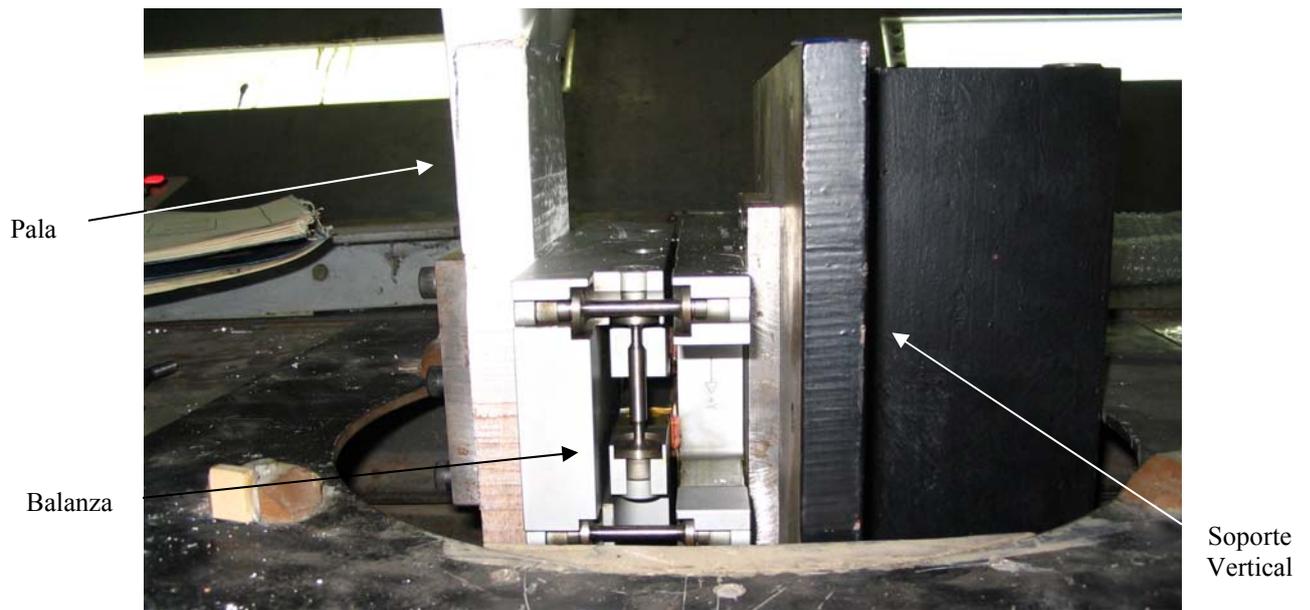


Figura 4 Montaje de Balanza Aerodinámica y Modelo



Figura 5 Balanza Aerodinámica, Modelo y Placa Separadora de Capa Límite

La balanza se montó girada 90° en sentido horario tomando como referencia a la posición en que se encuentra en los ensayos aeronáuticos convencionales.

Para realizar mediciones de las fuerzas netas actuantes no se debe exponer a la corriente de viento la parte del montaje correspondiente a la fijación del modelo-balanza. Para ello se colocó un carenado fijo al piso del túnel y una placa circular a la altura del inicio de la toma de la pala (sección de referencia) para que actuara como separadora de capa límite, y así lograr un flujo incidente uniforme en la parte próxima a la raíz de la pala.

La posición cero para el ángulo de incidencia se consideró cuando el plano del alma de la pala coincide con el plano vertical de simetría de la cámara de ensayos. Los ángulos de incidencia negativos corresponden a una dirección del viento incidente desde la derecha, y los

positivos a viento incidente desde la izquierda respecto del alma de la pala respectivamente y rotación en sentido horario del Soporte del Modelo (ver [Figura 8](#)).



Figura 6 Montaje Completo (Modelo instalado, placa separadora y carenado balanza)

En los ensayos se trabajaron con dos sistemas de referencia. El sistema de referencia asociado a la balanza con el origen (Centro de Reducción Balanza) en el centro geométrico de la misma y ejes X_b , Y_b y Z_b . Y el sistema de referencia asociado a la pala con el origen (Centro de Reducción Pala) situado en la toma y ejes X_p , Y_p y Z_p . Ambos sistemas forman un conjunto dextrógiro de vectores unitarios, acompañan a la balanza y al modelo y rotan con un ángulo igual al ángulo de incidencia α . En la [Figura 7](#) se muestran los esquemas de montaje de la balanza y modelo, la posición de los centros de reducción y los sistemas de referencia asociados a la balanza y al modelo.

4.1.4 Calibración

A efectos de minimizar las incertidumbres de medición, se realizó la calibración de la balanza para verificar su comportamiento y ajustar el vector de tensiones de alimentación para el rango de cargas estimadas para el ensayo.

Los *strain gage* de la balanza fueron calibrados con la balanza montada en el soporte de calibración para diferentes estados de carga representativos de los que soportará la pala en operación. Luego se llevó a cabo una verificación de la cadena de medición aplicando una

carga conocida en la dirección x a una distancia conocida del centro de la balanza.

Se utilizó para alimentar la balanza 2.5 voltios y el vector de tensión de alimentación se obtuvo a partir de la calibración mencionada en primer término.

El transductor utilizado para medir la presión dinámica fue controlado y calibrado contrastándose con un Micromanómetro tipo Betz a columna de agua de alta precisión.

Para más detalles de estos procedimientos ver [Ibarrola et al. \(2005\)](#).

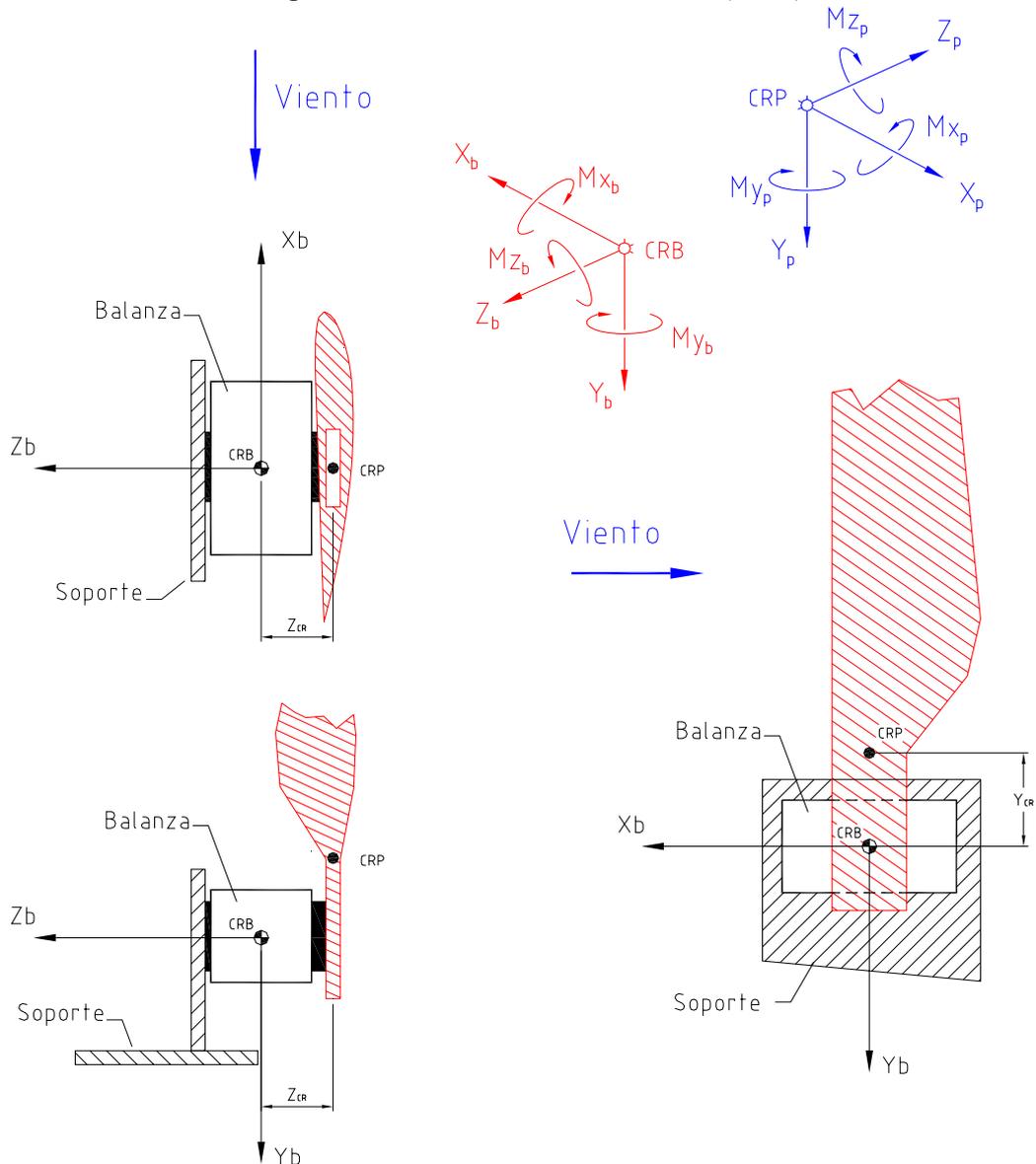


Figura 7 Sistema de Referencia Balanza y Sistema Referencia Pala. Convenciones de Signos.

4.1.5 Instrumentación

La medición de las cargas aerodinámicas actuantes sobre el modelo se realizaron con una balanza de *strain gage* de 6 componentes ubicada, como se dijo, entre el soporte vertical y el alma de la pala.

La presión dinámica de la corriente libre en el túnel se midió en las tomas estáticas ubicadas en las paredes al inicio de la cámara de ensayos.

<i>Instrumental</i>	<i>Tipo</i>	<i>Marca</i>	<i>Rango</i>
Transductores	<i>Presión Diferencial</i>	<i>Druck DPI 250</i>	<i>0 a 100 HPa</i>
	<i>Balanza a Strain Gage (6 componentes)</i>	<i>EMMEN 192-6G</i>	
Acondicionamiento y Amplificación de Señales		<i>System 620 NEFF</i>	
Adquisición Datos	<i>Placa de Adquisición</i>	<i>Nacional Instrument</i>	<i>Entrada 0.5 a 10 V</i>
	<i>Slot#1 Plaqueta 620055 Common Mode Amplifier / Filter</i>	<i>Canal#2: Presión Dinámica</i>	<i>Módulo Ganancia: 10 Filtro: 10 Hz</i>
		<i>Canal#3: Inclinómetro</i>	<i>Módulo Ganancia: 1 Filtro: 10 Hz</i>
	<i>Slot#2 Plaqueta 620055 Low Level Diferencial Simple and Hold Amplifier / Filter</i>	<i>Canal#4 al 10: Señales de Balanza EMMEN (3 componentes de Fuerza y 3 de Momento)</i>	<i>Módulo Ganancia: 1000</i>
<i>Slot#3 Plaqueta 620055 Low Level Diferencial Simple and Hold Amplifier / Filter</i>			
Programa de Procesamiento de Datos		<i>Software LabView 5.1</i>	

Tabla 3 Instrumental utilizado en las mediciones

4.1.6 Correcciones Aerodinámicas y Procesamiento de Resultados

No se aplicaron correcciones aerodinámicas por interferencia de las paredes del túnel, debido a las pequeñas dimensiones del modelo (superficie modelo, S_m) en relación a la sección transversal de la cámara de ensayo (S) (relación de bloqueo, $S_m/S \approx 0.05$).

El programa de procesamiento de las mediciones realizadas en la campaña de ensayo genera los resultados en forma de coeficientes de fuerzas y momentos en Ejes Cuerpo del sistema de referencia asociado a la balanza. Estos datos obtenidos del Programa de Procesamiento se modifican de tal manera que los resultados se presentan referidos al sistema de referencia asociado a la Pala (X_p , Y_p y Z_p).

5 RESULTADOS

Las mediciones de las cargas son cada vez más importantes para los ensayos en campo y los procesos de certificación de prototipos. Se necesita comprobar los códigos utilizados y verificar las hipótesis hechas para las cargas en el diseño. El caso analizado es uno de los más importantes, por ser uno de los casos más críticos y por considerarse a la raíz de la pala como componente principal. Durante esta condición las palas se encuentran solicitadas a velocidades de vientos diferentes, a las distintas alturas del rotor, causando esfuerzos que pueden comprometer ciertos componentes principales (palas, eje principal, rodamientos, ensamblajes de la torre, otros).

Para poder realizar la comparación de los resultados experimentales con los obtenidos en las simulaciones numéricas, todos los datos se presentan en un sistema de referencia común. El sistema de referencia elegido es el sistema de ejes fijo al túnel con origen en la toma de la pala (en un generador eólico es el sistema de referencia asociado al rodamiento de la raíz de la pala sobre el cubo o unión toma-plato para paso fijo), como se muestra en la [Figura 1](#).

Las componentes que se analizan son:

- Fuerza F_X (en dirección del viento incidente, coincidente con X_T).
- Fuerza F_Y (en dirección perpendicular al viento incidente, coincidente con Y_T).
- Momento Flap-wise M_{Flap} (rotación alrededor de X_T , movimiento en plano yz. Se corresponde con el M_{X_T} de las simulaciones).
- Momento Edge-wise M_{Edge} (rotación alrededor de Y_T , movimiento en plano xz. Se corresponde con el M_{Y_T} de las simulaciones).
- Momento Pitch-wise M_{Pitch} (rotación alrededor de Z_T , movimiento en plano xy. Se corresponde con el M_{Z_T} de las simulaciones).

La componente de fuerza F_Z no se tuvo en cuenta en el análisis ni se presentan resultados debido a que la misma no es de origen aerodinámico.

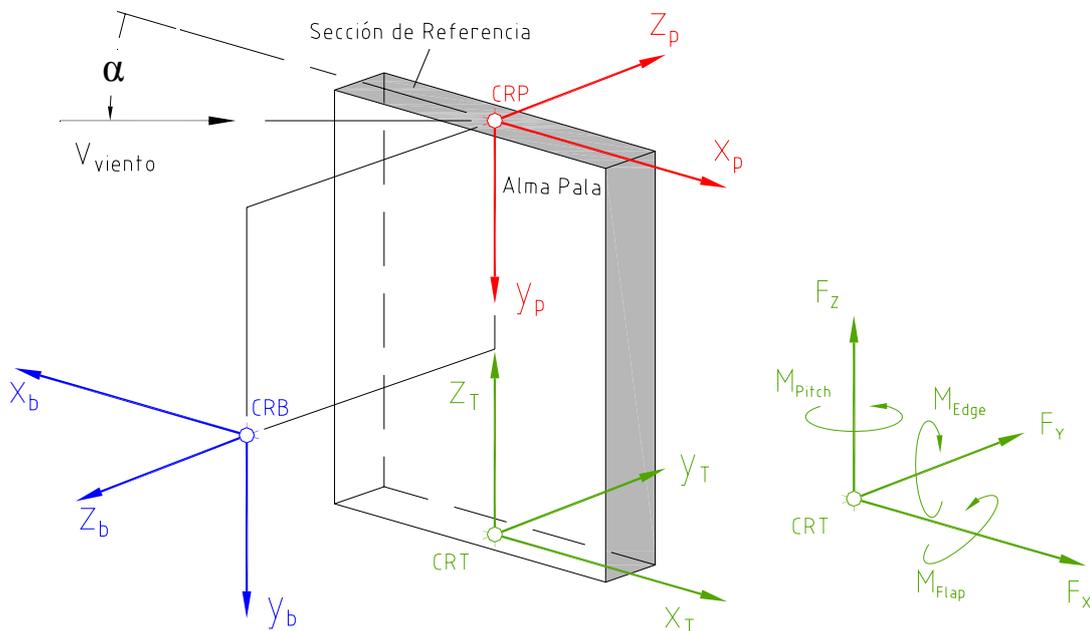


Figura 8 Sistemas de Referencia utilizados. Componentes de Fuerzas y Momentos. Convención de Signos.

5.1 Resultados Obtenidos de Simulación Numérica (Simulación II)

Al realizarse el análisis de los resultados, puede observarse, que para la simulación II, los valores máximos de fuerza en dirección x se dan para 60° y en dirección y para 15° , Figura 9 y Figura 10.

Los valores máximos de momentos se dan para 15° en x (Momento Flap-wise), para 70° en y (Momento Edge-wise) y para 90° en z (Momento Pitch-wise), Figura 11, Figura 12 y Figura 13.

5.2 Resultados Obtenidos de Ensayos Experimentales

Se realizaron 5 corridas durante la campaña de ensayos barriendo los ángulos de -5 a 75° con un incremento de 0.33° aproximadamente, efectuándose las mediciones en corridas continuas para las velocidades, presiones dinámicas y números de Reynolds presentados en la Tabla 4. La corrida 5, comparable a la corrida 4, se realizó con el fin de observar la repetibilidad de las mediciones, manteniendo la presión dinámica lo más invariante posible.

Corridas	Velocidad de Viento Promedio [m/s]	Presión Dinámica Promedio [Pa]	Número Reynolds Efectivo
1	20.83	248.30	374695
2	24.84	353.89	447191
3	27.17	429.30	488741
4	32.61	605.38	586598
5	32.45	611.00	583720

Tabla 4 Parámetros de Ensayos

En resultados de las mediciones se observa que aproximadamente para 18° de ángulo de incidencia la pala sufre cambios en las 2 componentes de fuerzas y en las 3 de momentos, comportamiento asociado a la pérdida de sustentación, ver las figuras presentadas a continuación. Los resultados fueron presentados referidos a Sistema de Referencia asociado a la Pala (Ejes Cuerpo Pala X_p , Y_p , Z_p , ver Figura 7).

5.3 Comparación de Resultados Ensayos – Simulaciones (Simulación II)

Para la fuerza en la dirección x , F_X fuerza equivalente a la resistencia (dirección del viento incidente), e y , F_Y fuerza equivalente a la sustentación (fuerza perpendicular al viento incidente), puede observarse que las simulaciones numéricas se corresponden aceptablemente con los resultados experimentales expuestos, Figura 9 y Figura 10. La tendencia de las curvas se correlaciona. Se observa que para 20 m/s de velocidad de viento incidente las simulaciones subestiman las cargas experimentales pero a medida que la velocidad aumenta esto se revierte equiparándose.

Por falta de puntos en el análisis para los ángulos de incidencia entre 10 y 25° es que no puede realizarse ninguna observación de la caída en los valores de fuerza F_Y .

Igualmente no puede concluirse que los valores de F_X para ángulos mayores a 75° no tienen ninguna correlación ya que no se cuenta con los datos de los ensayos. Se observa en los valores de ensayos cierta tendencia a caer pero no puede asegurarse nada al respecto.

Para los momentos en la dirección x , M_{Flap} (momento *Flap-Wise*) y en la dirección y , M_{Edge} (momento *Edge-Wise*) puede observarse que las simulaciones numéricas reproducen la tendencia, repitiéndose lo observado para las componentes de fuerzas, esto es que para 20 m/s de velocidad de viento incidente las simulaciones subestiman las cargas experimentales pero a medida que la velocidad aumenta esto se revierte equiparándose, Figura 11 y Figura 12.

Se estima que la diferencia numérica para ángulos mayores a 55°, dada para el caso de la Fuerza F_X y el momento M_{Edge} podría deberse a las vibraciones del modelo producto de su flexibilidad.

Para el momento en la dirección z , M_{Pitch} (momento *Pitch-Wise*) puede observarse que existe poca correlación de los valores obtenidos de las simulaciones numéricas y los resultados de los ensayos experimentales, Figura 13. No encontramos ninguna explicación a esta diferencia. Se evalúa la posibilidad de problemas en la balanza de medición o en el vector de tensiones de alimentación utilizado para el rango de esta carga. Se prevé repetir la campaña de ensayos para investigar en profundidad estas diferencias.

FUERZAS FX (SRFT)

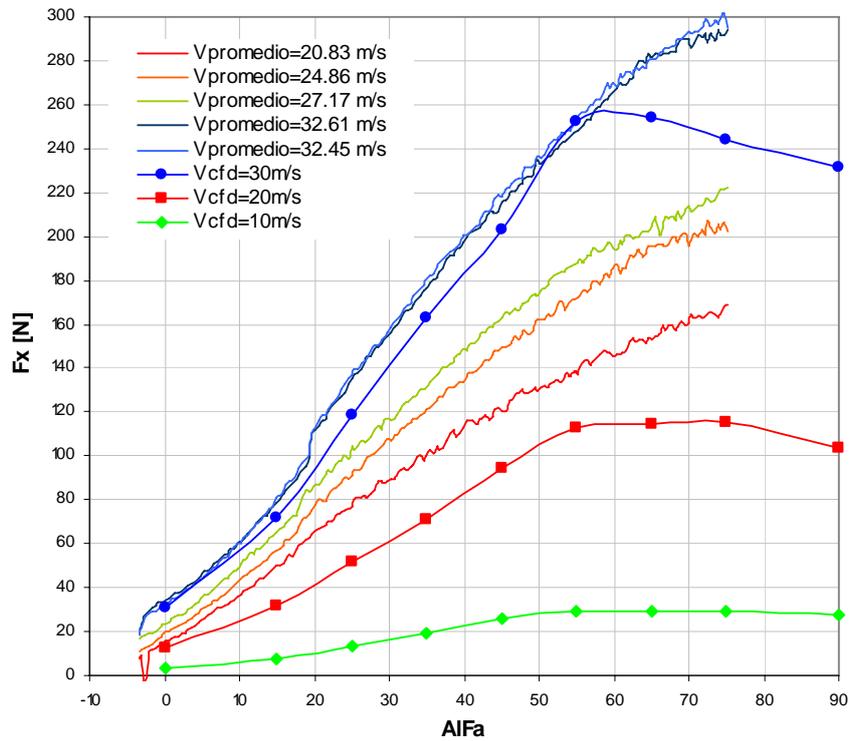


Figura 9 Comparación de componente de fuerza F_x en función del ángulo de incidencia α de Ensayos Experimentales y Simulaciones Numéricas

FUERZAS FY (SRFT)

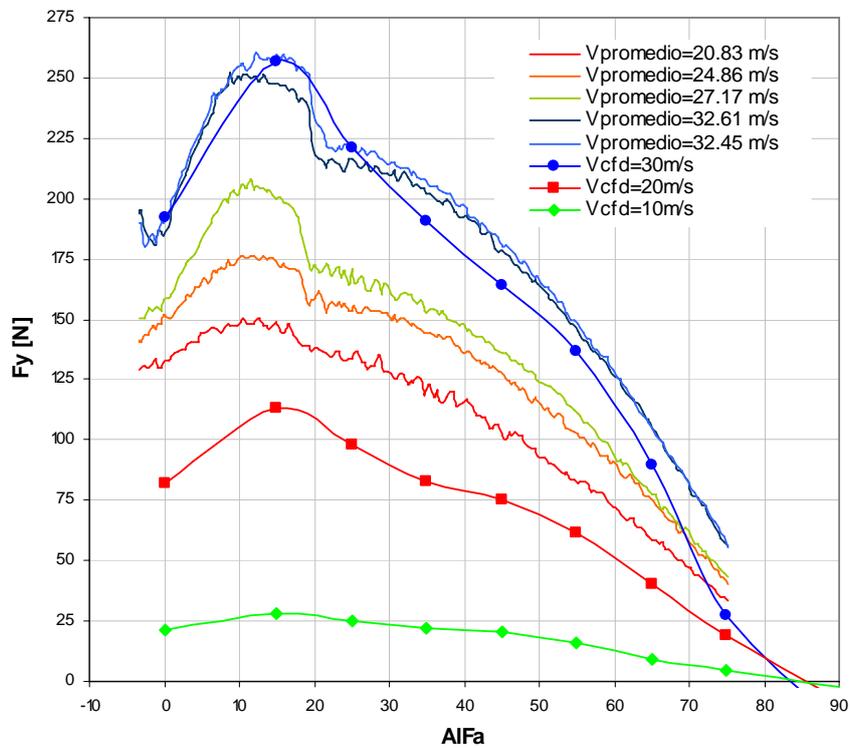


Figura 10 Comparación de componente de fuerza F_y en función del ángulo de incidencia α de Ensayos Experimentales y Simulaciones Numéricas

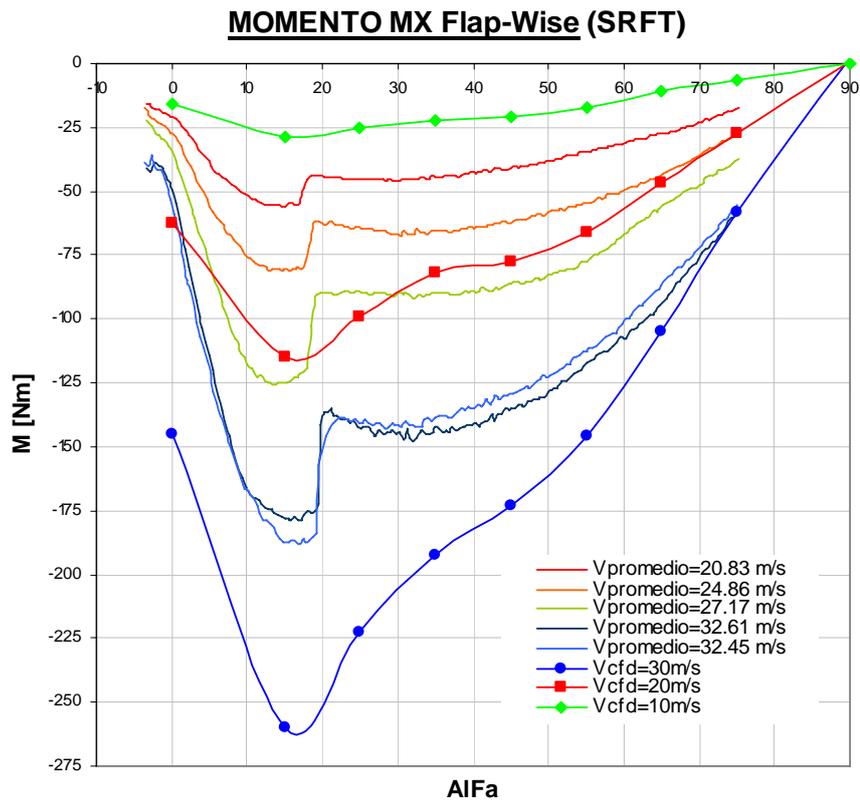


Figura 11 Comparación de componente de momento M_x en función del ángulo de incidencia α de Ensayos Experimentales y Simulaciones Numéricas

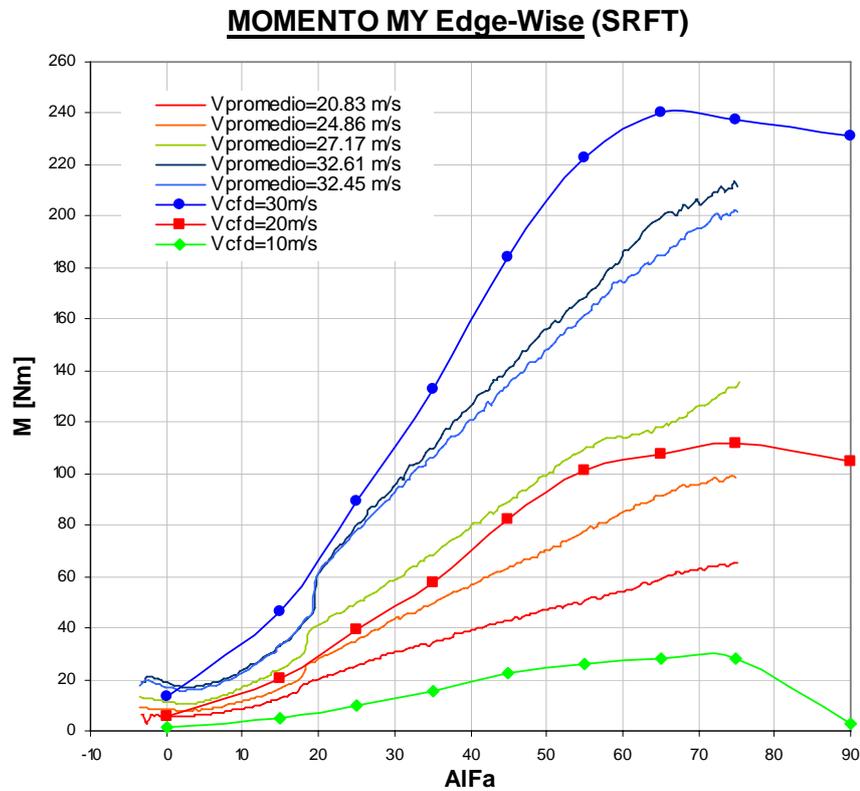


Figura 12 Comparación de componente de momento M_y en función del ángulo de incidencia α de Ensayos Experimentales y Simulaciones Numéricas

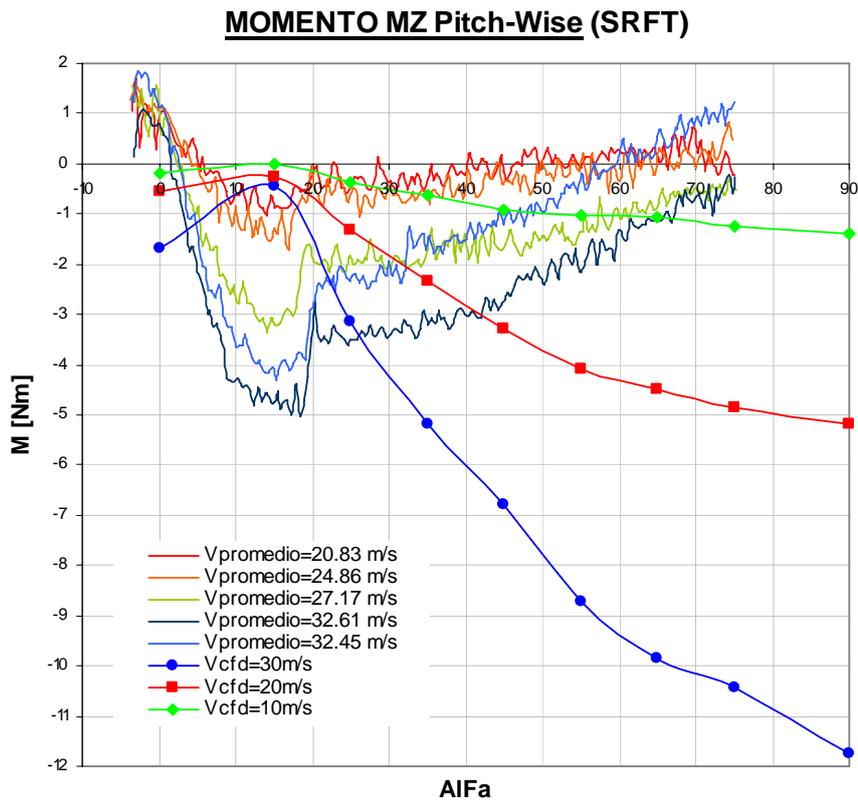


Figura 13 Comparación de componente de momento Mz en función del ángulo de incidencia α de Ensayos Experimentales y Simulaciones Numéricas

5.4 Visualizaciones de Flujo en Ensayos Aerodinámicos en Túnel de Viento de Baja Velocidad

A fin de interpretar las mediciones realizadas experimentalmente en el túnel de viento se realizaron visualizaciones con película de aceite (óleos) y lanas adheridas (*tufts attached*) para diferentes ángulos de incidencia a 30 m/s promedio de velocidad de viento.

Puede observarse en las visualizaciones, Figura 14, que a 0° el flujo en el extremo exterior se encuentra adherido hasta el 60% de la cuerda aproximadamente, con una separación laminar que llega hasta el borde de fuga. Este comportamiento se repite en la zona central pero la separación es del tipo burbuja larga, presentando una posterior readherencia y una nueva separación con burbuja corta sobre el borde de fuga. El flujo en la zona próxima al empotramiento presenta separación de flujo iniciada en el borde de ataque extendida en toda la longitud de la cuerda.

Para 8° la zona exterior de la pala tiene una burbuja de separación larga del orden de un 30% de la cuerda ubicada en el centro de la misma, y una burbuja corta próxima al borde de fuga con readherencia antes del mismo. En la parte inferior próxima al empotramiento el flujo se encuentra separado completamente a partir del borde de ataque.

Para 18° la parte exterior de la pala muestra separación laminar con burbuja corta inmediatamente después del borde de ataque, la burbuja larga persiste con incremento en su extensión y la separación en el borde de ataque avanza progresivamente hacia la puntera de la pala.

FUERZAS
FX (Resistencia) - FY (Sustentación)

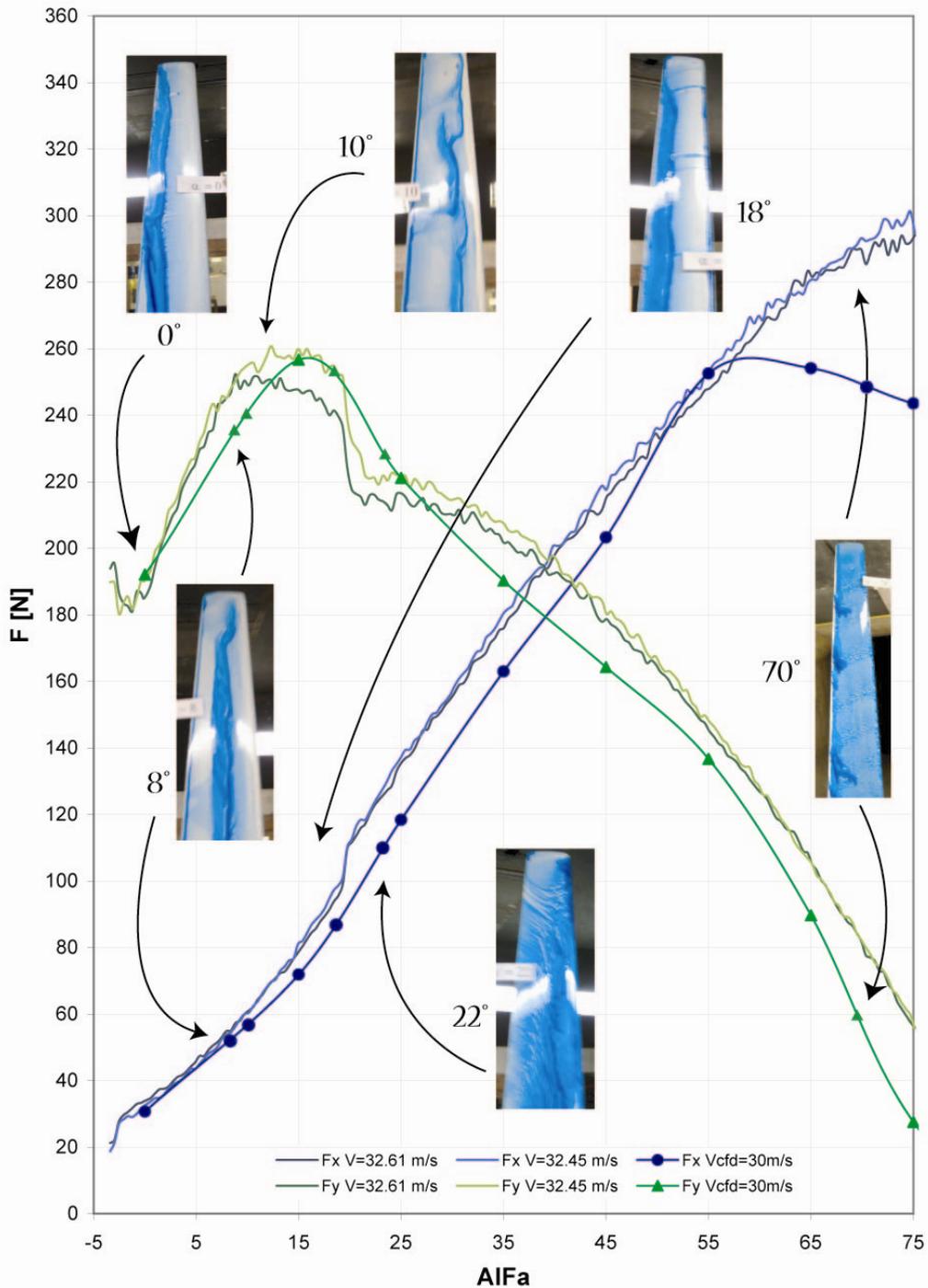


Figura 14 Fuerzas FX - FY y visualización con óleos.

Para 22° el flujo en el extradós se encuentra totalmente separado desde el borde de ataque en toda la extensión de la pala, y este patrón de flujo se repite hasta los 75°, para todos los ángulos de incidencia analizados.

La pérdida es un fenómeno gobernado por la viscosidad en el que juega un papel dominante el número de Reynolds y la geometría del perfil. La importancia del Reynolds es

que su valor determina que la capa límite sea laminar o turbulenta, y el carácter del flujo en la capa límite influye notablemente en el fenómeno de desprendimiento. En perfiles delgados (menos de 12% de espesor) una característica importante del flujo es la ocurrencia de la separación de la capa límite laminar cerca del borde de ataque en cuanto existe un gradiente de presiones adverso mínimo. Para incidencias moderadas, el flujo se readhiere corriente abajo como una capa límite turbulenta formándose una burbuja [Thwaites \(1987\)](#), [ESDU \(1966\)](#).

Este tipo de flujos caracterizado por separaciones locales y posteriores readherencias es típico de flujos a bajos números de Reynolds, y se ve agravado, en este caso, por la presencia de oscilaciones elásticas de la pala.

6 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Los resultados presentados en este trabajo muestran que existe una aceptable concordancia entre los valores obtenidos de las mediciones experimentales y las simulaciones numéricas.

Los resultados conseguidos de los ensayos pueden ser utilizados para verificar nuevamente el código de CFD. Con anterioridad el código se ha validado con ensayos experimentales de modelos más simples como el cuerpo de Ahmed, [Sacco \(2005\)](#). Debido a la forma geométrica complicada del modelo la comparación realizada en el presente trabajo confirma la efectividad del programa computacional.

Se estima que las vibraciones del modelo utilizado en el túnel, producto de su flexibilidad (debida a su esbeltez y a los materiales utilizados en su construcción), se ven reflejadas a través de las diferencias observadas entre las cargas aerodinámicas medidas y aquellas predichas por el modelo numérico de la pala estructuralmente rígida.

Se prevé repetir la campaña de ensayos para investigar en profundidad la diferencia encontrada para la componente de momento de pitch, ya que se piensa en la posibilidad de problemas en la balanza de medición o en el vector de tensiones de alimentación utilizado para el rango de esta carga.

Por otro lado, al ser estudiado un solo tamaño de malla para la geometría (malla utilizada en la Simulación II), esto no permite sacar una conclusión definitiva ya que es necesario un análisis de sensibilidad que muestre la influencia de la malla en los resultados.

Completar la Simulación III ayudará a poder corroborar si las simulaciones numéricas son capaces de captar ciertos fenómenos observados, como el visto para ángulos de incidencia del viento de aproximadamente 18°.

Por tener la pala un alabeo tan complicado se puede considerar al modelo como un modelo complejo, es optimista del punto de vista del modelo numérico por los resultados mostrados. Pero hace que no puedan explicarse en profundidad las separaciones de flujo vistas, algunas separaciones locales pueden deberse a la construcción y otras ser inherentes al flujo mismo. Por lo cual se ve la necesidad de realizar en un futuro, estudios detallados para comprender mejor los fenómenos de la separación.

7 REFERENCIAS

- Sørensen N.N., Johansen J., and Conway S., *CFD Computations of Wind Turbine Blade Loads During Start-up and Still Operation*. Risø-R-1465-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 2004.
- Sørensen N.N., *3D Background Aerodynamics using CFD*. Risø-R-1376-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 2002.
- Simms D., Hand M.M., Fingersh L.J., and Jager D.W., *Unsteady Aerodynamics Experiment Phases II-IV: Test Configurations and Available Data Campaigns*. NREL/TP-500-25950,

- Nat. Ren. Energy Lab., Golden, CO (1999).
- Dahlberg J.A. and Ronsten G., *A Wind tunnel Investigation of Tower Block-age Effects and Parking Loads on a 5.35 m Horizontal Axis Wind Turbine*. In 5th European Wind Energy Association Conference and Exhibition, Copen-hagen, Denmark, volume II, pages 414-417, 10-14 October 1994.
- Paulsen U.S. *Aerodynamics of full Scale, Non Rotating Wind turbine Blade Under Natural Wind Conditions*. Risø-M- 2768, Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 1989.
- Yang S.L., Chang Y.L., and Arici O., *Navier-Stokes Computations of the NREL Airfoil Using a $\kappa - \omega$ Turbulent Model at High Angles of Attack*. J. Solar Energy, 117:304-310, 1995.
- Ibarrola E.L., Lamarque G.E., Soria L. y Faning P.T., *Mediciones de Fuerzas y Momentos en Túnel de Viento sobre la Pala de un Aerogenerador Eólico*. DI/GE 061/05, Nov-2005.
- IEC (Coomission Electrotechnique Internationale). *Wind Turbina generator Systems Part 2: Safety of small wind turbines*. Internacional Standard IEC 1400-2, First edition, 1996.
- NS3DG Programa CFD Versión 2007. Aula CIMNE, Instituto Universitario Aeronáutico, Carlos Sacco, 2007.
- Sacco C., Gonzalez E. y Giuggioloni F., *Análisis de la Aerodinámica de un Automóvil de Competición*. ENIEF 2005, Buenos Aires, Argentina, 2005.
- Sacco C. y Giuggioloni F., *Análisis de la Aerodinámica de un Automóvil de Competición*. Mecánica Computacional Vol XXV MECOM 2006, 83-94, Santa Fe, Argentina, 2006.
- Bell J., Collela P. and Glaz H., *A second order projection method for the Navier-Stokes equations*, J. Comput. Phys. 85, 257-283, 1989.
- Codina R., *Stabilization of incompressibility and convection through orthogonal sub-scales in finite element methods*, Comput. Methods Appl. Engrg. 190, 1579-1599, 2000.
- Codina R., *Pressure stability in fractional step finite element methods for incompressible flow*, J. Comput. Phys. 170 112-140, 2001.
- Lohner R., *Applied CFD Techniques*, John Willey and Sons, 2001.
- Chorin A. *On the convergence of discrete approximation to the Navier-Stokes equations*, Math. Comput. 23, 1969.
- Oñate E., Sacco C. and Idelsohn S., *A finite point method for incompressible flow problems*, Comput. Visul. Sci. 3, 67-75, 2000.
- Smagorinsky, J., *General circulation experiments with the primitive equations*. The basic experiment. Mon. Weather Rev. 91, 1963.
- Baldwin B. S., and Lomas H., *Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows*, AIAA Paper 78-257, 1978.
- Camelli F.E. and Lohner R., *Combining the Baldwin Lomax and Smagorinsky Turbulence Models to Calculate Flows with Separation Regions*, AIAA 2002-0426 (2002).
- Léveque E., Toschi F., Shao L. and Bertoglio J.-P., *Shear-improved Smagorinsky model for large-eddy simulation of wall-bounded turbulent flows*, J. Fluid Mech. vol. 570, pp. 491–502, 2007.
- Wilcox D. C., *Turbulence Modeling: An Overview*, AIAA Paper 2001-0724, 2001.
- Thwaites B., *Incompressible Aerodynamics. An Account of Theory and Observation of the Steady Flow of Incompressible Fluid past Airfoil, Wings, and Other Bodies*. Dover, 1987.
- ESDU 66034, *The Low-Spees Stalling Characteristics of Aerodynamically smooth Aerofoils*, October 1966.