

# ESTUDIO EXPERIMENTAL DE LA DOBLE PÉRDIDA EN UN PERFIL AERODINÁMICO

## EXPERIMENTAL STUDY ON AIRFOIL DOUBLE STALL PHENOMENON

Andrés Cánchero <sup>a</sup>, Julio Maraño Di Leo <sup>a,b</sup>, Juan Sebastián Delnero <sup>a,b</sup>, Juan Pedro Monteagudo <sup>a</sup>, Iban Echapresto Garay <sup>a</sup>, \*

a Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina -

b Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Avda. Rivadavia 1917, CP C1033AAJ, Cdad. de Buenos Aires, Argentina

Recibido: 17/12/2012; aceptado: 13/03/2013

En el presente trabajo se analiza de manera experimental el efecto conocido como “*doble pérdida*” sobre un perfil aerodinámico bajo condiciones de flujos turbulentos incidentes. En particular, el perfil utilizado es un Wortmann FX 63-137, utilizado ampliamente en palas de aerogeneradores. El objetivo del trabajo consiste en determinar la configuración fluidodinámica general en la pérdida dinámica del modelo.

En primer lugar se caracterizó el perfil mediante un ensayo de cargas (a través de una balanza aerodinámica de dos componentes) en el túnel de viento de capa límite del LaCLyFA. A partir del ensayo se obtuvieron las curvas características del perfil para diferentes números de Reynolds, obteniéndose parámetros significativos como:  $C_{lmax}$ , ángulo de pérdida, etc. Luego, se implementó un mecanismo neumático para generar cambios bruscos de ángulo de ataque del perfil. Una vez realizado, se procedió a los diferentes ensayos de visualizaciones del flujo para los diferentes Reynolds y diferentes velocidades de cambio de ángulo de ataque. Las técnicas de visualización de flujo utilizadas son: catavientos sobre el perfil y en la estela del mismo, pintura sobre el perfil con querosene y óxido de magnesio y, por último, inyección de humo en la corriente libre.

Una vez determinada cualitativamente la configuración fluidodinámica, se seleccionaron las zonas donde se midieron velocidades a través de anemometría de hilo caliente con tres sensores de dos componentes en simultáneo (aguas arriba, sobre el perfil y en la estela del mismo).

*Palabras clave: Doble pérdida, FX 63137, visualización doble pérdida, pérdida dinámica.*

This paper presents an analysis through experimental methods the effect known as “*double stall*” of an airfoil under turbulent flow incident conditions. In particular, we used a Wortmann FX 63-137 airfoil, which is largely used in wind turbine blades. The main objective is to define the general fluid dynamic configuration around the dynamic stall of the airfoil.

At first, a load test was carried out at the LaCLyFA boundary layer wind tunnel in order to characterize the airfoil (through a two axis aerodynamic balance). The characteristic curves of the airfoil for different Reynolds number were obtained from the test, which showed significant parameters such as:  $C_{lmax}$ , stall angle, etc. After that, a pneumatic system that allows a sudden change in the angle of attack was implemented. Once operable, different flow visualizations tests for different Reynolds numbers and different rates of angle of attack variation were performed. The flow visualization techniques used were: tufts over the airfoil and its wake, a suspension of kerosene and oxide of magnesium and injection of a smoke line in the free stream.

Once determined the qualitative fluid dynamic configuration, hot wire anemometry tests using three sensors with two components each in different locations (upstream, over the airfoil and in its wake).

*Keywords: double stall, FX 63137, double stall visualization, dynamic stall.*

## I. INTRODUCCIÓN

La aparición de más de una solución para el patrón de flujo alrededor de un perfil aerodinámico operando a un determinado ángulo de ataque en la región de pérdida puede ser estudiada mediante la aerodinámica de grandes ángulos y sus mecanismos asociados.

Fenómenos de separación de flujo son frecuentes en aeronaves operando a grandes ángulos de ataque, en virajes escarpados, en vuelo acrobático, en aeronaves volando en atmósferas turbulentas, en vuelo en las estelas de otras aeronaves, en alas interactuando con vórtices, en rotores de helicópteros perturbados por

---

\* andres.canchero@ing.unlp.edu.ar

turbulencia atmosférica o en la estela de la pala precedente y en turbinas eólicas.

El ángulo de pérdida estática es el ángulo mínimo en el cual un perfil alar expuesto, de manera estática, a una corriente uniforme comienza a manifestar fenómenos de pérdida.

Partiendo de pequeños ángulos de ataque la sustentación crece normalmente en forma lineal con el aumento del ángulo de ataque. Se suele aceptar que el ángulo de pérdida es aquel primer ángulo para el cual se aprecia un significativo apartamiento de esta relación lineal. Esto debe ser considerado como una simple definición destinada al uso práctico, pues físicamente el apartamiento de un comportamiento lineal no necesariamente debe estar asociado al comienzo del verdadero proceso de separación de flujo y al cambio de patrón de flujo que caracteriza a una entrada en pérdida.

La problemática propuesta forma parte de los fenómenos no estacionarios de separación asociados a soluciones múltiples. La separación no estacionaria es uno de los problemas más importantes aún no resueltos de la mecánica de los fluidos, en particular, para flujos en condiciones turbulentas. El interés en lograr un mayor conocimiento de estos fenómenos nace de sus múltiples campos de aplicación entre los que cabe mencionar aeronaves y sus componentes, helicópteros, turbinas, compresores, flujos a través de conjuntos de caños, canales ramificados, dispositivos generadores de turbulencia, palas de aerogeneradores, etc.

En lo que respecta al fenómeno característico en perfiles aerodinámicos podemos desarrollar el concepto para explicar en forma detallada el patrón del campo del flujo que produce este efecto particular. Partiendo de grandes ángulos de ataque con flujo aún adherido, a medida que sigue aumentando el ángulo de incidencia comienza a aparecer sobre el borde de ataque del perfil un flujo recirculante formando parte de un vórtice contenido dentro de una corta burbuja de recirculación. Mientras este patrón recirculatorio sea pequeño, no producirá apartamientos importantes de la relación lineal sustentación-ángulo de ataque. Pero para ángulos de ataque suficientemente grandes, con tamaños de burbuja de recirculación crecientes se apreciará el comienzo del proceso de separación.

Cuando un perfil alar es orientado bruscamente según un ángulo de ataque suficientemente grande con respecto a una corriente, puede ocurrir un proceso denominado pérdida dinámica. Diferentes tipos de pérdida han sido identificados en el pasado [1], [2], [3]. El tipo de pérdida que más se está estudiando actualmente es el que ocurre a altos números de Reynolds en la región ubicada sobre el borde de ataque de modernos perfiles delgados [3], [4], [5], [6].

## II. OBJETIVOS

El objetivo general del estudio presentado consiste en lograr una mejor comprensión del fenómeno de la doble pérdida y/o pérdida dinámica en perfiles aerodinámicos bajo condiciones de flujos turbulentos incidentes. De esta manera, se determinarán los efectos

de la doble pérdida sobre la eficiencia de los perfiles aerodinámicos bajo fluctuaciones de ángulos de ataque instantáneos.

Se pretende estudiar la estabilidad de los patrones de flujo, del proceso de formación y evolución de burbujas de separación, en condiciones de operación y entrada en pérdida.

## III. METODOLOGÍA DE TRABAJO Y EQUIPAMIENTO UTILIZADO

Se llevó a cabo un estudio experimental en el túnel de viento de capa límite del LaCLyFA (Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental) de la Universidad Nacional de La Plata. El mismo es un túnel recirculante que cuenta con una sección de prueba de 1,4m x 1,0m x 7,5m y una  $V_{\text{máx}} = 20$  m/s. El perfil seleccionado para el estudio es un Wortmann FX 63-137, el cual es ampliamente utilizado en el diseño de palas de aerogeneradores; a partir del cual se construyó un modelo en fibra de vidrio de 0,75m de envergadura y 0,25m de cuerda. La disposición adoptada del modelo dentro del túnel es entre dos paneles (Figura 1) verticales de sección simétrica y con flap posterior variable con el objeto de bidimensionalizar el flujo en toda la envergadura del modelo.

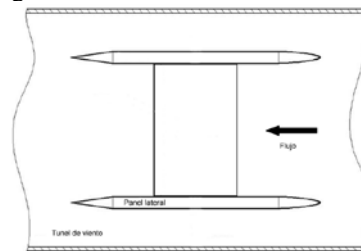


Figura 1. Esquema de paneles y modelo en el túnel de viento.

En primer lugar se caracterizó el perfil mediante un ensayo estático de cargas con una balanza aerodinámica de dos componentes para los diferentes números de Reynolds (100.000, 150.000 y 200.000) y diferentes ángulos de ataque con el fin de obtener los coeficientes aerodinámicos de sustentación y resistencia. Los ensayos fueron realizados para dos niveles de turbulencia incidente ( $u_{\text{turb}} \approx 2\%$  y  $u_{\text{turb}} \approx 3\%$ ), controlado mediante perfiles móviles aguas arriba de la sección de prueba. En el presente trabajo sólo se muestran resultados correspondientes al nivel de turbulencia incidente del 2%. Los valores obtenidos del ensayo fueron corregidos por tratarse de un ensayo en túnel de viento [7].

Luego se realizó una caracterización cualitativa de la pérdida del perfil en condiciones estáticas mediante diferentes técnicas de visualización de flujo: catavientos sobre el perfil y en la estela del mismo; y se le aplicó una suspensión de magnesio óxido pesado puro en querosene para marcar las líneas de corriente sobre el perfil una vez evaporado el querosene. Para las diferentes técnicas se filmaron videos y fotografías en alta definición.

Una vez caracterizado el perfil en condiciones estáticas tanto cuantitativa como cualitativamente, se diseñó un mecanismo de cambio brusco de ángulo de

ataque mediante un sistema neumático conformado por un pistón de doble acción, una electroválvula 3-2, reguladores de caudal, un compresor de aire, dos sensores de fin de carrera y un brazo de palanca. El control del sistema se realiza a través del DAQ Multifunción USB de National Instruments y con el software asociado LabView®. El mismo permitió regular la velocidad de cambio de ángulo de ataque y los límites del mismo. Luego se realizaron los ensayos de visualizaciones con el cambio brusco de ángulo de ataque con los mismos métodos antes mencionados.

A partir de los resultados preliminares de los ensayos de visualización, se procedió a realizar los ensayos de anemometría de hilo caliente, colocando los sensores en zonas estratégicas donde se pretendía encontrar diferencias entre la condición estática y dinámica.

La medición del campo de velocidades instantáneas se realizó con ayuda de un sistema de anemometría de hilo caliente a temperatura constante de seis canales modelo Streamline de Dantec Measurement Technology A/S. Se emplearon sensores dobles (fiber film probes 55R51). Se midieron las componentes fluctuantes de la velocidad corriente abajo del perfil, aguas arriba del perfil (referencia del túnel) y sobre el perfil en dos posiciones, a 1/3 de la cuerda y 2/3 de la cuerda (Figura 2), con el fin de obtener una detallada descripción y análisis de las conformaciones fluidodinámicas generadas. Para su análisis se emplearon métodos estadísticos, como herramientas de trabajo, además de otras determinaciones como los espectros de densidad de potencia y las transformaciones wavelets. Mediante las mismas se pueden establecer las características de las escalas turbulentas espaciales y temporales (utilizando 3 sensores en diferentes puntos se pueden realizar correlaciones espaciales), además de las frecuencias de aparición, involucradas en los vórtices que abandonan el perfil corriente abajo.

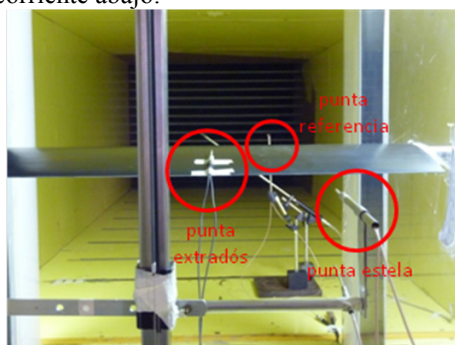


Figura 2. Disposición de los sensores de anemometría de hilo caliente.

#### IV. RESULTADOS

##### Ensayo de carga (estático)

En la Figura 4 se observa el coeficiente de sustentación versus el ángulo de ataque obtenido a partir del ensayo de cargas y con las correcciones realizadas por tratarse de un ensayo en túnel. Podemos observar que el perfil comienza a entrar en pérdida por el borde de fuga a partir de los 8° aproximadamente ya que la curva se aparta de la linealidad, sin embargo, el mismo sigue sustentando a valor constante hasta los 19° aprox.,

donde se produce una caída abrupta dada por la pérdida completa del perfil.

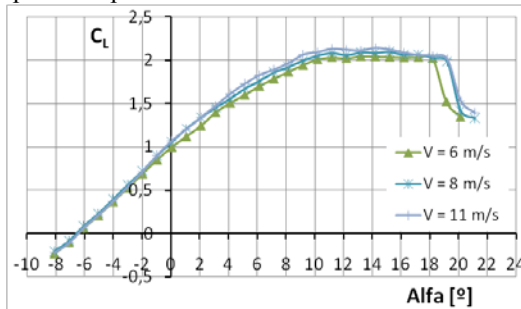


Figura 3.  $C_L$  vs.  $\alpha$  para diferentes velocidades.

Vale notar que el valor de  $C_{Lm\acute{a}x}$  obtenido es mayor que los mismos ensayos realizados por otros autores en túneles de baja turbulencia. Esto se atribuye al nivel de turbulencia incidente sobre el perfil para el ensayo del presente trabajo.

##### Visualizaciones

Los distintos métodos utilizados muestran una concordancia para la entrada en pérdida, hasta los 8° de ángulo de ataque observamos la transición en el borde ataque y se observan signos de desprendimiento en el borde de fuga dado por la región expuesta al flujo que no ha evaporado el querosene luego de un gran período de exposición al flujo (Figura 4).



Figura 4. Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para  $V = 11$  m/s;  $\alpha = 8^\circ$  (estático).

Luego, para 13° de ángulo de ataque se observa una zona bien marcada de desprendimiento en el borde de fuga y una burbuja bien marcada en el borde de ataque (Figura 5), característica que se acentúa para ángulos mayores hasta la pérdida completa del perfil en concordancia con el ensayo de cargas. El mecanismo de formación de la burbuja del borde de ataque y la entrada en pérdida es el típico de este tipo de perfiles de bajo Reynolds a estos números de Reynolds [8], [9], [10].

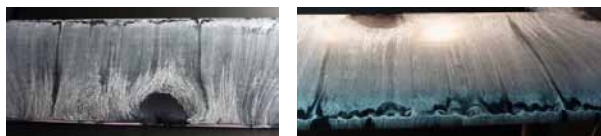


Figura 5. Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para  $V = 11$  m/s;  $\alpha = 13^\circ$  (estático).

Al aplicarse los métodos para el ensayo dinámico con el mecanismo de cambio brusco de ángulo de ataque, se encontraron diferentes soluciones para el patrón de flujo a cierto ángulo de ataque. En las siguientes figuras se observan las soluciones a 19° para el caso dinámico y estático (Figura 6 y Figura 7 respectivamente). Se observa claramente que en el caso estático se presenta la burbuja de recirculación en el borde de ataque y zona de desprendimiento a partir de la mitad de la cuerda aproximadamente, mientras que en el caso del cambio brusco de 10° a 19° la burbuja no se

observa y el desprendimiento en el borde de fuga sobre el extradós se encuentra retrasado con respecto al caso estático.

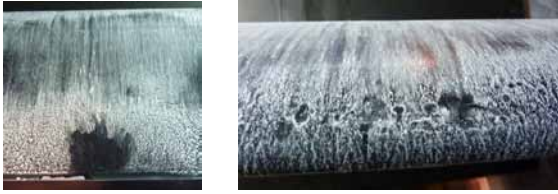


Figura 6. Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para  $V = 11 \text{ m/s}$ ;  $\alpha = 10^\circ$  a  $19^\circ$  (dinámico).

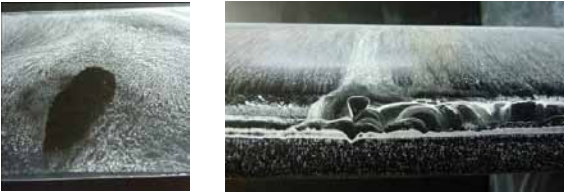


Figura 7. Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para  $V = 11 \text{ m/s}$ ;  $\alpha = 19^\circ$  (estático).

### Anemometría

Las Figura 8 y Figura 9 muestran una comparación, de los casos estático a cierto ángulo de ataque y dinámico con un cambio brusco, de las velocidades instantáneas longitudinales y transversales adquiridas con el sensor en la estela del perfil. De la misma manera, está siendo procesada la información adquirida para los diferentes casos y diferentes sensores. Además, se calcularán los espectros de densidades de potencia y transformaciones wavelets para determinar las estructuras turbulentas y buscar soluciones diferentes para iguales ángulos de ataque en pérdida.

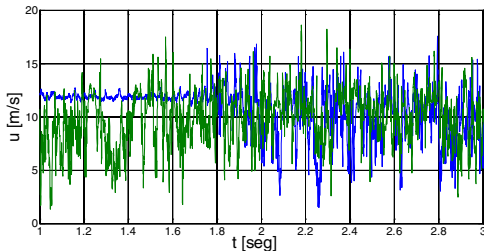


Figura 8.  $u$  vs.  $t$  -  $V = 11 \text{ m/s}$ ;  $\alpha = 23^\circ$  (verde - estático) y  $\alpha = 11^\circ$  a  $23^\circ$  (azul - dinámico).

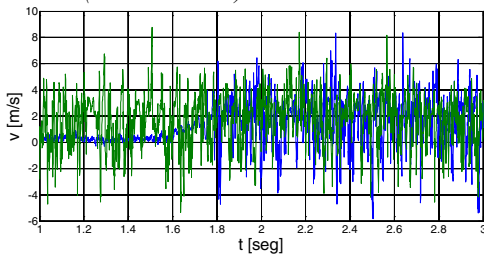


Figura 9.  $v$  vs.  $t$  -  $V = 11 \text{ m/s}$ ;  $\alpha = 23^\circ$  (verde - estático) y  $\alpha = 11^\circ$  a  $23^\circ$  (azul - dinámico).

### V. CONCLUSIONES

Las técnicas de catavientos e inyección de humo no mostraron resultados significativos sobre la aparición del fenómeno de doble pérdida. Sin embargo, se encontraron resultados interesantes mediante la técnica de pintura con querosene y magnesio óxido.

El patrón de flujo hallado sobre el perfil para una condición de pérdida estática (por ej,  $19^\circ$  de ángulo de ataque) difiere notablemente del patrón de flujo para la condición de cambio brusco de  $10^\circ$  a  $19^\circ$ . Para la condición estática se visualiza notablemente la burbuja de recirculación sobre el borde de ataque mientras que realizando el cambio brusco de ángulo de ataque esa burbuja no aparece de manera tan notable o del tal magnitud, pudiendo ser barrida por el movimiento brusco. Esto muestra que existen diferentes condiciones de pérdida para un perfil aerodinámico.

Además, mediante esta técnica se observan diferentes tipos de flujo detrás de esa zona del borde de ataque por sobre el extradós, lo que marca una diferente circulación sobre el perfil y, por lo tanto, una configuración fluidodinámica diferente alrededor del perfil para ambos casos.

A partir de los resultados de anemometría y los ensayos de visualización, se determinará la construcción y ensayo de un modelo instrumentado con tomas de presión a los efectos de determinar el campo de presiones para las diferentes condiciones de ensayo y, por lo tanto, los coeficientes de sustentación y resistencia para el fenómeno de doble pérdida y pérdida dinámica.

### VI. REFERENCIAS

- 1 - McCullough, G.B. & Gault, D.E., 1951: "Examples of three representative types of airfoil section stall at low speeds", Technical Report, TN 2502 NACA.
- 2 - McAlister, K.W. & Carr, L.W., 1979: "Water tunnel visualizations of dynamic stall". Journal of Fluids Engineering 101, 367-380.
- 3 - Currier, J.M. & Fung, K.Y., 1992: "Analysis of the onset of dynamic stall" A.I.A.A., Journal 30, 2469-2477.
- 4 - Acharya, M. & Metwally, M.H., 1992: "Unsteady pressure field and vorticity production over a pitching airfoil", Journal 30, 403-411.
- 5 - Shih, C. Lourenco, L.M. & Krothpalli, A., 1995: "Investigation of flow at leading and trailing edges of pitching-up airfoil" A.I.A.A., Journal 33, 1369-1376.
- 6 - Shih, C. Lourenco, L.M., Van Dommelen, L.L. & Krothpalli, A., 1992: "Unsteady flow past an airfoil pitching at constant rate", Journal 30, 1353 - 1161.
- 7 - Barlow, Rae & Pope, 1999: "Low Speed Wind Tunnel Testing".
- 8 - Delnero, J.S.; Marañón Di Leo J.; Bacchi, F.; Colman, J. y Boldes, U., 2005: "Experimental determination of the influence of turbulent scale on the lift and drag coefficients of low Reynolds number airfoils", Latin American Applied Research. Vol 35, N°3, 183 - 188.
- 9- Delnero J.S.; Marañón Di Leo J.; Bacchi F.; Colman J.; Scarabino, A. y Boldes U. 2007: "Effects of Turbulators on an airfoil at low Reynolds number in turbulent flow". 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA.
- 10- Delnero, J.S.; Marañón Di Leo, J.; Camocardi, M.E.; Martínez, M.A. y Colman, J.L. 2012: "Experimental Study on Vortex Generators Effects on Low Reynolds Number Airfoils in Turbulent Flow" International Journal of Aerodynamics (IJAD) - Vol.2, No.1, 50-65.