

ANÁLISIS EXPERIMENTAL DE LA PÉRDIDA DINÁMICA EN UN PERFIL AERODINÁMICO

S. Algozino^{a,b}, J.S. Delnero^{a,b}, J. Marañón Di Leo^{a,b} y A. Cánchero^a

^aUIDET de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

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

Email: santiago.algozino@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

El presente trabajo representa la continuación de los trabajos de análisis experimental el efecto conocido como pérdida dinámica sobre un perfil aerodinámico bajo condiciones de flujos turbulentos incidentes. En particular, el perfil ensayado 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 trabajos previos se caracterizó el perfil mediante un ensayo de cargas en el túnel de viento de capa límite de la UIDET LaCLyFA. A partir del ensayo se obtuvieron las curvas características del perfil para diferentes números de Reynolds, obteniéndose parámetros significativos como: $C_{l\text{máx}}$, 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. Con la determinación cualitativa de la configuración fluidodinámica realizada en dicho trabajo más las mediciones de anemometría realizadas, se seleccionaron las zonas donde se midieron nuevamente velocidades a través de anemometría de hilo caliente con tres sensores de dos componentes en simultáneo (sobre el perfil y en la estela del mismo). Del análisis de los resultados de los ensayos se observan diferencias en los patrones de flujo resultante, luego de la entrada en pérdida del modelo. Se plantean análisis y discusiones sobre los posibles efectos.

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

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 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 re circulante formando parte de un vórtice contenido dentro de una corta burbuja de recirculación. Mientras este patrón re circulatorio 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 [3-5]. El tipo de pérdida que 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 [5-8].

En trabajos previos [1,2], se determinaron mediante ensayos con balanza aerodinámica de 2 componentes, las características de sustentación y resistencia del perfil FX 63137 para un barrido en ángulo de ataque de forma cuasi-estática. En la Figura 1 se observa el coeficiente de sustentación versus el ángulo de ataque extraído de [1]. Se puede 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° aproximadamente, donde se produce una caída abrupta dada por la pérdida completa del perfil.

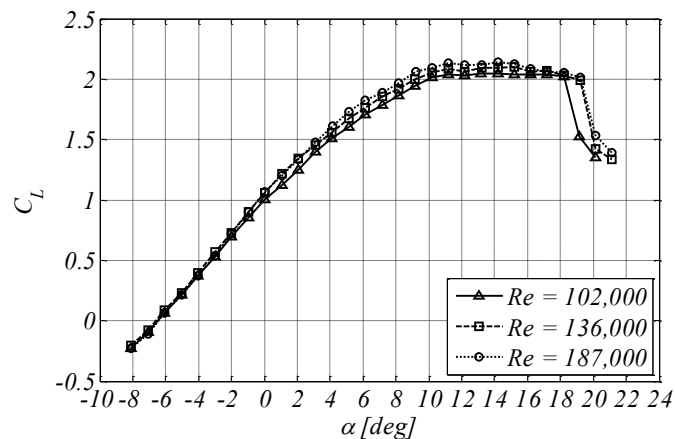


Figura 1. C_L vs. α para diferentes velocidades. (Marañón Di Leo, J. et al 2014)

Si se compara esta curva de C_L vs α con otros resultados experimentales [10], se encuentra que estos valores son un 17 a 25% mayores a los citados. Esta diferencia puede estar dada por la turbulencia del túnel de viento utilizado en dichos ensayos respecto a los realizados en flujo laminar de la referencia.

De [1] y [2], también, se puede observar, en las técnicas de visualización implementadas, una concordancia en la forma de entrada en pérdida (para el caso cuasi-estático) por borde de fuga a partir de los 8° de ángulo de ataque (Figura 2). En los ensayos mostrados para un cambio brusco en el ángulo de ataque, se observa como existe un patrón de flujo diferente comparando el caso estático con el dinámico (Figura 3 y Figura 4). En dichas figuras se observa claramente una burbuja de recirculación en el borde de ataque para el caso estático, donde este fenómeno es típico en los perfiles de bajo Reynolds a estos números de Reynolds [11], [12], [13]. 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.

El estudio sobre patrones de flujo diferentes debido a cambios de bruscos elevados realizados mediante técnicas de PIV y numéricos, muestran patrones similares a los obtenidos en estas visualizaciones [14], [15]. Para validar o verificar el método de visualización en forma experimental nos proponemos realizar estudios de capa límite y configuración fluidodinámica sobre el perfil, mediante la medición de velocidades y presiones, y de esta manera buscar patrones de flujo similares que muestren que el efecto existe en las condiciones de ensayo realizadas.



Figura 2 Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para $V = 11$ m/s; $\alpha = 8^\circ$ (estático). (Marañón Di Leo, J. et al 2014)

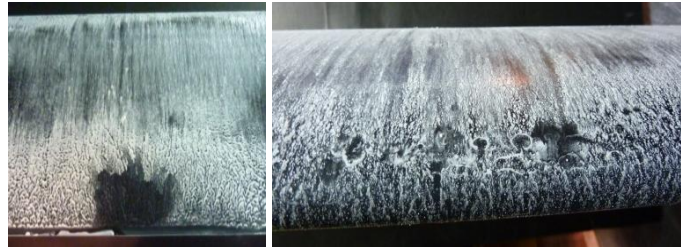


Figura 3 Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para $V = 11$ m/s; $\alpha = 10^\circ$ a 19° (dinámico). (Marañón Di Leo, J. et al 2014)

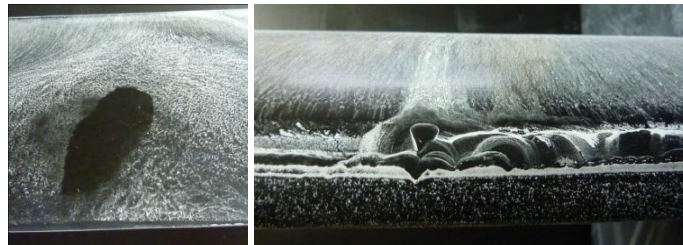


Figura 4 Borde de fuga (a) y borde de ataque (b) para $V = 11$ m/s; $\alpha = 19^\circ$ (estático). (Marañón Di Leo, J. et al 2014)

METODOLOGÍA

Para este trabajo se llevó a cabo un estudio experimental en el túnel de viento de capa límite del LaCLyFA de la Universidad Nacional de La Plata. El mismo es un túnel cerrado que cuenta con una sección de prueba de $1,4\text{m} \times 1,0\text{m} \times 7,5\text{m}$ 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 $0,75\text{m}$ de envergadura y $0,25\text{m}$ de cuerda. La disposición adoptada del modelo dentro del túnel es entre dos paneles (Figura 5) verticales de sección simétrica y con flap posterior variable con el objeto de bidimensionalizar el flujo en toda la envergadura del modelo. El mismo montaje en túnel fue el utilizado en los trabajos previos, para poder obtener datos comparativos.

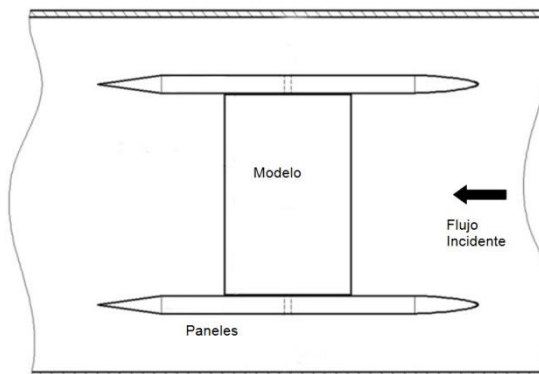


Figura 5. Esquema de paneles y modelo en el túnel de viento.

En los trabajos previos, además de haberse realizado caracterización de coeficientes mediante balanza aerodinámica, se realizaron caracterizaciones cualitativas mediante diferentes técnicas de visualización (catavientos, suspensión de óxido-magnesio pesado). Estos ensayos fueron realizados

para condiciones estáticas y para cambios bruscos de ángulo de ataque mediante un mecanismo neumático controlado a través de un equipo DAQ Multifunción USB de National Instruments y con el software asociado (Figura 6). Con el mismo mecanismo se realizaron los ensayos anemométricos que se presentan en este trabajo. Este mecanismo es capaz de variar la velocidad de cambio de ángulo de ataque y los límites del mismo (rango de ángulos que abarca el movimiento).

Los ensayos de anemometría de hilo caliente se realizaron colocando sensores en zonas estratégicas donde se pretendía encontrar diferencias entre la condición estática y dinámica. La medición del campo de velocidades instantáneas se realizó mediante un sistema de anemometría de hilo caliente a temperatura constante (Streamline de Dantec Measurement Technology). Se emplearon sensores dobles (fiber film probes 55R51). Se midieron las componentes fluctuantes de la velocidad corriente abajo del perfil y sobre el perfil en dos posiciones, a 1/4 de la cuerda y 3/4 de la cuerda medido desde el borde de ataque (Figura 7), 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, 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.

En estos ensayos se realizaron mediciones en condiciones estáticas de ángulo de ataque, partiendo desde -7° hasta 22° con un paso de 1° . Además se realizaron mediciones de cambio brusco de ángulo de ataque desde 10° hasta 22° a 3 velocidades de rotación distintas: 45, 75 y 95 $^\circ/s$, que por practicidad se denominarán en lo siguiente como mínima, media y máxima respectivamente. Estos ensayos se realizaron a 3 velocidades de corriente libre incidente distintas: 6, 9 y 12 m/s correspondiendo con 100.000, 150.000 y 200.000 en número de Reynolds aproximadamente.



Figura 6. Mecanismo de cambio de ángulo de ataque brusco.

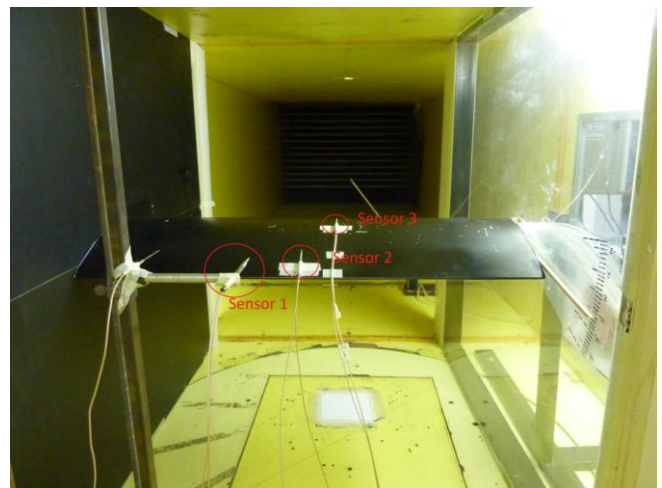


Figura 7. Disposición de los sensores de anemometría de hilo caliente.

RESULTADOS y DISCUSIÓN

Los ensayos realizados, como se describió anteriormente, fueron realizados para condiciones de movimiento cuasi-estático y también generando un cambio brusco en el ángulo de ataque desde 10° hasta 22° .

La Figura 8 muestra una comparación, de los casos estático a cierto ángulo de ataque y dinámico con un cambio brusco, de las velocidades instantáneas transversales adquiridas con el sensor en la estela del perfil. Resultados similares se obtuvieron con los sensores colocados sobre el modelo. El análisis de fluctuaciones temporales se analizara de acuerdo a las escalas integrales temporales y espaciales de la turbulencia para tratar de entender los fenómenos asociados a este efecto.

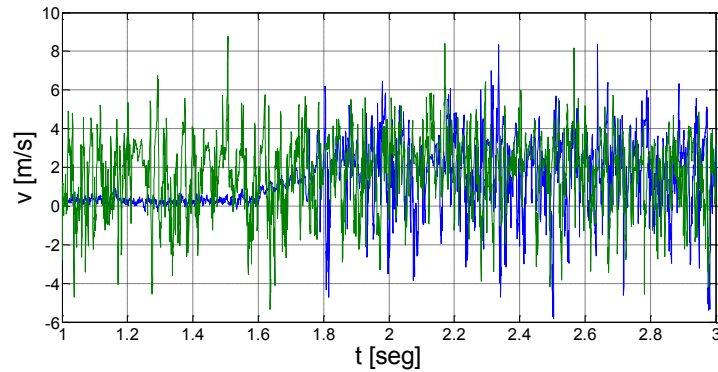


Figura 8. v vs. t - $V = 11$ m/s; $\alpha = 23^\circ$ (verde – estático) y; $\alpha = 11^\circ$ a 23° (azul -dinámico).

A continuación se muestran algunas tablas comparativas, para cada sensor, entre los casos estáticos y de cambio en el ángulo de ataque brusco, ambas condiciones se corresponden con la configuración del flujo para los 22° (estático, y condición estacionaria final después del movimiento para el caso dinámico) para 6 m/s de velocidad de la corriente libre.

En las Tabla 1, Tabla 2 y Tabla 3, se observan los resultados obtenidos a partir de los análisis estadísticos de las señales adquiridas. En estas se muestra la intensidad de turbulencia así como también las escalas de los vórtices según el criterio del primer corte al eje de las abscisas de la autocorrelación de cada punta. Estos análisis se realizaron para las 2 componentes de velocidad (“u”, paralela a la cuerda, y “v”, perpendicular a la cuerda y a la envergadura). En los gráficos siguientes se muestran los resultados correspondientes a la componente v, debido a que son más representativos por el tipo de desprendimiento que se está estudiando.

Tabla 1. Datos para Sensor 1. Velocidad de corriente libre de 6 m/s.

Velocidad Cabeceo - Estático	Máx.	Med.	Min.	Estático	Unidades
Intensidad de Turbulencia en U	9,4673	9,6688	9,404	9,4717	%
Intensidad de Turbulencia en V	2,9941	3,1403	2,9281	3,1565	%
Vórtice (Corte en 0) U	13,68	10,13	13,48	17,15	Frecuencia (Hz)
	0,1399	0,0468	0,0824	0,1091	Intensidad (dB)
Vórtice (Corte en 0) V	21,60	26,00	37,08	19,67	Frecuencia (Hz)
	0,0633	0,0142	0,0353	0,0147	Intensidad (dB)

Tabla 2. Datos para Sensor 2 (3/4 de la cuerda). Velocidad de corriente libre de 6 m/s.

Velocidad Cabeceo - Estático	Máx.	Med.	Min.	Estático	Unidades
Intensidad de Turbulencia en U	8,9809	8,8306	10,2724	8,5828	%
Intensidad de Turbulencia en V	1,0403	0,9431	0,9728	1,1009	%
Vórtice (Corte en 0) U	9,12	15,48	11,26	14,02	Frecuencia (Hz)
	0,0692	0,0311	0,0798	0,0644	Intensidad (dB)
Vórtice (Corte en 0) V	18,53	22,78	16,61	18,76	Frecuencia (Hz)
	0,0138	0,0131	0,0151	0,013	Intensidad (dB)

Tabla 3. Datos para Sensor 3 (1/4 de la cuerda). Velocidad de corriente libre de 6 m/s.

Velocidad Cabeceo - Estático	Máx.	Med.	Min.	Estático	Unidades
Intensidad de Turbulencia en U	8,9587	8,5419	8,8	8,6708	%
Intensidad de Turbulencia en V	0,8952	0,9954	0,8782	1,0373	%
Vórtice (Corte en 0) U	6,91	5,88	8,86	6,20	Frecuencia (Hz)
	0,0542	0,0221	0,0624	0,0262	Intensidad (dB)
Vórtice (Corte en 0) V	14,26	6,27	24,59	6,16	Frecuencia (Hz)
	0,0098	0,0127	0,0117	0,0069	Intensidad (dB)

En las figuras siguientes se muestran gráficamente los resultados mostrados en las tablas anteriores, así como también datos correspondientes a otras velocidades de corriente libre (9 y 12 m/s).

Con 1, 2 y 3 se denotan los diferentes sensores (puntas). La notación para las figuras siguientes será de forma tal que a), b) y c) se indicarán de izquierda a derecha y arriba hacia abajo de forma creciente.

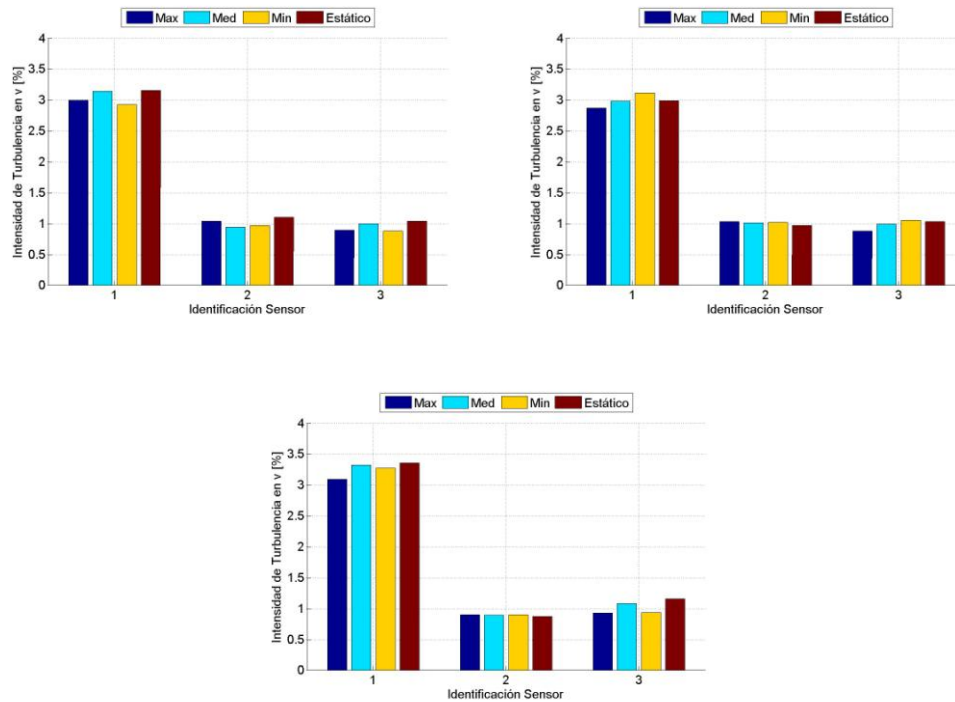


Figura 9. Intensidad de turbulencia en la componente “v” (transversal) en %. En abscisas la identificación de los sensores (1 = estela, 2 y 3 sobre el extradós). a) 6 m/s, b) 9 m/s y c) 12 m/s.

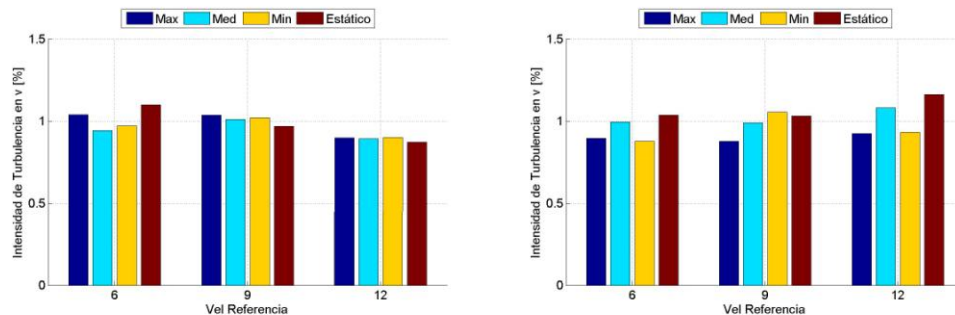


Figura 10. Intensidad de turbulencia en la componente “v” (transversal) en %. En abscisas la velocidad de la corriente libre en m/s. a) Punta 2, b) Punta 3.

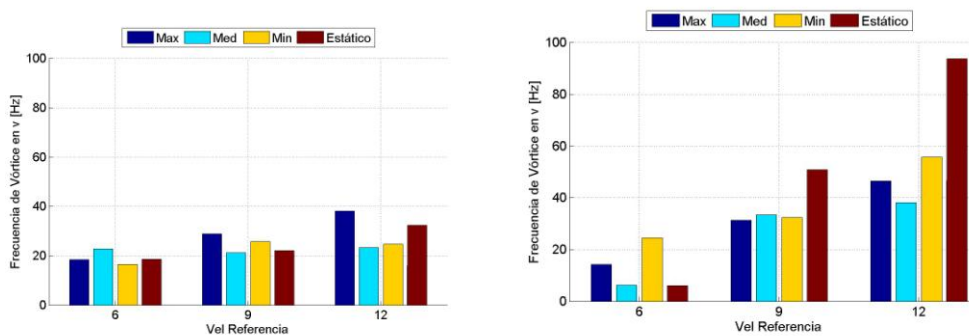


Figura 11. Frecuencia de Vórtice en Hz para componente “v”. En abscisas velocidad de la corriente libre en m/s. a) Punta 2, b) Punta 3.

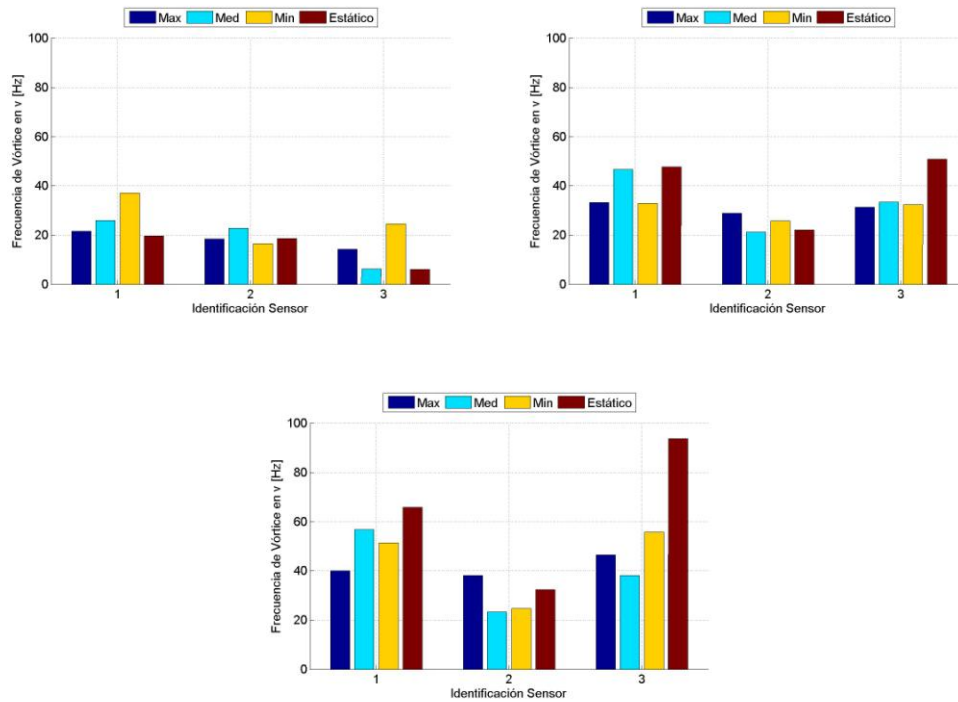


Figura 12. Frecuencia de Vórtice en Hz para componente “y”. En abscisas la identificación de los sensores. a) 6 m/s, b) 9 m/s y c) 12 m/s.

En la Figura 9 se puede observar como la intensidad de turbulencia en la estela casi duplica el valor de la misma sobre el extradós del perfil. Este comportamiento se repite para los distintos números de Reynolds ensayados. Además se puede observar como la velocidad de rotación no tiene gran influencia en la intensidad de turbulencia.

En la Figura 10 se comparan los valores para encontrar cambios en la intensidad de turbulencia respecto a modificaciones en la velocidad de la corriente libre para una misma punta. En estos casos, para el sensor 1 (Figura 10a), ubicado en la estela, se encuentra mayor intensidad de turbulencia conforme aumenta la velocidad de rotación, para el caso de 6 m/s de velocidad de corriente libre, pero este comportamiento no se repite para los distintos números de Reynolds, ya que cuando este aumenta, toma mayor valor la intensidad de turbulencia estática.

Si analizamos la frecuencia de los vórtices obtenida a partir de las autocorrelaciones, se puede observar un aumento de la frecuencia (estrechamiento de los vórtices) a medida que aumenta la velocidad de la corriente libre, Figura 12 a, b y c. Si se analiza en detalle el sensor 3 (1/4 cuerda), este aumento conforme aumenta la velocidad es mayor que el medido por el sensor 2, para todas las condiciones. Además se pueden observar variaciones en las frecuencias modificando las velocidades de cambió de ángulo de ataque, pero no se aprecia un patrón que se repita sucesivamente. Esto mismo se puede observar en la Figura 11 a y b. Dados estos resultados, no se permite identificar el patrón de flujo en función del cambio de velocidad del cambio de ángulo de ataque encontrado en las visualizaciones realizadas en trabajos previos.

CONCLUSIONES

En trabajos previos, mediante técnicas de visualización utilizando suspensiones de óxido magnesio y querosene, se encontraron variantes entre condiciones estáticas y con cambio brusco de ángulo de ataque. El patrón de flujo hallado sobre el perfil para una condición de pérdida estática (por ej., 19° de ángulo de ataque) difiere notablemente del patrón de flujo para la condición de cambio brusco de 10° a 19°. 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.

En las mediciones realizadas con anemometría de hilo caliente presentadas en este trabajo, se encuentran variaciones en las escalas temporales comparando la condición estática con las diferentes velocidades de cambio de ángulo de ataque, pero estos no siguen un comportamiento similar para las distintas velocidades de rotación, así como en los diferentes números de Reynolds ensayados. Además, los resultados muestran que comparando entre las distintas velocidades de cambio de ángulo de ataque no se observan variaciones considerables en las intensidades de turbulencia y, en la escala temporal, no se presenta un patrón que se manifieste sucesivamente, lo que representaría un desprendimiento periódico, sino que por el contrario el flujo es totalmente caótico y con las características fluidodinámicas vistas anteriormente. Esta situación puede estar dada por el comportamiento caótico de los efectos de pérdida dinámica en flujo turbulento o porque los cambios en el campo fluidodinámico se estén produciendo en la capa límite, con lo cual con los sensores anemométricos en esta ubicación (altura de 3 mm aproximadamente) no se estén detectando estos cambios. Esta última hipótesis se podrá confirmar a partir de mediciones del campo de presiones adquiridas en frecuencia las cuales se están procesando y se prevé obtener resultados próximamente.

REFERENCIAS

1. Cánchero, A.; Marañón Di Leo, J.; Delnero, JS; Monteagudo, JP; Echapresto Garay, I; 2012, "Estudio Experimental de la doble pérdida en un perfil aerodinámico", Anales AFA - Volumen 23 No 3, Buenos Aires, Argentina.
2. Marañón Di Leo, J; Delnero, JS; Cánchero, A; 2014, "Experimental Dynamic Stall Study In An Airfoil", 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, USA.
3. McCullough, G.B. & Gault, D.E., 1951: "Examples of three representative types of airfoil section stall at low speeds", Technical Report, TN 2502 NACA.
4. McAlister, K.W. & Carr, L.W., 1979: "Water tunnel visualizations of dynamic stall". Journal of Fluids Engineering 101, 367-380.
5. Currier, J.M. & Fung, K.Y., 1992: "Analysis of the onset of dynamic stall" A.I.A.A., Journal 30, 2469-2477.
6. Acharya, M. & Metwally, M.H., 1992: "Unsteady pressure field and vorticity production over a pitching airfoil", Journal 30, 403-411.
7. 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.
8. 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.
9. Barlow, Rae & Pope, 1999: "Low Speed Wind Tunnel Testing".
10. Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere, "Summary of Low-Speed Airfoil Data". Volume 1.
11. 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.
12. 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.
13. Delnero, J.S.; Marañón Di Leo, J.; Camocardi, M.E.; Martinez, 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.
14. P. Wernert, G. Koerber, F. Wietrich, M. Raffel, J. Kompenhans "Demonstration by PIV of the Non-Reproducibility of the Flow Field Around an Airfoil Pitching Under Deep Dynamic Stall Conditions and Consequences Thereof" Aerospace Science and Technology, 1997, no 2, 125-135
15. Shengyi Wang, Derek B. Ingham, Lin Ma, Mohamed Pourkashanian, Zhi Tao "Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils" Computers & Fluids 39 (2010) 1529–1541 Elsevier.