

CARACTERIZACION DEL FLUJO EN LA ESTELA DE UN PERFIL EN CONDICION DE PERDIDA CON SISTEMAS DE CONTROL DE FLUJO

J. S. Delnero^{a,b}; J Marañon Di Leo^{a,b}, S. Algozino^{a,b}, G. Alasia^a y G. Capittini^a

^aUIDET 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
Email: delnero@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

El estudio de los mecanismos de entrada en pérdida tanto dinámica como cuasi estática se viene desarrollando desde hace tiempo, aunque hasta el día de hoy no se encuentra una solución determinada para este tipo de fenómenos no estacionarios. En particular para perfiles de bajo número de Reynolds el mecanismo de separación depende fundamentalmente del flujo incidente, del espesor del perfil y de la geometría del borde de ataque del mismo. Cuando la entrada en pérdida se produce al generarse un cambio brusco en el ángulo de ataque, el fenómeno es diferente a la condición de pérdida estática, encontrándose estructuras turbulentas de diferente escala e intensidad sobre el extradós del modelo y en la estela del mismo. Si se produce un aleteo del modelo a una determinada frecuencia estas configuraciones fluidodinámicas cambian constantemente modificando las características del modelo instante a instante. Estas configuraciones se modifican más aun introduciendo cambios debidos a dispositivos de control de flujo como son flaps, spoiler, turbuladores, etc. El flujo desprendido del extradós en estas condiciones será diferente al que adoptaría sin contar con estos elementos de control. El presente trabajo tiene como objetivo cuantificar el flujo en la estela del extradós de un modelo en pérdida con sistemas de control de flujo activo, mediante el uso de un mini flap gurney.

Palabras clave: pérdida, control de flujo, turbulencia, flap gurney

INTRODUCCIÓN

En muy pequeños vehículos de reconocimiento llamados micro vehículos aéreos (MAV), que suelen tener una longitud de cuerda del ala del orden de 6 pulgadas (0,15 m) [1], vuelan en Reynolds del orden de 20.000 a 200.000; por lo que están sujetos a fenómenos de cambios en la circulación del ala, cuando se experimentan variaciones en el ángulo de ataque. Estas variaciones pueden estar generadas por maniobras de control o por efectos externos que generan un cambio brusco en el ángulo de ataque del ala. Esto claro podría generar desprendimientos locales que pueden generar la entrada en pérdida del ala o la pérdida completa de sustentación. Estos efectos como se mencionará más adelante dependerán en gran medida de la turbulencia a la que está sometida el vehículo [2] [3].

Para números de Reynolds por debajo de 5×10^5 , considerados como bajos números de Reynolds; bajo ciertas condiciones de separación, el flujo se desprende, pudiendo o no readherirse conformando una burbuja de recirculación en el extradós de la superficie de sustentación. Esto claro dependiendo de la capa límite y condiciones del flujo locales. Dicha burbuja puede ser corta o larga, dependiendo de las perturbaciones presentes en el punto de separación y el número de Reynolds local basado en el espesor de la capa límite y en la velocidad local, provocando estos efectos en la circulación y por ende en la sustentación del perfil. [4] [5].

Cuando la capa límite comienza a despegarse, conformándose la burbuja de recirculación antes mencionada, el flujo en el área de desprendimientos se convierte en una capa de corte que, aguas abajo, se convierte en una capa de mezcla, la cual intercambia en forma constante flujo con la capas superiores del extradós. El estudio de la estabilidad de estas capas es de suma importancia en la

configuración general de flujo alrededor del perfil, ya que pequeñas perturbaciones pueden generar grandes cambios hasta llegar a hacer desprender completamente el flujo del perfil. Todo el cuadro se puede resumir en ciertas condiciones como el de una burbuja de recirculación (a menudo llamada burbuja de separación laminar o LBS), con una capa de corte sobre ella, lo que podría o no volver a readherirse. [6] [7].

La causa principal de la formación de burbujas es el cambio brusco en el gradiente de presión en el extradós, ya que cambia de favorable a desfavorable en una pequeña longitud [8], e independiente de su causa, como pueden ser perturbaciones externas, elementos de control, turbulencia local, etc. Para reducir al mínimo los efectos adversos de estas burbujas, aparecieron los perfiles aerodinámicos de bajo número de Reynolds [9] [10] [11], siendo su principal característica el cambio gradual de gradiente de presión de negativo a positivo en una extensión mayor que las superficies de sustentación estándar, para una gama $5 \times 10^5 \leq Re \leq 5 \times 10^4$ [12][13]. Así, se logró una mejor distribución de sustentación y lograr evitar los desprendimientos en estas condiciones de flujo.

De todas maneras, pequeñas perturbaciones presentes en el flujo del extradós del perfil están fuertemente amplificadas en la capa de corte del flujo separado y genera una rápida transición de laminar a turbulenta, si el flujo incidente es laminar. En el caso de que el flujo incidente sea de una intensidad de turbulencia tal que barre los posibles gradientes de presión, causales de la separación, este efecto desaparece o es mitigado.

Si el flujo es turbulento, tanto la transición como las burbujas de borde de ataque, tienen otro mecanismo y evolución. La turbulencia, a su vez, crea un gran intercambio de cantidad de movimiento, por lo tanto, intercambio de flujo entre las capas de corte superiores de manera que el flujo vuelve a readherirse a la superficie generando una burbuja mucho más larga. Las burbujas de separación laminares pueden tener grandes efectos aerodinámicos adversos, ya que generan no solo desprendimientos que llevan a la entrada en pérdida sino que crean fricción adicional, dado que desplazan flujo viscoso a las capas superiores. Esto se traduce en una reducción de succión a través de la sección delantera de los perfiles disminuyendo la zona de rehaderencia, por lo tanto de circulación, arrastre y pérdida de sustentación con aumento de fricción. El aumento de la presión por efectos de fricción depende del tamaño de la LSB, en particular, en su espesor en la dirección normal a la superficie. Un efecto aún más importante es si se da la transición en la zona de las capas de corte y con velocidades lentas, ya que inducirían más fricción y el gradiente de presión adverso es importante, lo que generaría desprendimientos y separación, con aumento de resistencia. En estas condiciones la burbuja no se logra cerrar generando un desprendimiento que va hasta el borde de fuga generando una pérdida total de sustentación. [14] [15].

En el caso en que la burbuja de borde de ataque no pueda readherirse y se produzca la entrada en pérdida total del perfil, el flujo en las inmediaciones de la estela se vuelve ms caótico debido a la turbulencia reinante en el lugar. En iguales condiciones, se produce este flujo caótico para el caso en que se produzca la pérdida desde borde de fuga con recirculación hasta la pérdida total. Cualquiera sea el mecanismo por el cual el perfil entra en pérdida, se genera un flujo turbulento con ciertas condiciones en la estela del extradós del perfil.

Como es sabido, pequeñas perturbaciones en el borde de ataque generan cambios importantes en la configuración del flujo sobre el perfil. Si el perfil cuenta con sistemas de control de flujo, sobre el extradós o intradós, que sean capaces de actuar en momentos donde se detectan cambios en las presiones, se podría llegar a eliminar o disminuir ciertos efectos locales, responsables de los efectos que generan entrada en pérdida o disminución de sustentación [16].

De acuerdo a lo antes mencionados el objetivo en este trabajo es cuantificar el flujo en la estela del extradós de un modelo de perfil NACA 4412 en pérdida con sistemas de control de flujo activo, mediante el uso de un mini flap gurney, colocado en el extradós. El estudio se realizara en forma experimental en túnel de viento [17], procesando y analizando toda la información adquirida.

METODOLOGÍA

Para cumplir con los objetivos propuestos se realizaron ensayos de un modelo de perfil NACA 4412 en túnel de viento de circuito cerrado del LaCLyFA de la Facultad de Ingeniería de la UNLP. El

modelo ensayado poseía un mini-flap tipo Gurney, de altura $1.5\%c$ a lo largo del intradós a una distancia del $8\%c$ del borde de fuga ($c =$ cuerda del perfil) con capacidad de efectuar un movimiento oscilante alrededor de su eje a lo largo de la envergadura. La frecuencia de oscilación podía variarse mediante un sistema de control externo. La envergadura del modelo es de 80 cm y 50 cm de cuerda. El modelo fue montado entre dos paneles laterales dobles (ver Figura 1), cuyos bordes de fuga son capaces de moverse manualmente alrededor de su envergadura con el propósito de tener un gradiente de presiones favorable (o cercano a cero) a lo largo de la cuerda de los modelos, en ambos extremos, y así alcanzar un flujo bidimensional con pequeñas diferencias entre las envergaduras geométrica y aerodinámica. Los ensayos realizados consistieron en la medición de la estela en diferentes posiciones a lo largo de una vertical a una distancia de $1\%c$ detrás del borde de fuga, separados $1\%c$ entre sí, por encima del borde de fuga y de un $0.4\%c$ por debajo del borde de fuga. En la figura 3 se ve con más detalle. En total son 41 puntos de medición, que distribuidos en la estela del modelo se corresponden a 2mm por debajo del borde de fuga y 150 mm por encima del mismo punto (borde de fuga). Las experiencias se efectuaron para dos números de Reynolds, 326000 y 489000, basándose en la cuerda del perfil y la velocidad media de la corriente libre aguas arriba del modelo (10 m/s y 15 m/s, medida a la altura del modelo y 1.5 metros adelante del mismo). Se realizaron 5 ensayos en diferentes condiciones. El ala sola. El ala con el flap desplegado y el ala con el flap desplegado con sistema de control a 3 frecuencias de accionamiento diferentes. El ángulo de ataque del perfil es de 11° . En todos los casos se midió el campo de velocidades instantáneas en las posiciones mencionadas anteriormente detrás del borde de fuga, empleando un sistema de anemometría de hilo caliente de seis canales Dantec Streamline, con sensores tipo X-probe. Las frecuencias de oscilación del mini-flap fueron 22, 38 y 44 Hz las cuales serán denominadas Frecuencia 1, Frecuencia 2 y Frecuencia 3. La frecuencia de adquisición fue de 4000Hz, filtrada a 1000Hz. Se tomaron 32768 muestras por canal, correspondientes a 8 segundos de adquisición en cada punto de medición. Todas las frecuencias del mini-flap se midieron con tacómetro laser. La Figura 2 muestra un esquema del mecanismo de accionamiento del flap y Figura 3 la grilla de medición.

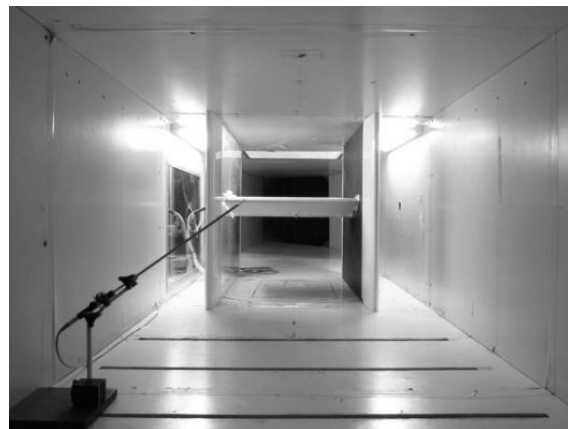


Figura 1. Modelo montado en el túnel - Paneles

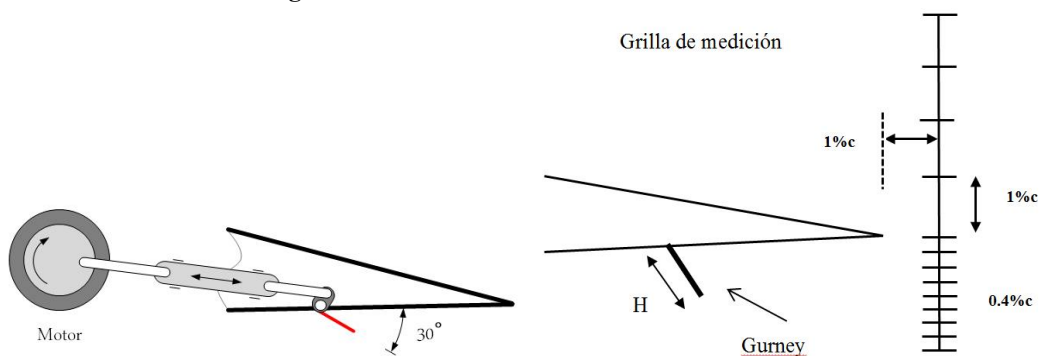


Figura 2. Diseño de sistema de accionamiento del flap

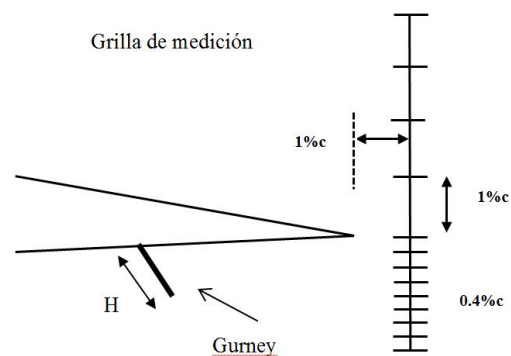


Figura 3. Grilla de medición

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Para cumplir con el objetivo de cuantificar el flujo en la estela del extradós del perfil, en condición de pérdida, se procesaron los datos adquiridos en los diferentes ensayos realizados. Se analizaron datos de velocidades medias, intensidades de turbulencia, espectros, escalas espaciales y temporales y wavelets. En las figuras siguientes se observan los perfiles de velocidades medias en las componentes u y v para los diferentes casos ensayados. Se observan también las intensidades de turbulencia en las componentes u y v. La componente u de la velocidad se corresponde con la velocidad longitudinal en la dirección del eje del túnel en la sección de prueba, mientras que la componente v se corresponde con la velocidad vertical ubicada perpendicularmente al plano horizontal de la sección de prueba. La componente positiva de u es en la dirección del flujo incidente, mientras que en v, la componente positiva es hacia abajo.

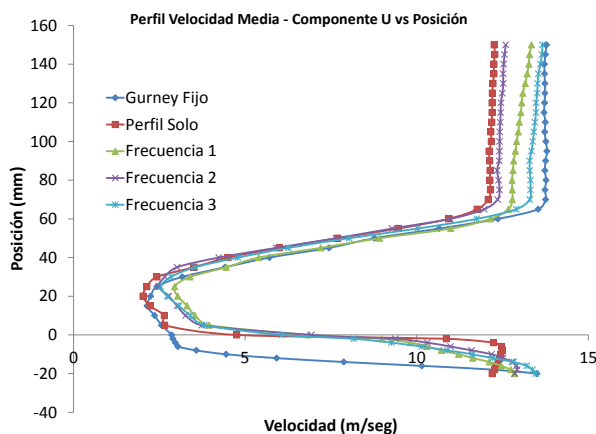


Figura 4. Componente u (10 m/seg)

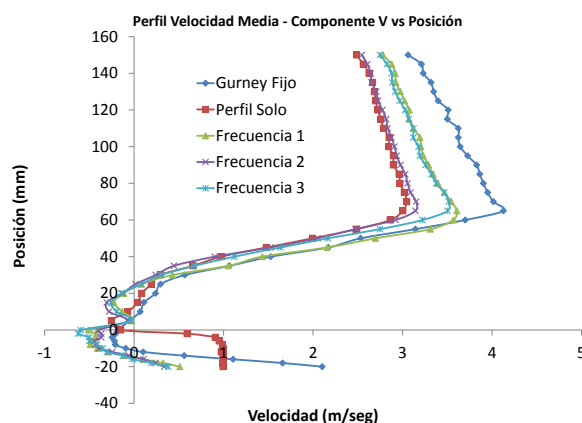


Figura 5. Componente v (10 m/seg)

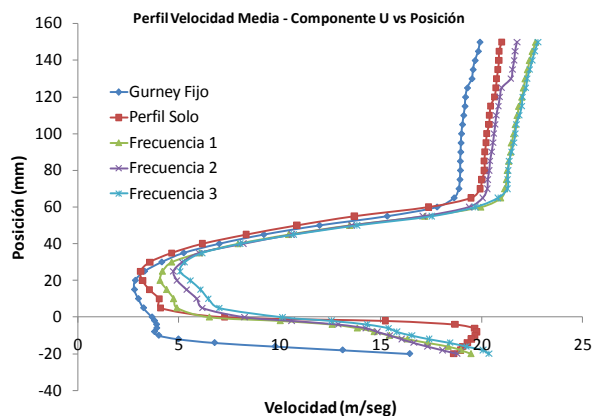


Figura 6. Componente u (15 m/seg)

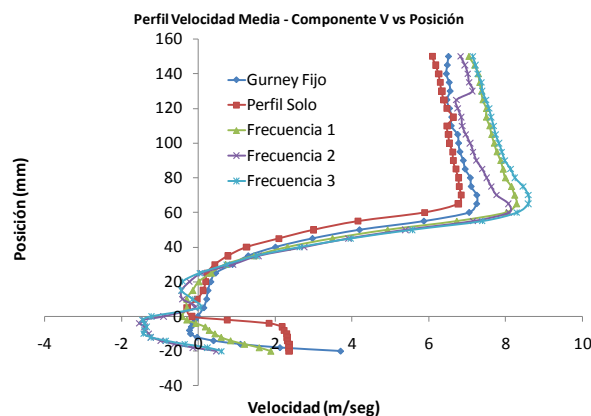


Figura 7. Componente v (15 m/seg)

En las Figuras 4 a 7 (componentes de la velocidad u y v para 10 y 15 m/seg), se observa claramente la aparición de la estela de desprendimientos del flujo corriente abajo del perfil, con la aparición de una reducción notoria de los valores medios de la velocidad para ambas componentes, lo que indica el inicio del proceso de entrada en pérdida. La posición ubicada a 70 mm sobre el borde de fuga nos estaría indicando la aparición de la estela desarrollándose hacia posiciones inferiores.

En las Figuras 8 a 11 (distribución de intensidades de turbulencia en ambas componentes para 10 y 15 m/s), se observa el desarrollo del perfil de intensidad de turbulencia para ambas componentes de la velocidad. Aquí se presenta nuevamente la detección de la estela de flujo desprendido corriente abajo del perfil detectándose valores de hasta un 45% de incremento en la componente u y de un 30% máximo en la componente v. En el caso de la componente v es donde se detecta más variabilidad de los valores, existiendo diferencias importantes entre los casos del perfil solo y el Gurney fijo,

comparativamente con los casos del Gurney móvil. Esto nos muestra como modela el movimiento del Gurney el comportamiento de la estela, a pesar de generar un incremento de la intensidad de la turbulencia. En el caso de la componente en u no se observa una variabilidad de hacer notar, por lo que no habría mayores efectos sobre dicha componente.

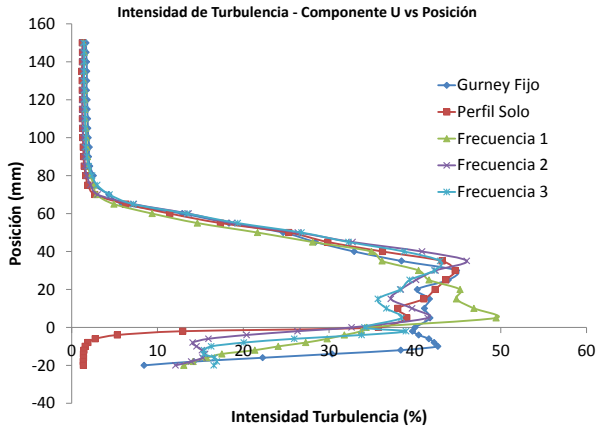


Figura 8. Componente u de la velocidad

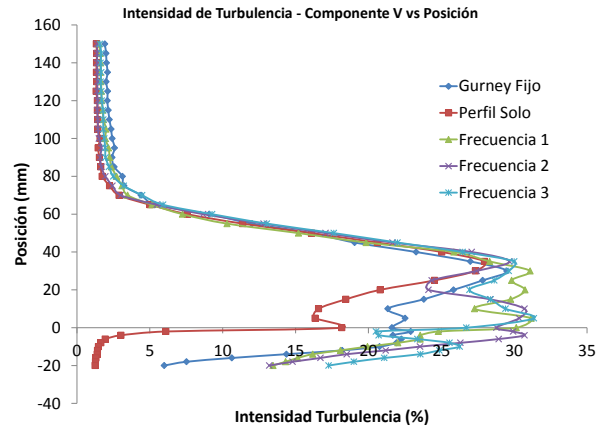


Figura 9. Componente v de la velocidad

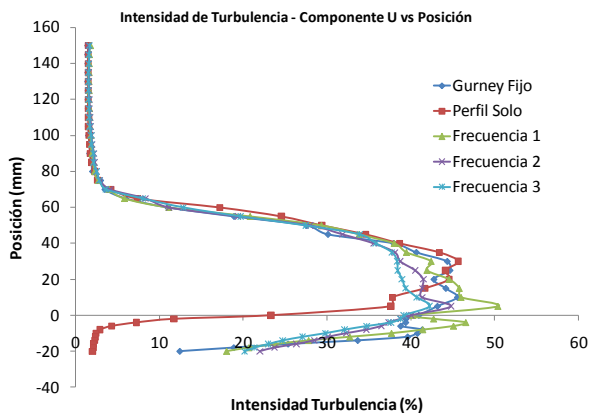


Figura 10. Componente u de la velocidad

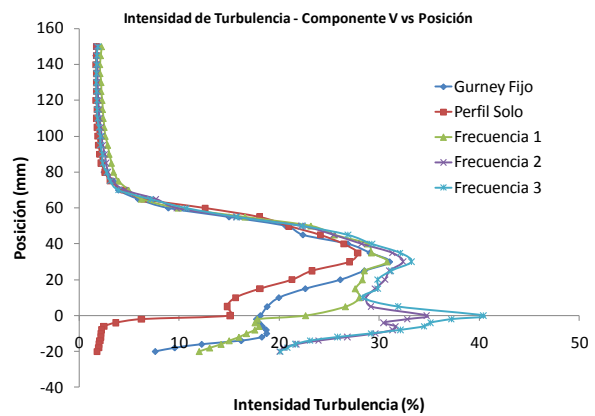


Figura 11. Componente v de la velocidad

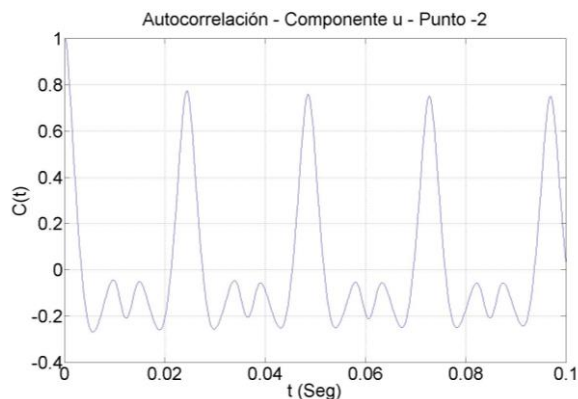


Figura 12. Componente u de la velocidad

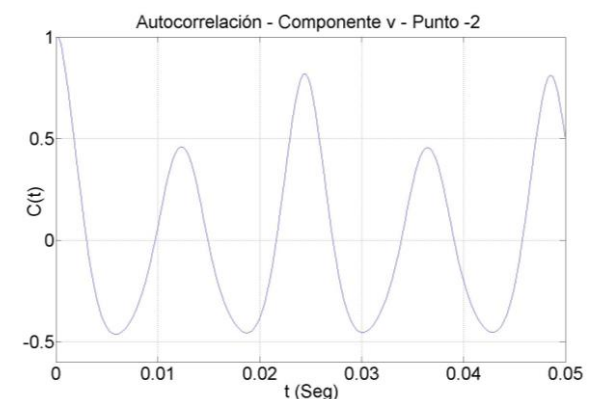


Figura 13. Componente v de la velocidad

El análisis de las escalas integrales de la turbulencia para cuantificar el flujo turbulento se realizó a partir de evaluar las funciones de autocorrelación $C(t)$ en todos los casos estudiados. Se tomó como criterio de comparación el tiempo necesario para que la función pase por cero. En las Figuras 12 a 15 se muestran las funciones de autocorrelación para las componentes u y v en los puntos (-2) que

coincide con el borde de fuga de perfil y el punto (150) que coincide con el borde de ataque del perfil aguas abajo en el plano de medición. El perfil se encuentra a 11° de ángulo de ataque.

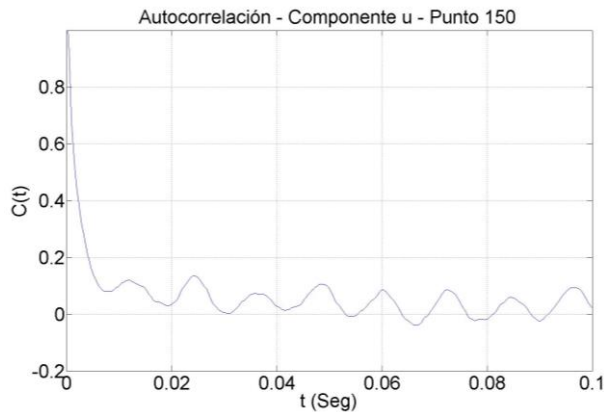


Figura 14. Componente U de la velocidad

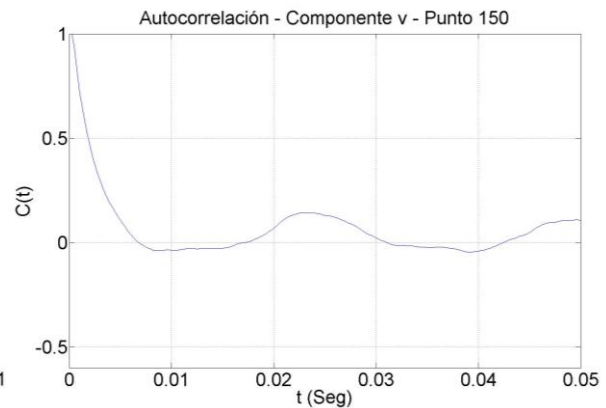


Figura 15. Componente v de la velocidad

Tabla 1. Escalas integrales temporales de turbulencia

Punto	Gurney Fijo		Sin Gurney		Frecuencia 1		Frecuencia 2		Frecuencia 3	
	u (s)	v (s)	u (s)	v (s)	u (s)	v (s)	u (s)	v (s)	u (s)	v (s)
150	0,09	0,1398	0,0895	0,1045	0,03	0,0122	0,0325	0,0078	0,035	0,0068
145	0,1082	0,042	0,05625	0,1073	0,013	0,012	0,0185	0,008	0,03	0,0071
140	0,06425	0,096	0,1675	0,0535	0,0173	0,012	0,018	0,0075	0,0547	0,0083
135	0,07	0,1083	0,1233	0,1447	0,012	0,011	0,0188	0,0067	0,0535	0,00822
130	0,071	0,1663	0,08425	0,128	0,0122	0,0112	0,0175	0,007	0,0167	0,00674
125	0,113	0,2878	0,1075	0,1163	0,0125	0,013	0,00642	0,00675	0,017	0,00694
120	0,07925	0,2622	0,068	0,103	0,012	0,011	0,00658	0,0063	0,017	0,00653
115	0,1375	0,2285	0,0805	0,1268	0,0105	0,0113	0,00557	0,006	0,00617	0,00666
110	0,06825	0,3415	0,06575	0,1055	0,01	0,011	0,00565	0,00595	0,00582	0,00553
105	0,1545	0,202	0,055	0,08225	0,01	0,0105	0,0055	0,0055	0,0058	0,00568
100	0,0775	0,1445	0,05325	0,00975	0,01	0,011	0,0052	0,0055	0,0052	0,0055
95	0,0615	0,18	0,1225	0,2153	0,0086	0,01	0,005	0,00553	0,00481	0,00485
90	0,1555	0,2952	0,09475	0,1098	0,0089	0,01	0,00475	0,00498	0,00478	0,00484
85	0,05	0,2053	0,0425	0,008	0,008	0,01	0,0045	0,0047	0,00417	0,0045
80	0,0075	0,1113	0,02075	0,2273	0,0069	0,01	0,0049	0,0047	0,004	0,0042
75	0,04425	0,1238	0,00575	0,00625	0,0062	0,0095	0,0043	0,0045	0,00395	0,00415
70	0,019	0,08	0,05875	0,06175	0,0163	0,0095	0,00428	0,0044	0,0038	0,0039
65	0,112	0,1063	0,09075	0,102	0,017	0,0097	0,126	0,00613	0,089	0,00524
60	0,1395	0,1245	0,16	0,1772	0,08	0,027	0,087	0,0055	0,0138	0,0305
55	0,2148	0,217	0,1018	0,0785	0,112	0,03	0,089	0,033	0,163	0,0535
50	0,3285	0,3022	0,1462	0,1313	0,115	0,066	0,0725	0,0327	0,0778	0,041
45	0,175	0,075	0,09325	0,0645	0,121	0,068	0,099	0,032	0,078	0,0665
40	0,2278	0,1618	0,1055	0,05025	0,0642	0,0635	0,0595	0,034	0,0545	0,0292
35	0,1423	0,08525	0,1623	0,0525	0,0365	0,0344	0,0585	0,0453	0,0531	0,0427
30	0,06025	0,05975	0,04025	0,04225	0,0605	0,0648	0,0175	0,0325	0,0169	0,0291
25	0,06025	0,06	0,04625	0,0125	0,0177	0,0267	0,0052	0,0047	0,0047	0,0416
20	0,04425	0,05425	0,044	0,02925	0,012	0,005	0,0053	0,0035	0,00427	0,00314
15	0,07	0,042	0,0795	0,02675	0,014	0,005	0,005	0,0033	0,00407	0,0028
10	0,08375	0,019	0,04175	0,00625	0,013	0,005	0,004	0,0033	0,00336	0,00293
5	0,039	0,0065	0,07275	0,0095	0,013	0,0038	0,0037	0,0037	0,00323	0,00243
0	0,03175	0,00425	0,011	0,00325	0,011	0,0033	0,003	0,00318	0,00252	0,00307
-2	0,07025	0,00425	0,02175	0,00475	0,013	0,0038	0,003	0,00325	0,00343	0,003
-4	0,09625	0,00375	0,03425	0,00975	0,013	0,005	0,005	0,00318	0,00444	0,00291
-6	0,1083	0,00325	0,04	0,01975	0,013	0,0062	0,005	0,00312	0,00465	0,00289
-8	0,08825	0,0025	0,0455	0,029	0,0125	0,0081	0,005	0,00316	0,00453	0,00303
-10	0,15	0,00325	0,0655	0,027	0,0118	0,00138	0,0048	0,0032	0,0041	0,00324
-12	0,0055	0,00425	0,1258	0,0295	0,0105	0,0142	0,0044	0,0035	0,00353	0,00362
-14	0,0055	0,0035	0,125	0,03775	0,0064	0,0147	0,0039	0,0039	0,0032	0,0039
-16	0,0045	0,00275	0,1008	0,021	0,0042	0,0078	0,00355	0,00412	0,00323	0,004
-18	0,00375	0,00375	0,044	0,01025	0,0037	0,00662	0,00355	0,00432	0,00374	0,00415
-20	0,0045	0,00325	0,318	0,03075	0,0037	0,0059	0,004	0,00442	0,004	0,0042

La Tabla 1 muestra los valores de las escalas integrales temporales de la turbulencia para las componentes u y v en los 5 casos ensayados. En este caso se muestran los correspondientes a 15 m/seg de velocidad incidente. Las Figuras 16 y 17 muestran las distribuciones de estas escalas en todo el rango de medición. Se puede observar una tendencia bien marcada en lo que respecta a los sistemas móviles y fijos. Los resultados que se corresponden al perfil solo, sin sistema de control y el caso del sistema fijo de control de flujo, que se corresponde con el Gurney fijo, dan valores mayores que los correspondientes a los sistemas móviles. Se aprecia también lo caótico del flujo en estas condiciones, analizadas desde el punto de vista temporal. Es llamativa la muy poca diferencia que se encuentran en las escalas de los casos móviles a tres frecuencias por encima del perfil (extradós), con el flujo cuasi desprendido en esas condiciones. Pareciera que el movimiento del Gurney genera perturbaciones de presión en todo el entorno del modelo sin afectar las intensidades de turbulencia, pero generando un flujo de esas condiciones.

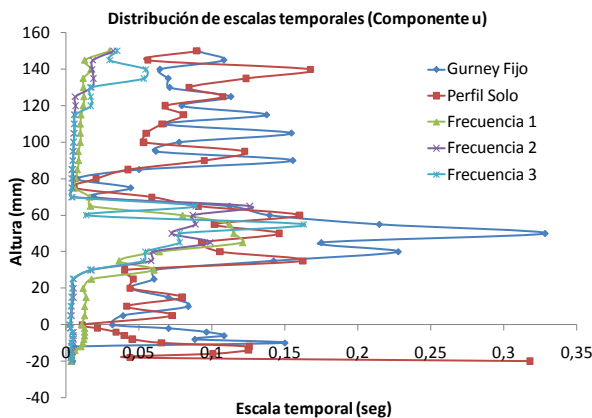


Figura 16. Componente u de la velocidad

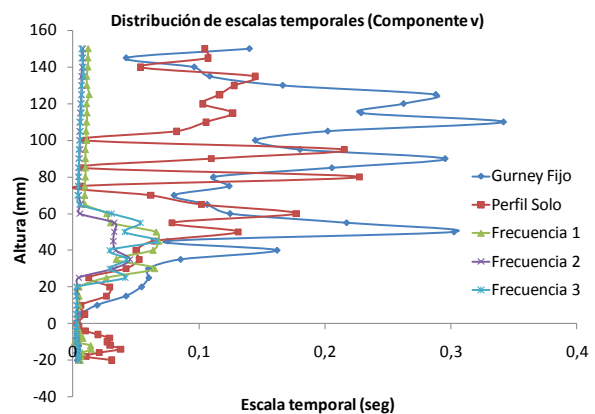


Figura 17. Componente v de la velocidad

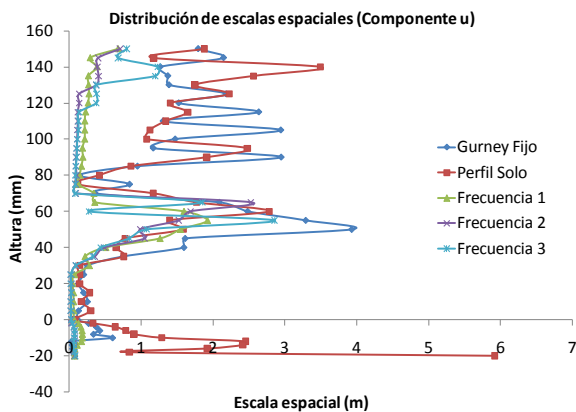


Figura 18. Componente u de la velocidad

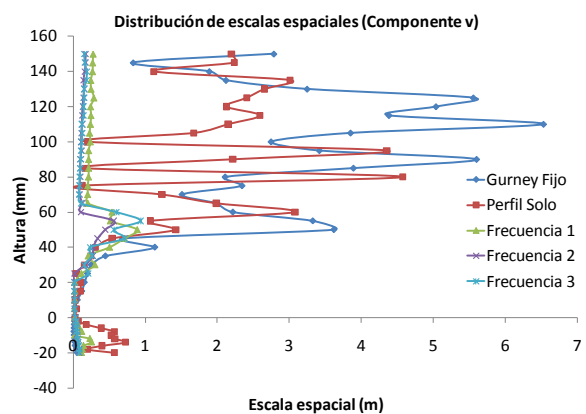


Figura 19. Componente v de la velocidad

Utilizando la teoría de flujo congelado, podemos obtener las escalas espaciales de la turbulencia. O sea, se calcula la escala espacial de cada punto utilizando la escala integral temporal y la velocidad media longitudinal de cada punto (Figura 6). De esta manera obtenemos la distribución de escalas espaciales como se ve en las Figuras 18 y 19. Nuevamente se ve el efecto antes mencionado con respecto a la diferencia entre los Gurney móviles y el Gurney fijo y el caso del perfil solo. Los valores de escalas que se obtienen son de una gran magnitud, dando a pensar que el flujo en esas condiciones está totalmente desprendido, o son de gran escala desprendiéndose desde el borde de ataque re adhiriéndose sobre el extradós del perfil. Si analizamos las intensidades de turbulencia en esa zona se ve que los valores son bajos comparados con los que se obtienen de la mitad del perfil hacia el borde de fuga, mostrando claramente el desprendimiento parcial del flujo en esa sección. Esto se ve claramente, también, en las tensiones de corte graficadas en las Figuras 20 y 21, donde se muestra la

distribución de tensiones de corte sobre el plano medido, para los casos de 10 y 15 m/seg. Se observa claramente donde se produce el desprendimiento de flujo sobre el extradós del perfil, consistente con los resultados de intensidades de turbulencia y velocidades medias obtenidas. Para tener una herramienta más a comparar en estas condiciones, se calcularon los espectros densidad de potencia para el caso del Gurney fijo y el de la que se corresponde con el Gurney móvil a la frecuencia 3. Se obtienen las PSD de ambas componentes para un punto sobre el extradós. Se observa en el caso del Gurney móvil picos de frecuencia en ambas componentes que no se ven en el caso del Gurney fijo. Como se sabe, el Gurney fijo en el intradós cerca del borde de fuga genera desprendimientos periódicos que claramente se observan en las PSD calculadas en esos puntos. Lo que se quiere obtener es la relación de estos desprendimientos con el flujo en el extradós. Estos picos que se observan en la Figura 23 se deben en primera medida al Gurney moviéndose a 44 Hz. Esta frecuencia coincide con el gráfico. El segundo pico podría deberse a algún armónico de la señal y no a un fenómeno físico existente.

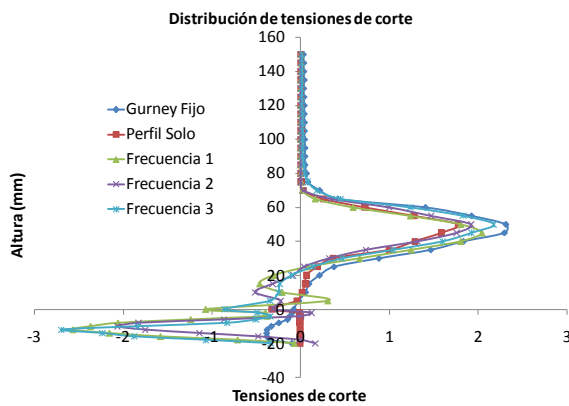


Figura 20. Componente u de la velocidad

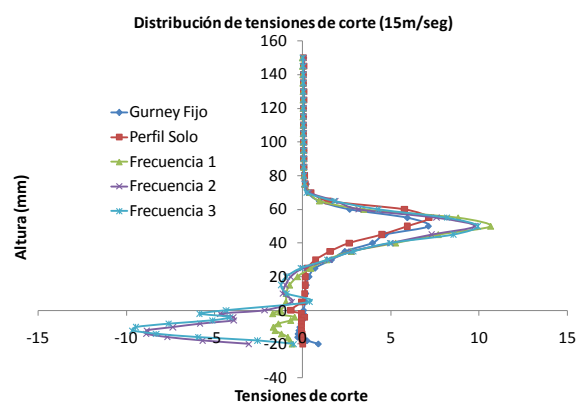


Figura 21. Componente v de la velocidad

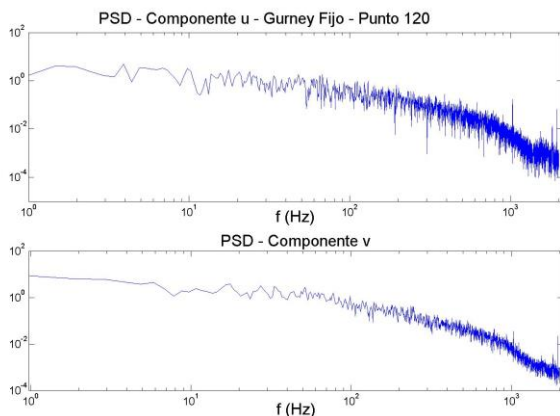


Figura 22. PDS Gurney Fijo

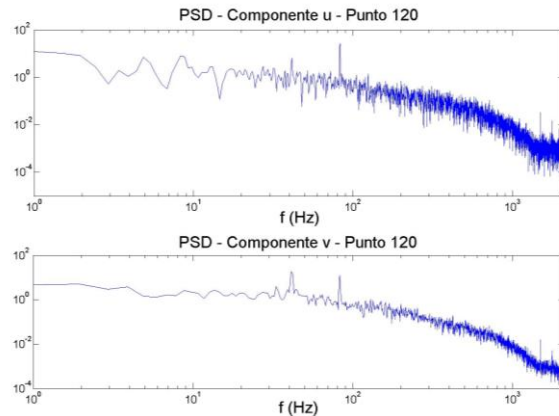


Figura 23. PSD Gurney Móvil (Frecuencia 3)

CONCLUSIONES

Del análisis de la información adquirida y procesada podemos, de manera preliminar, realizar la cuantificación del flujo en un plano vertical aguas abajo del perfil, que se encuentra en pérdida parcial. En primera instancia observamos que se producen cambios tanto en las velocidades medias longitudinales como verticales. Se observa con claridad la distribución de intensidades de turbulencia, que muestra en qué punto sobre el plano vertical se detectan los desprendimientos de flujo. Del análisis de las escalas temporales y espaciales de la turbulencia se intuye que el Gurney móvil sobre el intradós en las cercanías del borde de fuga es capaz de generar cambios en el flujo del extradós cercano a la pérdida. Esto mismo se observa en las tensiones de corte y con más detalle en los

espectros densidad de potencia. Para cuantificar con más detalle utilizando esta técnica deberemos realizar más ensayos en diferentes planos verticales del perfil pero no solamente en la estela sino directamente sobre el extradós del mismo.

REFERENCIAS

1. Pelletier, A. and Mueller, T.J. Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio Wings, AIAA 99- 3182, 1999.
2. Pelletier, A. and Mueller, T.J. Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered Wings, Journal of Aircraft, Vol.37, No.5, pp.825-832, 2000.
3. J. S. Delnero; J. Marañón Di Leo; J. Colman; M. García Sainz; F. Muñoz; N. Hérouard; M.E. Camocardi; Aspects of the influence of an oscillating mini-flap upon the near wake of an airfoil NACA 4412.
4. Chandrsuda C. and Bradshaw P.:Turbulence structure of a reattaching mixing layer. Journal of Fluid Mechanics Vol. 110, pp. 171-194; 1981.
5. Gad-el-Hak, M. (2000). Flow control: Passive, Active and Reactive Flow Management. Cambridge Univ. Press. ISBN 0 521 77006 8.
6. Ho C.M. & Huerre P.; Perturbed free shear layers. Annual Review of Fluid Mechanics 16, pp. 365-424; 1984.
7. L.L. van Dommelen, R. Yapalparvi; Laminar boundary-layer separation control by Görtler-scale blowing Original Research Article - European Journal of Mechanics - B/Fluids, Volume 46, July–August 2014, Pages 1-16
8. R. Ricci, S. Montelpare; A quantitative IR thermographic method to study the laminar separation bubble phenomenon - Original Research Article International Journal of Thermal Sciences, Volume 44, Issue 8, August 2005, Pages 709-719
9. Zaman K.B. & Hussain A.K.; Turbulence suppression in free shear flows by controlled excitation. Journal of Fluid Mechanics 103, pp. 133-159; 1981.
10. Eppler, R., and D.M. Somers; A Computer Program for the Design and Analysis of Low Speed Airfoils; Technical Memorandum 80210, NASA, Aug. 1980.
11. McGhee, R. J., and W. D. Beasley; Low - Speed Aerodynamics Characteristics of a 17 - Percent - Thick Section Designed for General Aviation Applications, TN D-7428 NASA, Dec. 1973.
12. Eppler, Richard; Airfoil Design and Data. Springer - Verlag , Berlin, 1990.
13. C.A. Carroll, A.P. Broeren, P. Giguere, A. Gopalarathnam, C.A. Lyon and M.S. Selig; “Low Reynolds Number Airfoil Design and Wind Tunnel Testing”; UIUC, 1990 – 2000
14. R. Ricci, S. Montelpare, E. Renzi; Study of mechanical disturbances effects on the laminar separation bubble by means of infrared thermography- Original Research Article “International Journal of Thermal Sciences, Volume 50, Issue 11, November 2011, Pages 2091-2103
15. T. Hetsch, U. Rist An analysis of the structure of laminar separation bubbles in swept infinite geometries - Original Research Article- European Journal of Mechanics - B/Fluids, Volume 28, Issue 4, July–August 2009, Pages 486-493
16. Delnero, J. S.; Marañón Di Leo, J.; Colman, J.1; Camocardi, M. ;García Sainz, M. & Muñoz, F. About the effects of an oscillating miniflap upon the wake on an airfoil, all immersed in turbulent flow
17. Delnero, Sebastián; Comportamiento Aerodinámico de Perfiles de Bajo Reynolds, Inmersos en Flujo Turbulento. Tesis Doctoral. Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional La Plata, 2007.