

ESTUDIO EXPERIMENTAL DE UN PERFIL EPPLER 205 DOTADO DE UN PLAIN FLAP Y GENERADORES DE VORTICES A GRANDES ÁNGULOS DE ATAQUE

D. G. François^a, J.S. Delnero^a, J. Marañón Di Leo^{a,b} y M.E. Carnocardi^a

^aÁrea Departamental Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, 116 e/ 47 y 48, La Plata, Argentina

^bConsejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, Buenos Aires, Argentina

Email: delnero@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

El objetivo del presente trabajo es estudiar el efecto de generadores de vórtices en la sustentación de un perfil aerodinámico Eppler 205 sometido a grandes ángulos de ataque al deflejar un plain flap.

Dichos generadores se ubicaron sobre el extradós del perfil en tres posiciones en las proximidades del flap y tres posiciones a partir del borde de ataque del ala, con 10° y 20° de incidencia con respecto a la corriente libre, para cada posición.

Se observó que para los generadores en las cercanías del borde de ataque del ala a 14° de ángulo de ataque el C_L aumenta para deflexiones del flap mayores a 25° sin importar la posición y la incidencia de los mismos. Para ángulos de ataque menores no se aprecian grandes diferencias. Para los generadores dispuestos en las cercanías del borde de ataque del flap a 14° de ángulo de ataque el C_L aumenta hasta un 10% a partir de deflexión del flap de 25° y para ángulos de ataque de entre 6° y 10° el C_L aumenta con deflexiones de flap de entre 5° y 25°, ambos efectos se observaron para todas las posiciones e incidencias de los generadores.

Palabras clave: Generadores de vórtices, Control de Flujo, Plain Flap, Bajo Reynolds

INTRODUCCIÓN

Los denominados flaps son dispositivos hipersustentadores que se emplean para reducir la velocidad de pérdida durante las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje.

Dependiendo del tipo de aeronave, el flap puede ser parcialmente extendido durante la maniobra de despegue. Cuando los flaps son parcialmente extendidos durante el despegue, la velocidad de entrada en pérdida de la aeronave disminuye pues se incrementa la sustentación de la misma a costa de un ligero incremento en la resistencia.

Durante la maniobra de aterrizaje los flaps son, en general, totalmente extendidos para darle a la aeronave una aún menor velocidad de pérdida, y de esta manera poder realizar la maniobra de aproximación y aterrizaje disminuyendo la longitud de pista necesaria para la misma. El aumento de la resistencia debido a la deflexión del flap permite una aproximación a un ángulo mayor lo que beneficia al aterrizaje y frenado de la aeronave.

Los dispositivos pueden ser de borde de ataque o de borde de fuga, ambos producen un incremento del coeficiente de sustentación (C_L) generado por el ala con lo que es posible operar a menores velocidades como lo demandan las maniobras antes mencionadas. El aumento de sustentación generado por estos dispositivos se basa, principalmente, en tres principios: aumento de curvatura, incremento de superficie y control de la capa límite [1].

Cuando los dispositivos se emplean en el borde de fuga los efectos que se producen sobre las características del perfil son un incremento en el C_L , un corrimiento de la curva C_L vs α hacia valores menores del ángulo de ataque, retrasando el correspondiente a la entrada en pérdida del ala. Estos efectos se ven incrementados a medida que la deflexión de flap es mayor. Ante esta situación, la posibilidad de un cambio del ángulo de ataque efectivo sobre el ala producido repentinamente por una maniobra o una ráfaga, puede provocar la entrada en pérdida del ala por la deflexión del flap.

La situación expuesta previamente puede significar un gran riesgo, sobre todo en maniobras de aproximación donde las deflexiones de flaps son máximas y una entrada en pérdida a esas alturas fácilmente culmina con el colapso de la aeronave. En cambio, si la maniobra se produce a una altura importante se puede intentar el control de la aeronave, buscando la disminución del ángulo de ataque, con un aumento de la velocidad que permita recomponer la situación.

Como se describió anteriormente dependiendo de la maniobra para la cual se esté empleando el hipersustentador, será la performance que se le demande al dispositivo. Mientras en el despegue se desea un alto C_L y bajo C_D , lo que implica una alta eficiencia, durante el aterrizaje también se desea un alto C_L pero, a diferencia del despegue, un C_D más alto también, con el objeto de frenar a la aeronave. Otra consideración de gran importancia durante el aterrizaje, es el ángulo de entrada en pérdida ya que se desea que sea lo mayor posible.

Una forma de lograr optimizar estos parámetros para cada configuración de flap requerida es mediante la aplicación de algún sistema de control de flujo [2]. Un sistema de control de flujo es todo tipo de mecanismo o proceso a través del cual el flujo en el entorno del cuerpo es llevado a un comportamiento diferente del que exhibiría si se desarrollara normalmente en la ausencia de dichos mecanismos y/o procesos. Algunos sistemas de control de flujo como son los generadores de vórtices o turbuladores [3 – 10] los sistemas de soplado y succión de capa límite [11], entre otros, se vienen utilizando para energizar el flujo y evitar los desprendimientos.

Los generadores de vórtices, particularmente, son perfiles de bajo alargamiento montados normalmente a la superficie cuya capa límite se desea controlar [12], siendo su altura mayor que el espesor de la misma (4-5 veces el espesor de la capa límite). Estos dispositivos generan pequeños vórtices que transfieren cantidad de movimiento desde el flujo de la corriente libre, energizando al flujo corriente abajo del dispositivo, mezclándose y reemplazando el flujo de menor energía de la capa límite volviéndolo turbulento y por lo tanto más resistente a los desprendimientos. El efecto producido por este dispositivo depende fuertemente de su posición, configuración geométrica y del ángulo de ataque que presente respecto a la dirección del flujo incidente local.

Su performance varia, entre otros factores, por el número de Reynolds al cual se lo está utilizando. Es común ver estos dispositivos delante de comandos del avión como los alerones y los flaps, para energizar el flujo en distintas maniobras.

Con el propósito de controlar estos parámetros, en este trabajo se pretende estudiar como varían los coeficientes de sustentación y de resistencia a ciertos ángulos de ataque fijos para diferentes deflexiones de flap, y las condiciones de entrada en pérdida de un perfil con y sin deflexión de flap. Además se estudiará el efecto de la disposición de los generadores de vórtices como elementos de control de flujo sobre el extradós (parte superior) del perfil con el objeto de optimizar los parámetros ya mencionados.

En particular, el objetivo del presente trabajo es analizar el efecto de los generadores de vórtices, colocados en diferentes posiciones sobre el extradós del perfil, en la sustentación y la resistencia generada al deflectar un flap simple (sin ramurado, denominado flap plain) de 25% de cuerda en un perfil E205 a grandes ángulos de ataque.

Para cumplir con este objetivo se estudiará como varia la configuración fluidodinámica [13, 14] alrededor de un perfil E205 con flap simple desplegado con respecto a la misma configuración pero con generadores de vórtices con 10 y 20 grados de ángulo de incidencia dispuestos en el extradós del perfil a diferentes posiciones delante del flap y diferentes posiciones en las proximidades del borde de ataque.

METODOLOGÍA EXPERIMENTAL

Para cumplir con el objetivo antes planteado se construyó una sección alar dotada de un flap, el perfil de la misma es un E205 y cuenta con una cuerda (c) de 40 cm y una envergadura de 74 cm; el flap es del tipo plain (simple) y su cuerda es un 25% de la del ala. También fue necesaria la construcción de los generadores de vórtices, con una relación de aspecto de 0.25, longitud de 40 mm, altura de 10 mm, espesor de 0.5 mm y con una separación entre los mismos de 2 veces la cuerda de los generadores o sea 8 veces la altura del mismo. El sistema cuenta con servomecanismos para controlar la actitud del

ala así como también la deflexión del flap.

El ala fue montada dentro del túnel de viento, cuya sección es de 1.4 m de ancho por 1 m de alto, entre dos paneles paralelos, conformados por un perfil alar simétrico, de modo de conseguir una configuración bidimensional del flujo entorno a la misma [15, 16]. El ala va acoplada mediante dos celdas de cargas a un eje colocado al cuarto de cuerda, y estas fijas al túnel.

Los generadores fueron colocados sobre el extradós del perfil en tres posiciones en las proximidades del flap (3%, 9% y 12% de la cuerda medida desde el borde de ataque del flap hacia adelante) y en dos posiciones en las proximidades del borde de ataque del ala (10% y 20% de c) y con 2 configuraciones, 10° y 20° de incidencia con respecto a la corriente libre, para cada posición.

Los primeros ensayos consistieron en la visualización del flujo entorno al perfil mediante la utilización de catavientos sobre el extradós y el intradós, así como también sobre la superficie móvil. Con esta técnica se pretendió determinar los puntos de desprendimiento y entrada en pérdida del perfil. Estos datos son de importancia para determinar en qué posición colocar los dispositivos de control.

Los ensayos realizados consistieron en la medición de cargas con el objeto de obtener los coeficientes aerodinámicos y poder determinar las condiciones de pérdida del perfil cuando es bañado por un flujo incidente predeterminado. Para estos ensayos se considero una configuración del túnel de viento fija, que corresponde a un nivel de intensidad de la turbulencia de 1,8% [17] y una velocidad de referencia de 8 m/seg., a la cual le corresponde un número de Reynolds de 240.000. Se adquirieron valores de temperatura, velocidad, sustentación y resistencia, y los valores de carga fueron corregidos por temperatura.

Primeramente las mediciones se realizaron con el flap sin desplegar. Luego, con el perfil fijo a un ángulo de ataque, variando la deflexión del flap desde 0° a 40° en intervalos de 5°. Este procedimiento se repitió a 6°, 8°, 12° y 14° (se considera que para la operación mencionada estos corresponden a altos ángulos de ataque para un ala) para el perfil sin generadores de vórtices y con generadores, en las 2 configuraciones y las 3 posiciones delante del borde de ataque del flap, y a 8°, 12° y 14° para el perfil con generadores en las 2 configuraciones y las 2 posiciones próximas al borde de ataque del mismo.

RESULTADOS

De la Figura 1 en el gráfico C_L vs. α con flap sin deflectar se puede observar que el ángulo de entrada en pérdida de esta sección alar es aproximadamente 14°

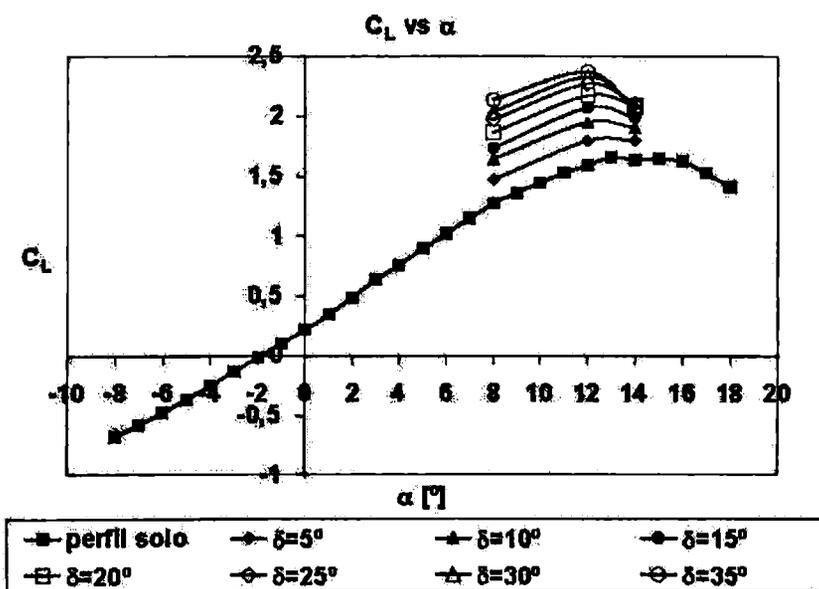


Figura 1.

A. Análisis de las curvas C_L vs. δ para el perfil con flap desplegado y generadores de vórtices dispuestos en la proximidad del flap.

De las curvas C_L vs δ se puede observar que para ángulos de ataque de 6° (Figura 2) y 8° (Figura 3) con deflexiones de flap entre 5° y 30° el C_L aumenta en el caso de disponer de generadores de vórtices sobre el extradós del perfil en las proximidades del flap. El mismo comportamiento se observa para las 3 posiciones y las 2 configuraciones de los generadores de vórtices ya mencionadas. Sin embargo, mientras que para cada ángulo de ataque del perfil con deflexión de flap no se observan variaciones en el incremento de sustentación para las 3 posiciones, si se lo nota para las 2 configuraciones del generador siendo mayor para el caso de los generadores de vórtices con ángulo de incidencia respecto de la corriente libre de 20° . Solo se muestra, a modo ilustrativo, en las figuras las gráficas para el caso de 20° .

También se observó que a medida que aumenta el ángulo de ataque del perfil y la incidencia del generador, mayor es el rango de deflexiones de flap para el cual trabaja este dispositivo y mayor es el incremento de coeficiente sustentación que este genera. Esto se puede observar en la Tabla 1:

Tabla 1. Variaciones del $C_{Lmáx}$ para distintas configuraciones del flap en el borde de fuga.

Configuración	Rango de deflexión	$\Delta C_{Lmáx}$ en %	$\delta(C_{Lmáx})$
$\alpha = 6^\circ$; GV 10°	$0^\circ - 35^\circ$	0 %	
$\alpha = 6^\circ$; GV 20°	$10^\circ - 25^\circ$	5.6%	15°
$\alpha = 8^\circ$; GV 10°	$5^\circ - 25^\circ$	5.8%	10°
$\alpha = 8^\circ$; GV 20°	$5^\circ - 30^\circ$	7%	15°

Para 12° de ángulo de ataque (Figura 4) no se observan cambios en la curva C_L vs. δ . Para 14° de ángulo de ataque (Figura 5) en la curva C_L vs. δ se puede notar que la sección alar empieza a entrar en pérdida para deflexiones altas de flap.

La Tabla 2 muestra para que ángulo de deflexión de flap se obtuvo el $C_{Lmáx}$ para cada posición y configuración del generador de vórtice en las cercanías del flap y también para el caso sin dispositivo.

Tabla 2. Valores del $C_{Lmáx}$ para las configuraciones en función de la deflexión del flap de borde de fuga

Configuración	Deflexión de flap	$C_{Lmáx}$
Sin GV	25°	2.1
GV 10° posición 1 (g10p1)	30°	2.137
GV 10° posición 2 (g10p2)	25°	2.175
GV 10° posición 3 (g10p3)	25°	2.18
GV 20° posición 1 (g20p1)	30°	2.19
GV 20° posición 2 (g20p2)	30°	2.167
GV 20° posición 3 (g20p3)	35°	2.157

De la Tabla 2 se puede deducir que, aunque el $C_{Lmáx}$ alcanzado no varía significativamente, la deflexión del flap para el cual se obtuvo el $C_{Lmáx}$ y por lo tanto para el cual se inicia la entrada en pérdida, se incrementa entre 5° y 10° para el caso de generadores de vórtices con 20° de incidencia y entre 0° y 5° para el caso de generadores de vórtices con 10° de incidencia.

En la Figura 5 la curva delata un incremento del coeficiente de sustentación, pero en este caso para las deflexiones de flap mayores a la de $C_{Lmáx}$. En cierta manera se puede decir que el dispositivo de control permite una entrada en pérdida más gradual o más lenta en la cual los mayores incrementos de C_L se corresponden con la mayor deflexión ensayada, 40° , y para generadores con 10° de incidencia se obtuvo un incremento máximo de 10.4% y para los de 20° de incidencia, el incremento fue de un 6.2%, ambos casos se corresponden con generadores localizados en la posición 2.

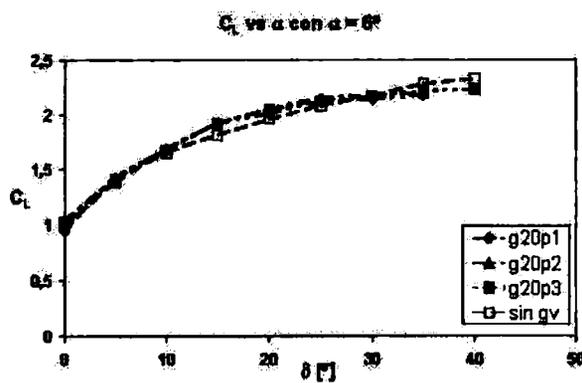


Figura 2

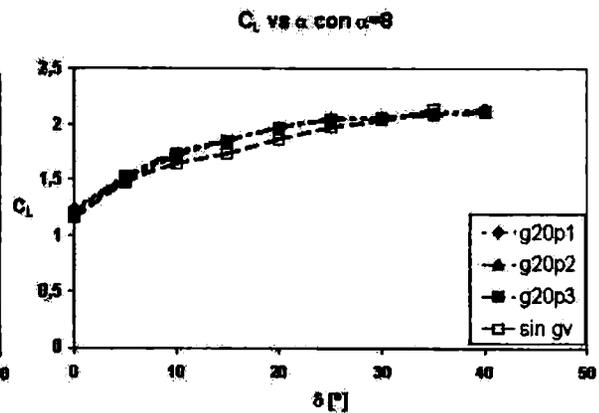


Figura 3

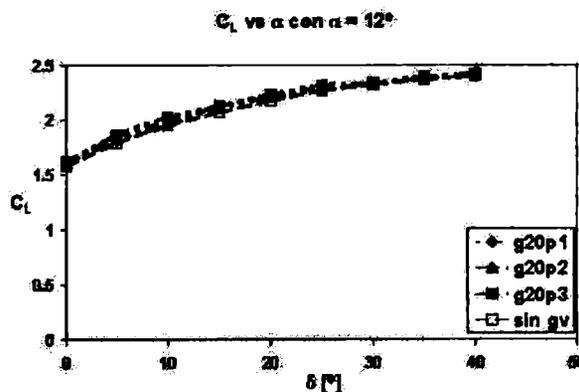


Figura 4

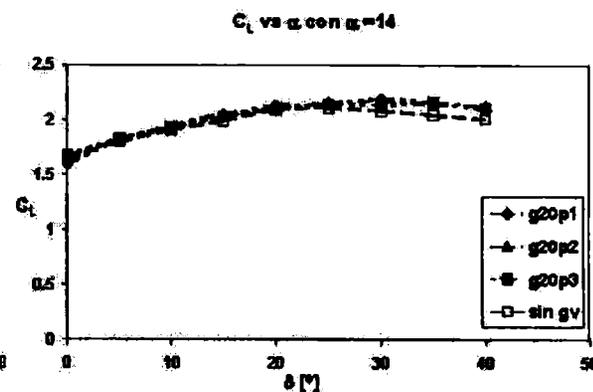


Figura 5

B. Análisis de las curvas C_D vs. δ para el perfil con flap desplegado y generadores de vórtices dispuestos en la proximidad del flap.

Para ángulos de ataque de 6° (Figura 6) no se observan grandes diferencias en el incremento del C_D para las diferentes posiciones de los generadores. A medida que la deflexión aumenta se produce un decremento volviéndose negativo (C_D menores) para las mayores deflexiones de flap. Valores de estas magnitudes se pueden observar en la Tabla 3.

Tabla 3. Variaciones máximas y mínimas del C_D para 6° de ángulo de ataque

Configuración	$\Delta C_{D_{max}}$ en %	$\Delta C_{D_{min}}$ en %
$\alpha = 6^\circ$; GV 10°	21	-10
$\alpha = 6^\circ$; GV 20°	15	-10.85

Para los ángulos de ataque de 8° , 12° , y 14° (Figuras 7, 8 y 9) las curvas C_D vs δ muestran un incremento del C_D para las deflexiones de flap menores, pero ya no muestran una disminución de este para las deflexiones mayores. Para todos los casos se ve que el mayor incremento de C_D se obtiene para deflexiones de flap nulas y este va disminuyendo gradualmente hasta que para las máximas deflexiones los C_D , para los casos sin generadores y con generadores, llegan a igualarse.

Las curvas C_D vs δ para $\alpha = 14^\circ$ (Figura 9) muestran un gran incremento del C_D para las mayores deflexiones de flap tanto para el caso de perfil con generador como para el caso sin generador con lo que se pone en evidencia la pérdida de la planta alar.

En la Tabla 4 se observan los porcentajes de $\Delta C_{D_{max}}$ correspondientes a deflexión de flap nula.

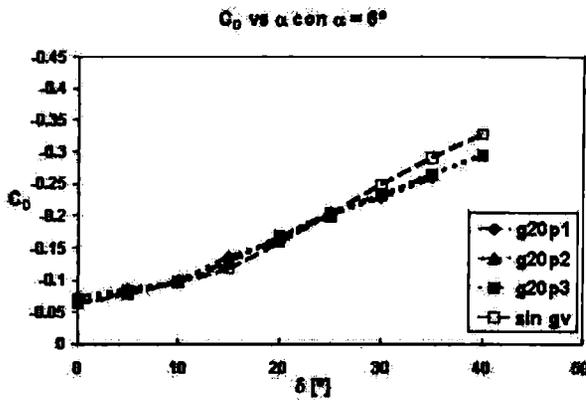


Figura 6

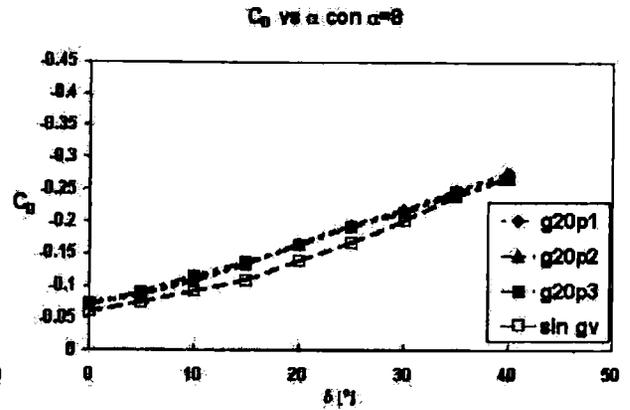


Figura 7

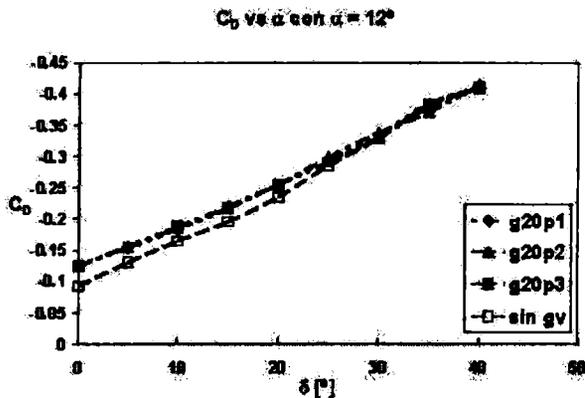


Figura 8

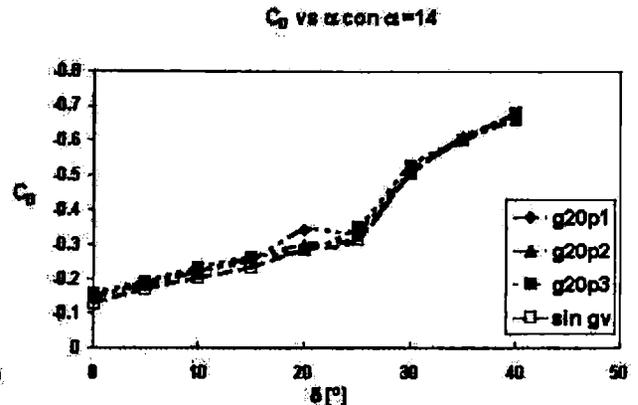


Figura 9

Tabla 4. Variaciones del $C_{D_{máx}}$ para las distintas configuraciones de los generadores de vórtice.

Configuración	$\Delta C_{D_{máx}}$ en %
$\alpha = 8$; GV 10°	27.7
$\alpha = 8$; GV 20°	20.7
$\alpha = 12$; GV 10°	40.2
$\alpha = 12$; GV 20°	37.6
$\alpha = 14$; GV 10°	22.5
$\alpha = 14$; GV 20°	23

C. Análisis de las curvas C_L vs. δ para el perfil con flap desplegado y generadores de vórtices dispuestos en el borde ataque

Para el caso de generadores de vórtices dispuestos en el borde de ataque de la sección alar, de las curvas C_L vs δ se puede deducir que para todos los casos la presencia de los generadores de vórtices produce un incremento en la sustentación. Particularmente, para $\alpha = 8^\circ$ y con 20° de ángulo de incidencia de los generadores de vórtices (Figura 10) el incremento de C_L empieza a hacerse notable presentando un pequeño incremento del C_L hasta 25° de deflexión del flap, luego los C_L de las configuraciones con generadores se igualan al del caso sin generadores. Para $\alpha = 12^\circ$ y 20° de incidencia del generador (Figura 11) el comportamiento de la curva es similar al caso de 8° , es decir, para bajas deflexiones de flap el C_L aumenta tendiendo a igualarse para las mayores deflexiones pero en este caso los incrementos son mayores. Para el caso de $\alpha = 14^\circ$ (Figura 12) son validas las mismas observaciones que para $\alpha = 12^\circ$ con la única diferencia que en este caso el C_L para el perfil con generadores es mayor respecto al caso sin generadores para todas las deflexiones de flap ensayadas. En estas curvas también se puede ver la entrada en pérdida del perfil de la misma manera que se hizo

para el caso de sección alar con generadores en las proximidades del flap. Pero, en este caso no se visualiza ningún efecto sobre el ángulo de entrada en pérdida.

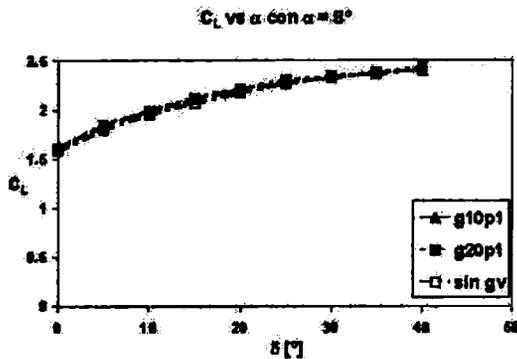


Figura 10

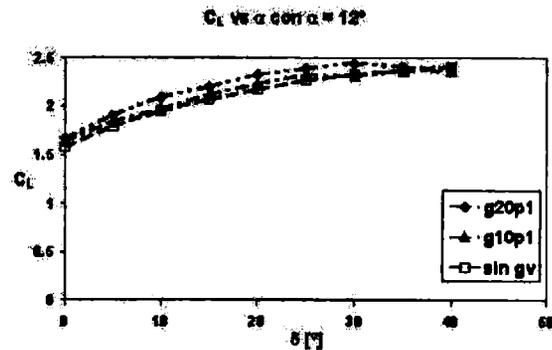


Figura 11

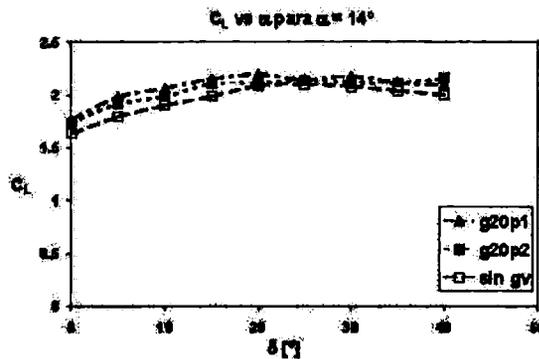


Figura 12

Al igual que en el caso de los generadores en las proximidades del flap, el mismo comportamiento se observa para las 2 posiciones y las 2 configuraciones de los generadores de vórtices. Y, para cada configuración de ángulo de ataque del perfil-deflexión de flap, no se observan cambios en el incremento de la sustentación para las 2 posiciones pero si se lo nota para las 2 configuraciones del generador, siendo mayor para el caso de los generadores de vórtices con ángulo de incidencia respecto de la corriente de 20°

De las curvas también se observa que a medida que aumenta el ángulo de ataque del perfil y el ángulo de incidencia de los generadores, mayor es el rango de deflexiones para el cual el C_L del perfil con generadores aumenta respecto al caso sin generadores y, a su vez, este incremento es mayor. Lo anteriormente dicho puede visualizarse con más claridad en la Tabla 5. Este mismo efecto se observaba para el caso de generadores de vórtices dispuestos en las proximidades del flap.

Tabla 5. Variaciones del $C_{L\text{máx}}$ para las configuraciones del flap en el borde de fuga y posición de los generadores de vórtice.

Configuración	Rango de deflexión	$\Delta C_{L\text{máx}}$ en %	$\delta(\Delta C_{L\text{máx}})$
$\alpha = 8$; GV 10°	0° - 20°	2.27	0°
$\alpha = 8$; GV 20°	0° - 25°	4.06	5°
$\alpha = 12$; GV 10°	0° - 30°	6.31	0°
$\alpha = 12$; GV 20°	0° - 35°	8.8	10°
$\alpha = 14$; GV 10°	0° - 40°	8.58	0°
$\alpha = 14$; GV 20°	0° - 40°	10.5	5°

D. Análisis de las curvas C_D vs. δ para el perfil con flap desplegado y generadores de vórtices dispuestos en el borde ataque:

Para $\alpha = 8^\circ$ (Figura 13) se tiene un comportamiento similar al del caso con generadores en las proximidades del flap, es decir, presenta un incremento máximo de C_D para deflexión de flap nula, y

este incremento va disminuyendo a medida que aumenta la deflexión del flap hasta que el C_D para el perfil con generador y sin generador se igualan a altas deflexiones de flap. El mismo efecto se repite para ambas configuraciones del generador.

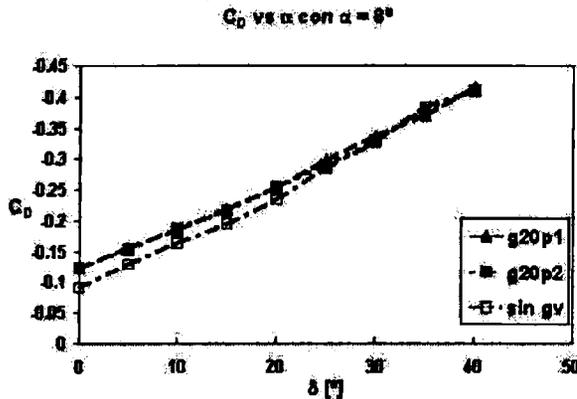


Figura 13

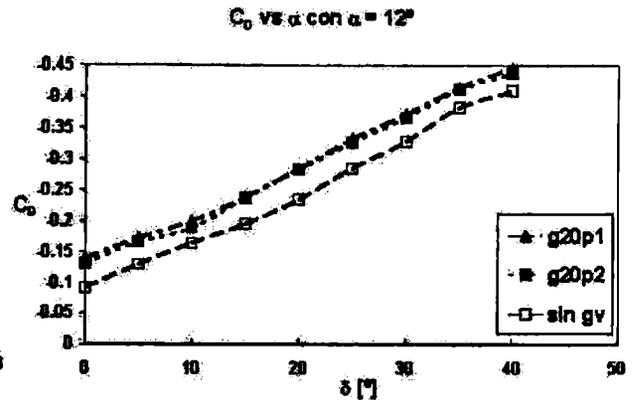


Figura 14

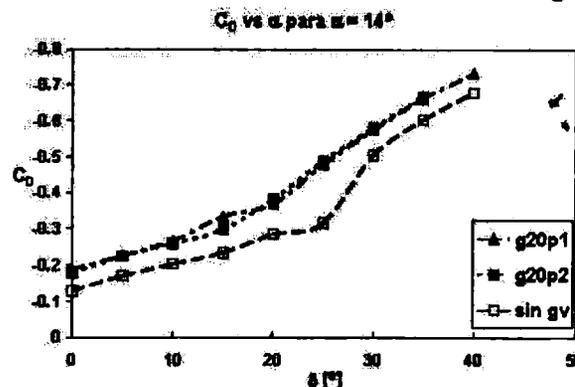


Figura 15

Para $\alpha = 12^\circ$ (Figura 14) y $\alpha = 14^\circ$ (Figura 15), el C_D para el caso con generadores de vórtices es mayor que para el caso sin generadores en todos los rangos de la deflexiones de flaps ensayadas.

Nuevamente para el caso de $\alpha = 14^\circ$ puede visualizarse el brusco incremento de la resistencia por la entrada en pérdida como en el caso de los generadores en las proximidades del flap. Como observación particular se puede ver que la deflexión de flap para la cual empieza la pérdida en vez de producirse a los 25° de deflexión de flap se produce a los 20, es decir, se adelanta en 5°

CONCLUSIONES

Dependiendo del ángulo de deflexión y de la posición de los generadores de vórtices estos por lo general aumentan al coeficiente de sustentación y el de resistencia. De acuerdo al objetivo que se desea lograr, o sea, una aproximación, una entrada en pérdida controlada, una maniobra con ráfagas que cambian el ángulo de ataque de la aeronave, etc. se puede determinar cuál sería la configuración más eficiente de generador de vórtices y flaps para lograr dicho objetivo.

El comportamiento del dispositivo es totalmente diferente si este es colocado en el borde de ataque del ala o en las proximidades del flaps. Las configuraciones fluidodinámicas que generan son totalmente diferentes. Esto significa que, de acuerdo al problema que busquemos resolver, se tendrán las disposiciones óptimas de turbuladores y flaps. En otras palabras, no resulta posible encontrar una única disposición de dichos elementos que satisfaga, al unísono, todos los requisitos enumerados más arriba. La idea final es que se podrían utilizar estos generadores de vórtice en forma activa, es decir con la posibilidad de extenderlos en las condiciones para las cuales resulten óptimos en los resultados, y retraerlos para aquellos casos en los cuales no resultan eficaces. Cabe acotar que esta última aplicación debe ser comprobada mediante un estudio experimental dinámico de los mismos [18, 19],

debido a que los fenómenos transitorios involucrados pueden contemplar en el resultado configuraciones fluidodinámicas diferentes y tal vez no previstas en su utilización.

REFERENCIAS

1. Burg van der J.W., J.E.J. Maseland, y F.J. Brandsma "Low speed maximum lift and flow control" *Aerospace Science and Technology* 2004, 8, pp 389-400.
2. Gad-el-Hak, M. *Flow control: Passive, Active, and Reactive Flow Management*. Cambridge University Press, 2000.
3. Heyes, A. L. y Smith, D.A.R. "Modification of a wing tip vortex by vortex generators, *Aerospace Science and Technology* , 2005, 9, pp 469-475.
4. Godard G., y M. Stanislas, "Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators," *Aerospace Sci. Technol.*, 2006, 10 (3), pp 181-191.
5. Godard G., J.M. Foucaut y M. Stanislas, "Control of a decelerating boundary layer. Part 2: Optimization of slotted jets vortex generators," *Aerospace Sci. Technol.* 2006, 10 (5), pp 394-400.
6. Godard G., y M. Stanislas, "Control of a decelerating boundary layer. Part 3: Optimization of round jets vortex generators, *Aerospace Sci. Technol.* , 2006, 10 (6), pp 455-464.
7. Joardar A., y A.M. Jacobi "Impact of leading edge delta-wing vortex generators on the thermal performance of a flat tube, louvered-fin compact heat exchanger" *Elsevier International Journal of Heat and Mass Transfer* , 2005, 48, pp 1480-1493.
8. Lin J.C., "Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators," *AIAA Paper* 99-3404, 1999.
9. Velte C.M., M.O.L. Hansen y D. Cavar, "Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements" *IOP PUBLISHING - Environ. Res. Lett.* 3 015006 (11pp), 2008.
10. Velte C.M., M.O.L. Hansen, y K.E. Meyer, "Experimental Investigation of the Effect of Vortex Generators" *EWEC'07 - BL3.196*, Milano, 2007.
11. Gursul I., E. Vardaki, P. Margaris, y Z. Wang "Control of Wing Vórtices" *First Active Flow Control Conference - September 27 - 29, - Berlín - Alemania*, 2006.
12. Betterton J. G., K.C. Hackett, P.R. Ashill, M.J. Wilson, L.J. Woodcock, C.P. Tilman, y K.J. Langan, "Laser Doppler anemometry investigation on sub-boundary layer vortex generators for flow control," *10th Symposium on Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, Lisbon, 10-12 July, 2000.
13. Mueller T. J. "The Influence of Laminar Separation and Transition on Low Reynolds Number Airfoils Hysteresis" *Journal of Aircraft*, 1985, 22, 9, pp 763-770.
14. Mueller T. J. y Cole G.M. "Experimental measurements of the laminar separation bubble on an Eppler 387 airfoil at low Reynolds numbers" *University of Notre Dame Notre Dame, Indiana - NASA Langley Research Center Hampton, Virginia - Report UNDAS-1419-FR*, 1990.
15. Barlow, J. B., W. H. Rae y A. Pope, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, 3rd edition, 1999, pp 353-361.
16. Boldea, U., J. Colman y V. Nadal Mora, "The Boundary Layer Wind Tunnel at the Faculty of Engineering, University of La Plata (Argentina)," *Latin American Applied Research*, 1995, 25, pp 75-85.
17. Delnero, J.S.; Marañón Di Leo, J.; Bacchi, F.A.; Colman, J. y U. Boldea. "Experimental determination of the influence of turbulence scale on the lift and drag coefficients of low Reynolds number airfoils". *Latin American Applied Research*, 2005, 35, pp 183-188.
18. Lin J.C., F.G. Howard, y D.M. Bushnell, "Investigation of several passive and active methods for turbulent flow separation control," *AIAA paper* 90-1598-AIAA, 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1990.
19. Green, R.B. y Galbraith, R.A. "Comment on dynamic airfoil flow separation and reattachment". *Journal of Aircraft*, 1996, 33, pp 1211-1216