

ESTUDIO EXPERIMENTAL DE PERFIL NACA 4412 CON FLAP GURNEY MOVIL

Camocardi, M^a; Delnero, JS^a; Marañón Di Leo, J^{a,b} y Colman, J^a

^aLaboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (LACLyFA), Facultad de Ingeniería, UNLP. Calle 116 e/47 y 48 – (1900) La Plata – Argentina.

²Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Avda. Rivadavia 1917, CP C1033AAJ, Ciudad de Buenos Aires, Argentina.
mauricio.camocardi@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

Un perfil NACA 4412 ha sido ensayado, en túnel de viento de capa límite, para poder estudiar el efecto sobre los coeficientes de sustentación y resistencia cuando se aplica control de flujo tanto activo como pasivo mediante un flap Gurney cercano al borde de fuga.

Se determinaron las curvas polares características (C_l vs. α , C_d vs. α , E_f vs. α) en ambas condiciones de control a fin de poder detectar modificaciones en el comportamiento del perfil.

Las dimensiones del modelo ensayado fueron de 80cm de envergadura y 50cm de cuerda (c), con un perfil NACA 4412 como base sin torsión geométrica. El flap Gurney consiste en una superficie móvil con una altura máxima de 5mm (1% c) correspondiente al máximo desplazamiento y un espesor de 1mm dispuesto a lo largo de toda la envergadura, perpendicular a la línea de cuerda y colocado al 8% c desde borde de fuga. El número de Reynolds fue de 230.000 basado en la cuerda del ala y la velocidad media del flujo incidente. El modelo fue colocado entre dos paneles para asegurar la bi-dimensionalidad del flujo y fijado en ambos extremo del túnel de viento mediante dos balanzas aerodinámicas.

Palabras Clave: Flap Gurney, Control Activo de Flujo, Capa Límite, Perfil Alar.

INTRODUCCIÓN

La carga útil y el alcance de las aeronaves de transporte subsónicas están definidas, y a menudo limitadas, por la performance de sus dispositivos de hipersustentación. Dichos dispositivos son bastante complejos, y están compuestos en general por un slat de borde de ataque y un flap de borde de fuga. El alto costo de mantenimiento y la penalidad del peso asociadas a estas configuraciones han proporcionado un impulso en el diseño de sistemas de hipersustentación mecánicamente simples sin disminución de la performance. Sin embargo, para mantener altos coeficientes de sustentación en el despegue, aproximación y aterrizaje, se necesitan nuevos avances para proporcionar incrementos en la sustentación y control de separación de capa límite. Una tecnología viable es el flap Gurney, que consiste en una pequeña placa, con una altura del orden de 1-2% c , localizada en el borde de fuga, perpendicular a la línea de cuerda y en el lado de mayor presión. El flap Gurney tiene un gran campo de aplicaciones tales como incrementar el máximo coeficiente de sustentación en perfiles de generadores eólicos, reducir la resistencia, ruido y control de vibraciones sobre perfiles subsónicos y transónicos, mejorar la performance aerodinámica de rotores de helicópteros, y gran potencial en el control de vehículos no tripulados, entre otros.

A partir de los trabajos realizados por Liebeck [1] en 1978, un número de investigadores experimentalistas y computacionales han estado explorando la viabilidad y la eficiencia del flap Gurney para incrementar el coeficiente de sustentación de perfiles [2]. En el experimento de Liebeck, un flap Gurney con una altura de 1.25% c fue instalado en el borde de fuga de un perfil Newman, perpendicular a la línea de cuerda. A pesar de que el flap Gurney incrementaba el coeficiente de sustentación y el coeficiente de sustentación máximo, el ángulo de ataque de sustentación nula y la

resistencia del perfil se redujeron. Neuhart y Pendergraf [2] realizaron un estudio de visualización de flujo en un túnel de agua, donde encontraron que un flap Gurney había desplazado el punto de separación corriente abajo. También se observó que la efectividad del retraso de la separación de flujo fue mejorada con un incremento en la altura del flap. Storms y Jang [3] investigaron un problema similar en un túnel de viento a través de medición de presiones, donde se observó que un flap Gurney con una altura de 0.5% de cuerda pudo incrementar el coeficiente de sustentación de un perfil NACA 0012, incrementando también su resistencia. También obtuvieron una mayor relación sustentación-resistencia utilizando el mismo flap. En los experimentos de Giguère, Dumas y Lemay [4], se observó que existe una altura óptima del flap Gurney para la relación sustentación-resistencia (eficiencia aerodinámica), la cual se puede alcanzar sin incrementos substanciales de la resistencia siempre y cuando la altura del flap se mantenga dentro de la capa límite [5].

El control de flujo ha sido objeto de intensivas investigaciones desde la introducción de la teoría de la capa límite por Prandtl en 1904. Incentivado por los avances tecnológicos recientes en las áreas de sistemas micro electromecánica, materiales y control, el concepto de usar control de flujo para controlar vehículos aéreos sin el uso de superficies convencionales de control se vuelve más accesible [11].

En nuestros ensayos, el flap Gurney fue testeado, en túnel de viento de capa límite, a bajos números de Reynolds como dispositivo pasivo y activo de control de flujo para poder determinar las curvas polares características (C_l vs. α , C_d vs. α , E_f vs. α) en ambas condiciones y observar modificaciones en el comportamiento del perfil.

METODOLOGÍA

Un perfil NACA 4412 ha sido ensayado para poder estudiar el efecto sobre los coeficientes de sustentación y resistencia cuando se aplica control de flujo tanto activo como pasivo mediante un flap Gurney cercano al borde de fuga.

Para ello, la determinación de cargas aerodinámicas se realizó mediante un sistema de balanzas de flexión de dos componentes donde el ala fue montada en condición empotrado - empotrado para diferentes ángulos de ataque modificados por medio de un sistema mecánico ad hoc. Dichas celdas se conectaron a un amplificador donde se acondicionan las señales y luego a una computadora donde se registraron los datos. Para asegurar la bi-dimensión del flujo se colocaron dos paneles, uno a cada lado del ala. Con los datos adquiridos y luego procesados, se determinaron las curvas de C_l y C_d vs. α para las diferentes condiciones. El ensayo se llevó a cabo en el túnel de capa límite de circuito cerrado del Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP, donde las dimensiones de la sección de prueba son de 1.4m de ancho por 1m de alto y cuenta con deflectores de flujo corriente arriba para lograr el perfil de velocidades e intensidad de turbulencia deseados. La Figura 1 muestra un esquema de la disposición del modelo en el túnel de viento.

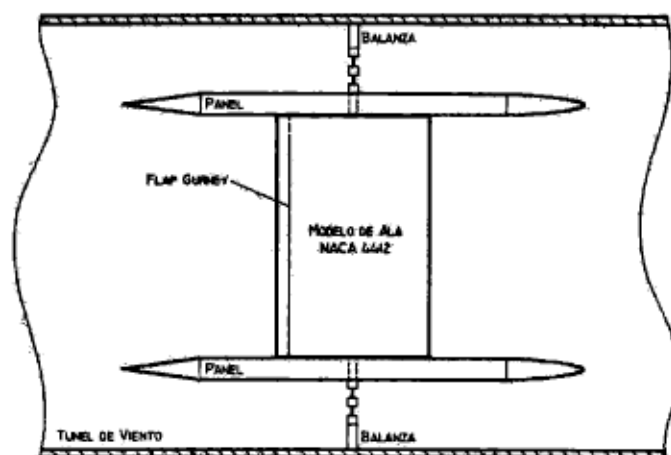


Figura 1. Esquema de disposición de modelo en túnel de viento.

Las dimensiones del modelo ensayado son de 50cm de cuerda y 80cm de envergadura con un perfil NACA 4412 como base sin torsión geométrica. El flap Gurney consiste en una superficie móvil con una altura máxima de 5mm (1%*c*) correspondiente al máximo desplazamiento y un espesor de 1mm dispuesto a lo largo de toda la envergadura, perpendicular a la línea de cuerda y colocado al 8%*c* desde el borde de fuga, dada la dificultad de instalarlo directamente sobre el borde de fuga donde su rendimiento sería superior [10]. El mecanismo móvil está constituido por un conjunto de balancines que logran su desplazamiento por medio de un sistema electro-magnético (bobina-imán permanente) alimentado con una señal eléctrica de frecuencia y amplitud variable. De esta forma, la superficie móvil (flap Gurney) solidaria a los extremos de los balancines se desplazaba en movimiento oscilatorio desde la superficie del intradós (0mm) hasta la máxima altura (5mm). En la Figura 2 se observa un esquema del modelo ensayado y el interior del mismo donde se aprecia el mecanismo móvil.

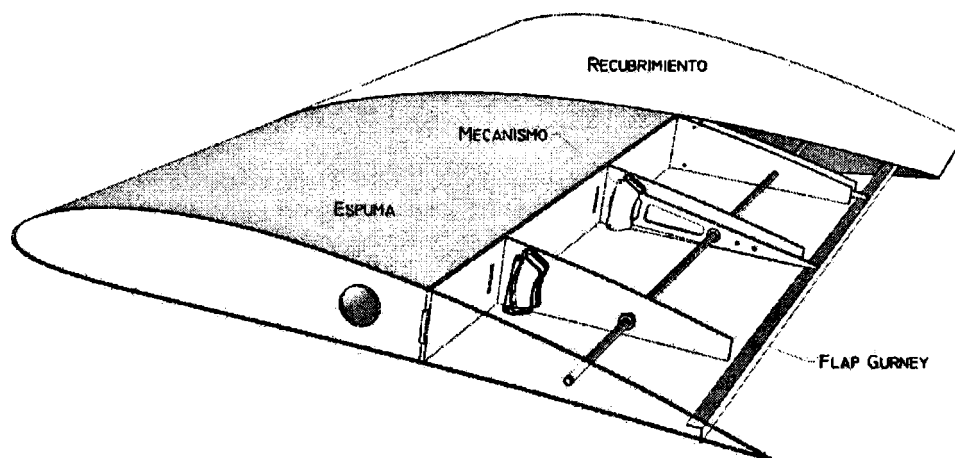


Figura 2. Modelo ensayado y mecanismo de control de flujo.

Las curvas características se obtuvieron para un número de Re de 230.000 en base a la cuerda del modelo del ala y a la velocidad media del flujo incidente y para una intensidad de turbulencia de 1,8% que corresponde a la condición de mínima intensidad de turbulencia en el túnel de viento.

Los ensayos estuvieron divididos en dos etapas: la primera consistió en la determinación de las curvas polares del perfil limpio (sin flap) y con el flap Gurney como dispositivo pasivo de control de flujo.

La segunda, también consistió en la determinación de las curvas polares del perfil pero con el flap Gurney como dispositivo móvil. En esta etapa se planeó analizar la influencia de la frecuencia de excitación del mecanismo sobre dichas curvas, por lo que los ensayos se realizaron a tres frecuencias predeterminadas de 5, 10 y 15 Hz.

Cabe aclarar, que en los ensayos realizados se encontraron varias dificultades técnicas debidas en gran medida a que son las primeras experiencias con este tipo de dispositivo y a las dificultades de ubicarlo dentro del modelo de ala.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

De acuerdo a trabajos realizados con anterioridad [8,10], se asume que el flap Gurney modifica la circulación alrededor de un perfil y al mismo tiempo su comportamiento. Aquí se estudia dicho comportamiento sobre un perfil NACA 4412 con y sin flap en todas sus configuraciones.

Primera etapa

Observando la curva del coeficiente de sustentación (C_l) en función del ángulo de ataque, como se muestra en la Figura 3, se distingue un incremento aproximado del C_l del 6% en todo el rango de medición para el caso con flap Gurney (fijo) respecto al del ala sola. Asimismo, el ángulo de mayor sustentación se desplaza 2° hacia atrás, pasando de 14° a 12°. Como era de esperar por el corrimiento hacia la izquierda de la curva, el ángulo de sustentación nula se incrementó de -3,5° a -5°. La eficiencia

es mayor solo en la zona de ángulos de ataque negativos, alcanzándose mayores eficiencias con el perfil limpio. Comparando las curvas de C_d en función del ángulo de ataque, se observa un incremento del mismo en toda la curva ocasionado por la presencia del flap, acentuándose este efecto en la zona de grandes ángulos de ataque (Figura 4). También se percibe un aumento del C_{d0} del 30% respecto del perfil sin flap. La eficiencia se muestra mayor en la zona de ángulos de ataque negativos en el caso de perfil con flap Gurney. Por último, la pendiente del perfil no presenta modificaciones importantes respecto del perfil con flap Gurney. Así, el efecto del flap concuerda con las investigaciones realizadas por otros autores en diferentes perfiles.

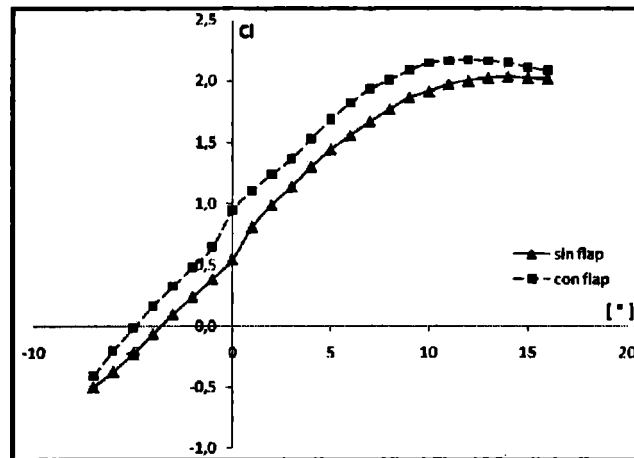


Figura 3. Curva de C_l vs. ángulo de ataque.

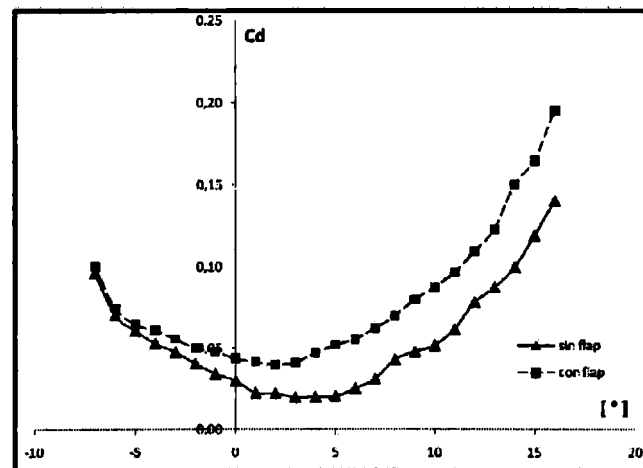


Figura 4. Curva de C_d vs. ángulo de ataque.

Segunda etapa

En primera instancia se midieron las cargas para 2 ángulos de ataque (0° y 8°) con el dispositivo móvil a 5, 10 y 15 Hz con el objetivo de obtener resultados preliminares acerca del comportamiento del dispositivo. La Tabla 1 muestra los coeficientes de sustentación y resistencia para estos dos ángulos de ataque y diferentes frecuencias de excitación.

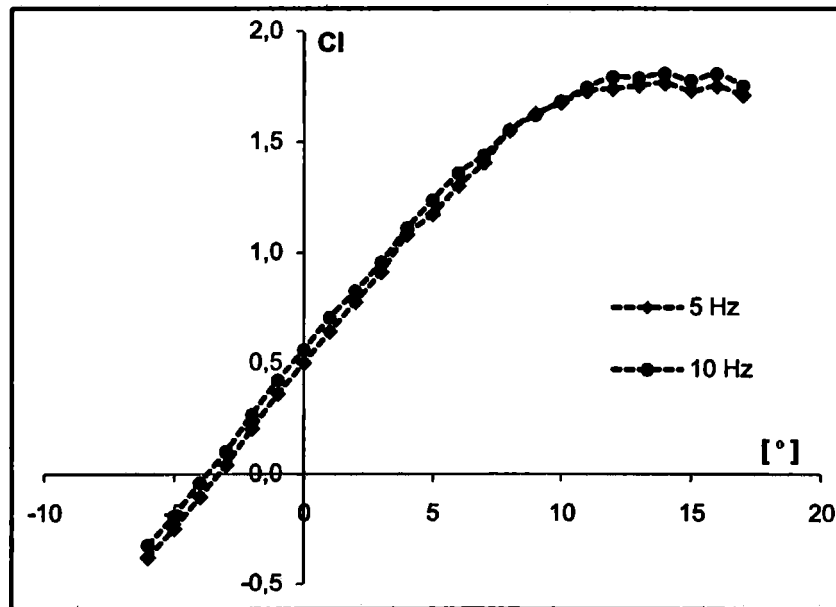
Tabla 1. Coeficientes aerodinámicos para 0° y 8° a 5, 10 y 15 Hz.

| Frecuencia | Δ | C_l | C_d |
|------------|----------|-------|-------|
| 5 Hz | 0° | 0,499 | 0,084 |
| | 8° | 1,423 | 0,173 |
| 10 Hz | 0° | 0,523 | 0,049 |
| | 8° | 1,435 | 0,160 |
| 15 Hz | 0° | 0,524 | 0,033 |
| | 8° | 1,479 | 0,150 |

En segunda instancia se determinaron las curvas C_l vs. α midiendo cargas para un rango de ángulos de ataque que va desde -6° hasta la entrada en pérdida (17° aproximadamente) para las frecuencias de 5 y 10 Hz, como puede observarse en la Figura 5.

Analizando las curvas de C_l vs. α se puede ver un aumento del C_l en toda la curva cuando la frecuencia de excitación aumenta respecto del perfil limpio, con un comportamiento similar tanto en los valores de la Tabla 1 como en los de la Figura 5

También se puede apreciar que los valores de C_l correspondiente al perfil con flap Gurney fijo son superiores respecto a las otras curvas.

Figura 5. Curvas de C_l vs. ángulo de ataque a 5 y 10 Hz.

Respecto del coeficiente de resistencia, en la Tabla 1 se observa que a medida que aumenta la frecuencia dicho coeficiente disminuye, sin alcanzar el valor mínimo del perfil solo.

CONCLUSIONES

Un perfil NACA 4412 ha sido estudiado para investigar el efecto del flap Gurney cerca del borde de fuga cuando una corriente de aire pasa a través del mismo. Si bien el flap está ubicado al 8%*c* desde el borde de fuga, el estudio experimental se ha encontrado razonable de acuerdo a trabajos realizados sobre otro tipo de perfiles donde el mismo se encuentra ubicado directamente sobre el borde de fuga [10].

El uso de un flap Gurney fijo incrementa el coeficiente de sustentación máximo en relación con el perfil limpio con la penalidad de un pequeño incremento del coeficiente de resistencia. Este resultado concuerda con los trabajos de Liebeck [1], quien concluyó que incrementando la altura del flap Gurney hasta aproximadamente el 2%*c* se incrementa la resistencia substancialmente.

Al implementar técnicas de control de flujo sobre el flap Gurney, los trabajos de investigación apuntan a encontrar la frecuencia de desprendimiento de las estructuras vorticosas aguas abajo del flap, para luego reproducir su movimiento a esa frecuencia buscando que esté fuera del ala cuando dichos desprendimientos contribuyan al incremento de sustentación y que esté oculto cuando su efecto pueda ser adverso. Es así que se intenta cualificar y cuantificar la influencia de dichos desprendimientos en la circulación del perfil y en las fuerzas aerodinámicas resultantes.

En base a los datos experimentales con frecuencias de hasta 15 Hz., el coeficiente de sustentación aumenta a medida que aumenta la frecuencia, mientras que el coeficiente de resistencia presenta un comportamiento opuesto. Cabe acotar que estos resultados son preliminares, y se deberá corroborar con posteriores estudios experimentales, trabajando en otros regímenes.

De acuerdo a estudios realizados [1] [2], es sabido que los vórtices que se producen en el borde de fuga, giran tanto en sentido horario como en sentido anti horario y se desprenden uno tras otro. Si el flap Gurney móvil oscila entrando y saliendo dentro del perfil, la formación de dichos vórtices se ve alterada modificando la circulación del perfil y por ende su comportamiento como fue observado en las curvas de C_l y C_d .

El principal inconveniente de llevar a cabo este tipo de experimentos radica en la dificultad de desarrollar un mecanismo móvil cuyas frecuencias estén en el orden de las de los desprendimientos del flap fijo junto con la puesta a punto.

Si bien las frecuencias alcanzadas son pequeñas respecto de las deseadas, se plantea a futuro implementar nuevos mecanismos con el objetivo de aumentar dichas frecuencias, asegurando la amplitud de desplazamiento del flap y medir los desprendimientos que se producen en la estela para poder interpretar el fenómeno y la relación entre la circulación del perfil y el movimiento del flap.

Finalmente, debemos mencionar que estos son nuestros primeros intentos en el manejo de dicho mecanismo de movimiento para el flap Gurney, y los resultados expuestos son preliminares. Los futuros trabajos tenderán a optimizar y mejorar la puesta a punto de los mecanismos de movimiento empleados con el fin de establecer con mayor precisión los efectos sobre las características aerodinámicas de un perfil.

REFERENCIAS

1. Liebeck R.H. (1978). Design of subsonic airfoils for high lift. *Journal of Aircraft*, Vol. 15, No. 9.
2. Neuhart H. & Pendergraft O.C. (1988). A water tunnel study of gurney flaps. NASA-TM-4071.
3. Storms B.L. & Jang C.S. (1993). Lift enhancement of an airfoil using a Gurney Flap and Vortex Generators. AIAA 1993-0647.
4. Giguère P., Lemay J. & Dumas G. (1995). Gurney Flap effects and scaling for low-speed airfoils. AIAA 1995-1881.
5. Wang J.J., Zhan J.X., Zhang W. & Wu Z. (2006). Application of a Gurney Flap on a Simplified Forward-Swept Aircraft Model. Beijing University of Aeronautics and Astronautics. *Journal of Aircraft* vol. 43, no. 5, September–October.
6. Jang C.S., Ross J.C. & Cummings R.M. (1998). Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap. *Aircraft Design*, Volume 1, Issue 2, June, Pages 75-88.
7. Li Y.C., Wang J.J. & Hua J. (2007). Experimental investigations on the effects of divergent trailing edge and Gurney flaps on a supercritical airfoil. *Aerospace Science and Technology*, Volume 11, Issues 2-3, March-April, Pages 91-99.
8. Bacchi F., Marañón Di Leo J., Delnero J.S., Colman J., Martínez M., Camocardi M. & Boldes U. (2006). Determinación experimental del efecto de miniflaps Gurney sobre un perfil HQ – 17. IX Reunión sobre Recientes Avances en Física de Fluidos y sus Aplicaciones. Mendoza, Argentina.

9. Singh Manish K., Dhanalakshmi K. & Chakrabartty S.K. (2006). Navier-Stokes Analysis of Airfoils with Gurney Flap. 9th Proceedings of AeSI CFD symposium, 11-12 Aug 2006, Bangalore, India.
10. Wassen E., Guenther B. & Thiele F. (2007). Numerical and Experimental Investigation of Mini-Flap Positions on an Airfoil. Technical University Berlin, 10119 Berlin, Germany. Delnero J.S., Marañón Di Leo J., Boldes U., Colman J., Bacchi F. & Martinez M.A.M. Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de La Plata, (1900) La PLata, Argentina.
11. Patel M.P., Kolacinski R.M., Patil S.K.R. & Terry T. (2006). Distributed Mechanical Actuators for Design of a Closed-loop Flow-control System. 3rd AIAA Flow Control Conference, June 5-8, San Francisco, CA, USA.