

Algunas consideraciones de carácter docente sobre la circulación en los perfiles aerodinámicos y la posición del punto de remanso anterior

**J. Meseguer,
G. Alonso,
A. Sanz-Andrés e
I. Pérez-Grande**
IDR/UPM. E.T.S.I. Aeronáuticos,
Universidad Politécnica de
Madrid

INTRODUCCIÓN

Los perfiles aerodinámicos son dispositivos diseñados para, en vuelo, proporcionar valores elevados de la sustentación (la fuerza generada por el perfil en sentido perpendicular al de la corriente incidente, l) y valores pequeños de la resistencia aerodinámica (la fuerza aerodinámica en el sentido de la corriente, d), de modo que la eficiencia aerodinámica, l/d , sea grande, $l/d > 30$. Esto se consigue gracias a la forma del perfil, generalmente de formas suaves, con un borde de ataque redondeado y un borde de salida afilado, siendo este último de capital importancia en la generación de la sustentación.

Debido a la forma del perfil la corriente se acelera en el extradós y se decelera en el intradós, de manera que la presión sobre la superficie del perfil decrece en el contorno superior y aumenta en el inferior, produciendo una resultante cuyas componentes normal y en el sentido de la corriente incidente son las mencionadas sustentación y la resistencia (si bien en esta última hay que contabilizar también las fuerzas de fricción debidas a la viscosidad del aire).

Para explicar el comportamiento de los perfiles y calcular sus características aerodinámicas, es habitual en entornos docentes acudir a modelos ma-

temáticos simplificados en los que tras haber despreciado el efecto de la viscosidad (que siempre se manifiesta en la realidad en capas límites y estelas) y añadido otras hipótesis adicionales [1, 2] se obtienen modelos potenciales del comportamiento aerodinámico del perfil, cuya solución implica resolver la ecuación de Laplace con las condiciones de contorno adecuadas (sobre el perfil y muy lejos de éste). Obviamente, aunque la viscosidad del aire sea pequeña y en la aproximación potencial su efecto sea despreciable para calcular el campo de presiones sobre el perfil, es preciso tenerla en cuenta para explicar cómo se genera la sustentación sobre el perfil.

En un perfil en vuelo estacionario, cerca del borde de ataque ha de haber un punto de remanso donde llega la línea de corriente divisoria que separa la corriente que discurre por el extradós del perfil de la que lo hace por el intradós. Si el perfil posee cierto ángulo de ataque el punto de remanso anterior se sitúa hacia el intradós del perfil, y así una partícula que siga una línea de corriente próxima y por encima de la línea de corriente divisoria es forzada a rebordear el borde de ataque del perfil.

Aunque para el cálculo de la sustentación no hace falta tener en cuenta la capa límite que se desarrolla sobre el perfil a partir del punto de remanso

anterior, para explicar cómo se establece el flujo que gobierna el campo de presiones sobre el perfil sí es preciso recabar el concurso de la viscosidad del fluido. Enseña la experiencia y resulta fácilmente demostrable con modelos teóricos razonablemente sencillos que en el flujo alrededor de cualquier obstáculo la corriente se acelera en las esquinas y sufre un proceso de deceleración en los rincones, siendo la aceleración en las esquinas tanto mayor cuanto menor sea el radio de acuerdo entre las dos superficies que forman la esquina. El borde de ataque redondeado de un perfil se comporta en cierto sentido como una esquina, de manera que las partículas fluidas que vienen de la región del perfil donde se ha instalado el punto de remanso primero se aceleran y una vez sobrepasado el borde de ataque disminuyen su velocidad. Si se describe el mismo proceso en términos de presión (recuérdese la ecuación de Bernoulli, $p + q = p_{\infty} + q_{\infty} = p_R$, donde p es la presión estática, q la presión dinámica, $q = \rho U^2 / 2$, y p_R la presión de remanso; ρ es la densidad del fluido y U su velocidad, y el subíndice ∞ hace referencia a las condiciones del flujo incidente, corriente arriba, lejos del perfil), la presión primero disminuye, y después aumenta de manera que una partícula fluida próxima al perfil se encuentra primero con un gradiente favorable de presiones y después, sobrepasado el borde de ataque, con uno desfavorable (hay que decir que un gradiente desfavorable o adverso de presiones puede forzar el desprendimiento de la capa límite, situación en nada deseable para mantener el vuelo, pues el desprendimiento de la capa límite lleva asociadas la disminución de la sustentación y el aumento de la resistencia aerodinámica).

Los condicionantes a imponer en el borde de salida del perfil son radicalmente distintos a los del borde de ataque. Si el borde de salida fuera redondeado como el borde de ataque la corriente podría sobrepasarlo también, aunque con más dificultad pues la capa límite que llega a la parte trasera del perfil está más debilitada debido al ro-

zamiento con la pared. Pero si aún así, se pudiera franquear el borde de salida, el resultado sería la aparición de un punto de remanso en el extradós del perfil, cerca del borde de salida, donde confluirían las capas límite que han recorrido extradós e intradós. En esta hipótesis también aparecería un pico de succión en el borde de salida, pero de sentido contrario al del borde de ataque de modo que en conjunto la sustentación resultante sería muy pequeña, por no decir nula. Modificar la geometría del perfil, haciendo que el borde de salida sea anguloso significaría la aparición de un gradiente de presiones adverso muy grande (el radio de curvatura tiende a cero) que forzaría el desprendimiento de la capa límite del intradós en el borde de salida, y esto introduciría a su vez una asimetría en el flujo de modo que el hipotético punto de remanso del extradós cercano al borde de salida tendría a desplazarse hacia éste [1, 2].

La realidad de un borde de salida anguloso es que el punto de remanso posterior se instala justamente en el borde de salida, donde confluyen las capas límite de extradós e intradós, que abandonan el perfil fundidas en una estela viscosa que se extiende corriente abajo del perfil. Así pues el funcionamiento aerodinámico básico de un perfil reside en el diseño apropiado del borde de ataque y el de salida, el primero redondeado y el segundo afilado, configuración que provoca la aceleración de la corriente en el extradós y la deceleración en el intradós.

FUNDAMENTOS DE LA APROXIMACIÓN POTENCIAL

Desde el punto de vista del diseño y cálculo de las características aerodinámicas de los perfiles, la importancia capital del borde de salida para la generación de sustentación sobre el perfil queda reflejada en la llamada condición de Kutta, que establece que la circulación alrededor de un perfil debe ser la apropiada para que el punto de

remanso posterior no esté en el extradós ni en el intradós del perfil, sino que esté en el borde de salida (o desaparezca). La circulación, Γ , es una medida de la aceleración y deceleración que sufre el flujo sobre la superficie del perfil, y se define como la integral de la velocidad, \mathbf{V} , sobre la superficie del perfil, es decir

$$\Gamma = \oint \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l}$$

donde $d\mathbf{l}$ es el vector diferencial de longitud a lo largo de la superficie del perfil. Como es bien sabido, dentro de la validez del modelo de flujo potencial incompresible, la circulación está relacionada con la sustentación, l , a través del conocido teorema de Kutta-Yukovski¹, $l = \rho_{\infty} U_{\infty} \Gamma$, donde ρ_{∞} y U_{∞} son la densidad y la velocidad de la corriente incidente respectivamente. También es sabido que, en régimen subsónico, la curvatura del perfil y el ángulo de ataque (y en mucha menor medida el espesor) contribuyen a la generación de la circulación y por lo tanto de la sustentación, de modo que en primera aproximación se puede decir que la sustentación tiene un sumando que depende de la curvatura, que es por tanto fijo si ésta no cambia, y otro proporcional al ángulo de ataque, de forma que aumentando éste lo hace la sustentación. No hace falta explicar aquí, ciertamente, que el ángulo de ataque no puede aumentar indefinidamente, pues sobrepasado un cierto valor los gradientes adversos de presión en el extradós del perfil son tan intensos que la capa límite se desprende, produciéndose la entrada en pérdida del perfil, fenómeno que se manifiesta en diversas modalidades (entrada en pérdida por el borde de ataque o por el borde de salida) dependiendo del espesor relativo del perfil [1, 2].

Cualquiera que sea el tipo de entrada en pérdida, su aparición significa un drástico descenso de la circulación, pues cuando se produce el desprendimiento de la capa límite en el extradós (sea, como se ha dicho, por el borde de salida o por el de ataque), el teorema de Kutta-Yukovski deja de ser válido.

Sin embargo, aún en la pérdida, la sustentación producida por el perfil es todavía alta debido a la diferencia de presiones entre ambos lados del perfil (extradós e intradós), pues en la zona desprendida la presión p es menor de la de referencia p_{∞} (coeficiente de presión negativo, $c_p = (p - p_{\infty})/q_{\infty} < 0$) y en el intradós sigue existiendo un punto de remanso ($c_p = 1$). De hecho suele ocurrir que para ángulos de ataque todavía mayores la sustentación sea superior incluso a la alcanzada en el punto de máximo relativo asociado a la entrada en pérdida, pero en este máximo absoluto la resistencia aerodinámica es igual o del mismo orden que la sustentación y el perfil resulta ser absolutamente ineficiente, $l/d \cong 1$. En una placa plana de cuerda c el máximo del coeficiente de sustentación, $c_l = l/(q_{\infty} c)$ ocurre en torno a 45° , y en otros cuerpos para ángulos de ataque próximos a este valor, como se aprecia en la figura 1, donde se muestra la variación con el ángulo de ataque de los coeficientes de sustentación y de resistencia aerodinámica, $c_d = d/(q_{\infty} c)$, de diferentes cuerpos de cuerda c .

De acuerdo con los modelos de flujo potencial la circulación resulta determinada por el cumplimiento de la condición de Kutta en el borde de salida, y a su vez el valor de la circulación fija la posición del punto de remanso del borde de ataque del perfil. Cuando el ángulo de ataque aumenta lo hace la circulación y el punto de remanso anterior se desplaza suavemente hacia atrás a lo largo del intradós del perfil, pero sin alejarse demasiado del borde de ataque. La situación no puede ser la misma una vez producida la entrada en pérdida a valores más elevados del ángulo de ataque, pues la desaparición de la circulación sobre el perfil (la condición de Kutta ya no se cumple) ha de alterar profundamente la posición del punto de remanso del intradós, ya que el desprendimiento de la capa límite relaja la fuerte asimetría inducida en el flujo alrededor del perfil por las muy diferentes formas de los bordes de perfil. Evidentemente en una situación de pérdida los modelos potenciales no son

¹ La transcripción al alfabeto latino de los nombres rusos puede ser muy diferente según las reglas fonéticas del idioma en consideración. Tal es el caso de Yukovski (en ruso Жуковский), que en los textos escritos en francés o inglés aparece como Joukowsky, Joukovski u otras variantes.

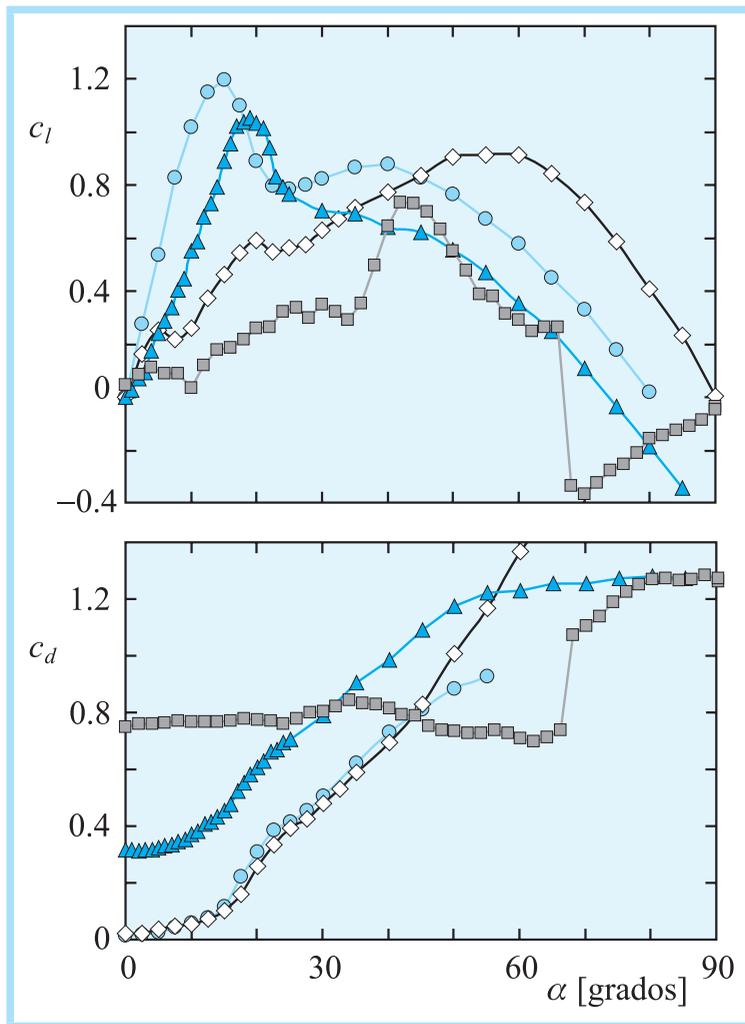


FIGURA 1.

Variación con el ángulo de ataque, α , del coeficiente de sustentación, c_l , y del coeficiente de resistencia aerodinámica, c_d , de un perfil NACA 0018 (círculos) [3], un perfil de sección triangular (triángulos) [4, 5, 6] y dos perfiles lenticulares de distinto espesor relativo, 30% (rombos) [3] y 84% (cuadrados) [7].

válidos, pero incluso en tal caso estos modelos proporcionan aproximaciones razonables supuesto que se escoge el valor apropiado de la circulación (que ahora ha de ser nula o casi nula). Resulta así que la posición del punto de remanso anterior de un perfil es una magnitud sencilla y fácilmente observable adecuada para medir el efecto de la circulación en los perfiles aerodinámicos, lo cual resulta de innegable interés desde el punto de vista docente.

Por ejemplo, en el caso de una placa plana de cuerda c definida en el intervalo $|2x/c| \leq 1$, la transformación de Yukovski permite calcular la posición

del punto de remanso anterior, x_R , de modo que $|2x_R/c| = -\cos(k\alpha)$, donde α es el ángulo de ataque y k una constante cuyo valor depende del valor de la circulación ($k = 1$ si $\Gamma = 0$ y $k = 2$ si $\Gamma \neq 0$). En [3] se presentan expresiones análogas para otros tipos de perfiles obtenidas también mediante la transformación de Yukovski. La variación de $\xi_R = |2x_R/c|$ en función del ángulo de ataque aparece representada en las figuras 2 y 3 para los casos de placa plana, perfil de Yukovski sin curvatura con un espesor relativo del 18% y un perfil biconvexo (lenticular, en el que extradós e intradós son arcos de circunferencia) con un espesor relativo del 30%, y otro con un espesor relativo del 84%. En la misma figura se muestran también los resultados experimentales medidos sobre diferentes cuerpos: perfil NACA 0018, perfiles biconvexos con espesores relativos del 30% y del 84% (denominados en lo que sigue como L30 y L84 respectivamente) y un cuerpo cuya sección es la de un triángulo isósceles cuyo vértice principal tiene un ángulo de 30° (figura 4).

ANÁLISIS EXPERIMENTAL

Los resultados experimentales han sido obtenidos en IDR/UPM midiendo en los túneles aerodinámicos S1C y A4C las distribuciones de presión sobre cuerpos de la sección apropiada instrumentados con tomas de presión (39 tomas en el perfil NACA 0018, 38 en el L30, 60 en el L84 y 70 tomas en el cuerpo de sección triangular). El túnel S1C es un túnel soplado en circuito abierto cuya cámara de ensayos tiene una anchura de 0,15 m, altura de 0,80 m y longitud de 1,2 m. El túnel está equipado con un ventilador centrífugo que descarga en una cámara de tranquilización; después viene la contracción, la cámara de ensayos bidimensional y el difusor de salida (figura 5). El túnel A4C está instalado en un recinto cerrado que actúa como circuito de retorno y consta de contracción, cámara de ensayos (de 0,20 m de anchura, 1,8 m de altura y 2,0 m longitud),

difusor/adaptador, ventiladores y circuito retorno (figura 6). Ambos túneles están equipados con la instrumentación de medida necesaria: desplazadores angulares, transductores de presión y tubos de Pitot de referencia.

El comportamiento esperado en relación con la variación con el ángulo de ataque de la posición del punto de remanso de un perfil estándar depende del valor del ángulo de ataque, y de acuerdo con la figura 2 puede ser muy distinto según éste sea pequeño o grande, o de otro modo, que el perfil esté o no en pérdida. Si el ángulo de ataque es pequeño se cumple la condición de Kutta del borde de salida y por lo tanto el punto de remanso se desplaza a lo largo de la cuerda del perfil de modo parecido al comportamiento teórico para el caso $\Gamma \neq 0$. Llegada la entrada en pérdida, la condición de Kutta deja de cumplirse, la circulación sobre el perfil se anula, y aunque se sigue produciendo sustentación, el mecanismo de generación ya no está ligado al teorema de Kutta-Yukovski, sino a que la resultante de las fuerzas de presión sobre el cuerpo proporciona una componente considerable de fuerza aerodinámica en la dirección perpendicular al movimiento, aunque del mismo orden que la resistencia aerodinámica (figura 1). Es esperable que si desaparece la circulación sobre el cuerpo, la ley de variación de la posición del punto de remanso sea más parecida a las predicciones teóricas obtenidas para el caso $\Gamma = 0$.

El comportamiento descrito está plenamente corroborado por los datos experimentales en los casos ensayados de cuerpos con borde de salida anguloso, tal como se puede apreciar en la figura 2 y con mayor detalle en la figura 3. Como se observa, en ambos perfiles (NACA 0018 y biconvexo L30), hasta $\alpha \cong 12^\circ$ los datos experimentales se ajustan prácticamente a las predicciones teóricas para $\Gamma \neq 0$ (la sustentación es función de la circulación de acuerdo con el teorema de Kutta-Yukovski), mientras que a partir de $\alpha \cong 25^\circ$ el comportamiento experimental se ajusta a las predicciones teóricas para

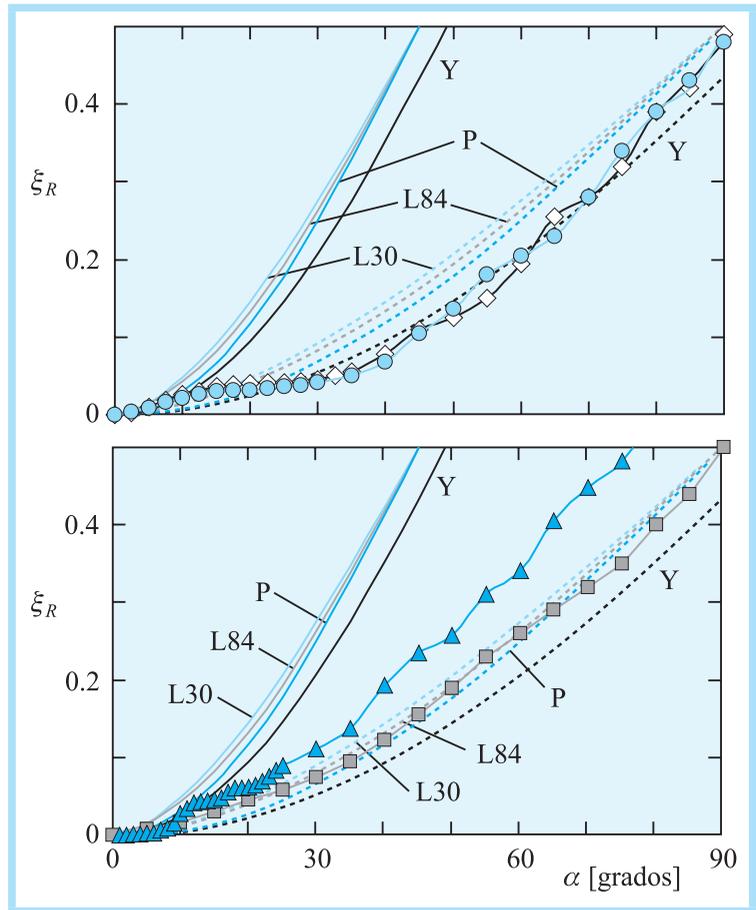


FIGURA 2.

Variación con el ángulo de ataque, α , de la posición adimensional a lo largo de la cuerda del punto de remanso de distintos perfiles, ξ_R : Las líneas etiquetadas corresponden a soluciones analíticas obtenidas mediante transformaciones conformes: placa plana (P), perfil de Yukovski sin curvatura (Y), y perfiles lenticulares con un 30% (L30) y un 84% (L84) de espesor relativo. Las curvas continuas corresponden a la solución con circulación de modo que ésta sea la apropiada para que se cumpla la condición de Kutta en el borde de salida, mientras que las curvas a trazos representan la solución con circulación nula. En las mismas gráficas se han representado también los resultados experimentales, en el gráfico superior (A) los medidos con dos perfiles con borde de salida anguloso, NACA 0018 (círculos) y perfil lenticular con el 30% de espesor (rombos), y en el inferior los medidos sobre dos obstáculos difícilmente catalogables como perfiles aerodinámicos, un cuerpo lenticular con el 84% de espesor relativo (cuadrados) y un cuerpo de sección triangular (triángulos).

$\Gamma = 0$, existiendo, como es natural, una zona de valores de ángulos de ataque de transición donde la respuesta experimental varía de un estado a otro.

Cuando se trata de cuerpos no aerodinámicos los comportamientos son algo diferentes. En un perfil bastante parecido a un cilindro de sección circular (el lenticular L84), el punto de remanso casi varía de modo lineal con el

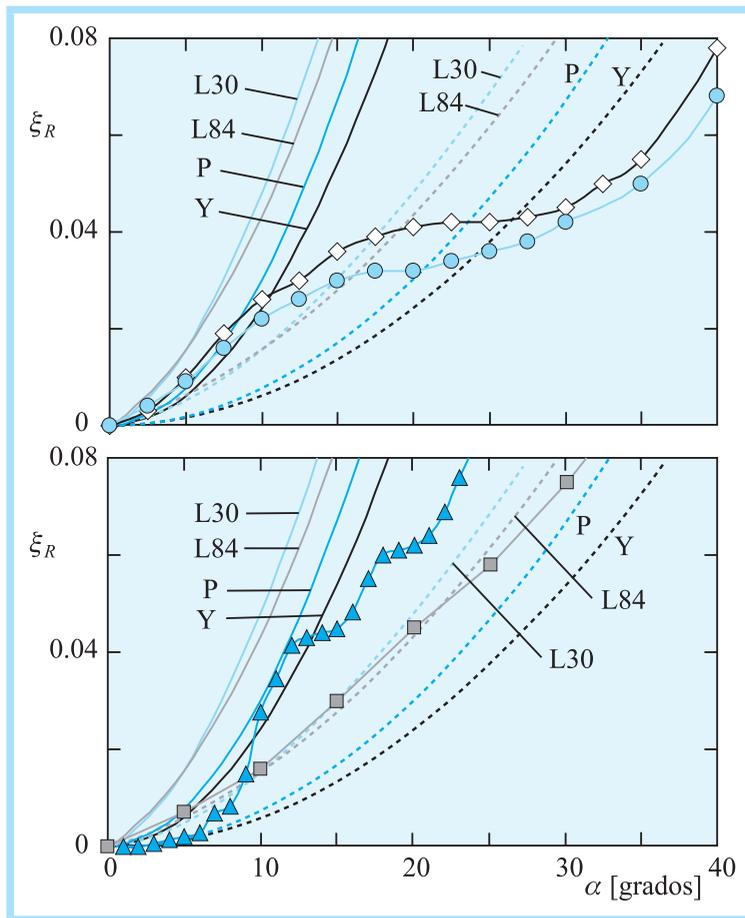


FIGURA 3.

Detalle de los datos representados en los gráficos de la figura 2 para un intervalo de ángulos de ataque más pequeño, próximo a $\alpha = 0^\circ$.

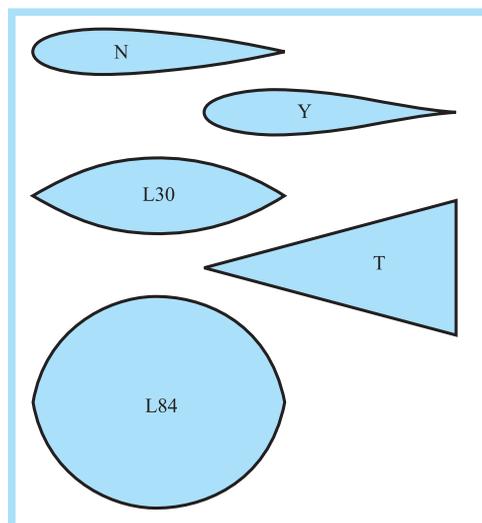


FIGURA 4.

Secciones de los perfiles considerados bien en los cálculos analíticos o bien para las medidas experimentales, además de la placa plana: perfil de Yukovski sin curvatura (Y), perfiles biconvexos con un 30% (L30) y un 84% (L84) de espesor relativo, perfil NACA 0018 (N) y perfil de sección triangular (T).

ángulo de ataque (así sería si el cuerpo fuera realmente circular), y ni siquiera el cambio brusco del valor de la sustentación que tiene lugar en torno a

$\alpha = 65^\circ$ afecta de modo apreciable a la posición del punto de remanso (véase la figura 1). En el caso del cuerpo de sección triangular no existe un borde de salida, por lo que difícilmente puede hablarse de la condición de Kutta. Los cambios que se aprecian en las curvas de variación de la posición del punto de remanso son explicables teniendo en cuenta la morfología del flujo sobre el cuerpo: para ángulos de ataque muy pequeños la capa límite que nace en el punto de remanso de la cara inferior del triángulo se desprende al llegar al vértice de barlovento del cuerpo. En ese punto la capa límite es todavía laminar lo que permite que, tras producirse la transición a régimen turbulento en la capa de cortadura resultante, el flujo desprendido se readhiera en la cara superior del triángulo, dando lugar a una burbuja de recirculación cuyo punto de cierre se va retrasando conforme aumenta el ángulo de ataque [5, 6]. Cuando el punto de cierre de la burbuja llega a la arista de sotavento de la cara superior, la readherencia ya no es posible y toda la cara queda en pérdida, lo que origina una reordenación importante de las fuerzas de presión sobre el cuerpo. Esto ocurre para $\alpha \cong 18^\circ$, es importante observar que hasta ese valor los datos experimentales muestran un comportamiento en cierto modo asimilable al de un cuerpo con circulación, lo que deja de ocurrir a partir de ese valor.

CONCLUSIONES

Se puede concluir, en resumen, que el teorema de Kutta-Yukovski que establece la relación entre sustentación y circulación es válido para cuerpos con borde de salida anguloso (incluso aunque el borde de ataque no sea redondeado) en un intervalo de ángulos de ataque pequeños, donde son por tanto de aplicación los modelos potenciales para determinar las fuerzas sobre los perfiles, dentro de la aproximación que implica suponer válida la hipótesis de flujo potencial. En estas condiciones el flujo sobre el perfil no está desprendi-

do, o a lo sumo se ha podido producir el desprendimiento laminar cerca del borde de ataque con la consiguiente readhesión turbulenta. Cuando la capa límite está desprendida en el extradós, en situación de pérdida, la circulación disminuye hasta anularse, aunque todavía la fuerza de sustentación resulta ser considerable, como también lo es la resistencia aerodinámica, de modo que para valores grandes del ángulo de ataque los perfiles resultan ser muy ineficientes.

Un modo sencillo de visualizar el efecto de la circulación sobre el perfil es a través de la posición del punto de remanso anterior, pues como se ha expuesto, la desaparición de la circulación sobre el perfil va acompañada de un cambio drástico en la posición de dicho punto de remanso.

REFERENCIAS

[1] MESEGUER, J. & SANZ ANDRÉS, A.: "Aerodinámica básica, Publicaciones de la E.T.S.I.", *Aeronáuticos* (2005).

[2] MESEGUER, J. & SANZ ANDRÉS, A.: "Aerodinámica del vuelo: aves y aeronaves", *Cuadernos Aena*, 9, Aena, Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (2007).

[3] MESEGUER, J., ALONSO, G., SANZ-ANDRÉS A. & PÉREZ-GRANDE, I.: "On the circulation and the position of the forward stagnation point on airfoils", *International Journal of Mechanical Engineering Education*, Vol. 35, pp. 65-75 (2007).

[4] ALONSO, G., MESEGUER J. & PÉREZ-GRANDE, I.: "Galloping instabilities of two-dimensional triangular cross-section bodies", *Experiments in Fluids*, Vol. 38, pp. 789-795 (2005).

[5] ALONSO, G. & MESEGUER J.: "A parametric study of the galloping instability of two-dimensional triangular cross-section bodies", *Journal of Wind Enginee-*

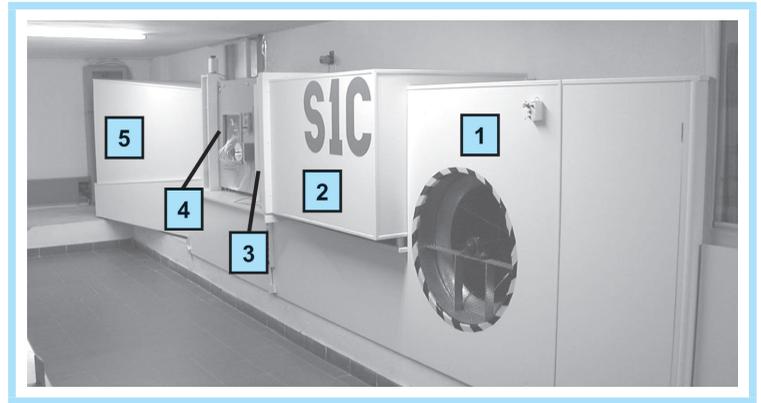


FIGURA 5.

Fotografía del túnel S1C: ventilador (1), cámara de tranquilización (2), contracción (3), cámara de ensayos (4) y difusor de salida (5)

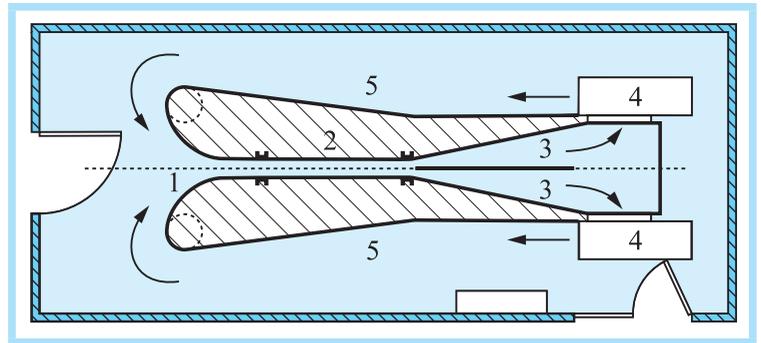


FIGURA 6.

Esquema del túnel A4C: contracción (1), cámara de ensayos (2) y difusor de salida (3), ventiladores (4), y retorno (5).

ring and Industrial Aerodynamics, Vol. 94, pp. 241-253 (2006).

[6] ALONSO, G., MESEGUER, J. & PÉREZ-GRANDE, I.: "Galloping stability of triangular cross-sectional bodies: a systematic approach", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 95, pp. 928-940 (2007).

[7] ALONSO, G., VALERO, E. & MESEGUER J., *An analysis on the dependence on cross section geometry of galloping stability of two-dimensional bodies having either biconvex or rhomboidal cross sections*, *Experiments in Fluids*, en proceso de revisión (2008).