

# AERODINAMICA

IGNACIO DA RIVA DE LA CAVADA

Laboratorio de Aerodinámica, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid

## 1.- INTRODUCCION

La Aerodinámica estudia las fuerzas que un viento relativo ejerce sobre un obstáculo sumergido en él.

Desde este punto de vista tan general las aplicaciones de la Aerodinámica no se reducen exclusivamente al estudio de las fuerzas sobre aviones más o menos clásicos sino que trascienden a otros muchos campos por el efecto de arrastre que es característico de ciencias y técnicas avanzadas.

La conferencia, dentro de un ciclo sobre Ingeniería Aeroespacial, se centra en la aerodinámica de objetos volantes producidos por el hombre, pero es de temer que el interés del conferenciante por otras aplicaciones se deje ver demasiado.

El tema es de una gran extensión y, sobre todo, una gran complicación. Se ha repetido hasta la saciedad que para su estudio es más útil la experimentación que el raciocinio (Sir George Cayley (1733-1857), citado en [1]). Mi punto de vista es otro; sin negar la utilidad de la experimentación, la mayoría de los progresos tienen una base racional que es la que quisiera poner de manifiesto en la conferencia. Sin esta base la experimentación se reduce a una sucesión estéril de tanteos erráticos.

## 2.- LA REDUCCION DE LA RESISTENCIA

La resistencia aerodinámica es la componente de la fuerza sobre el obstáculo en la dirección y sentido del viento relativo. En obstáculos que se mueven a través del viento (un avión, un coche, un tren, un ciclista, una bola de golf, un balón, ...) dicha fuerza se opone al avance. En la mayoría de los casos interesa reducirla.

La resistencia aerodinámica se debe a causas variadas, como indica la Fig. 1, pero aquí vamos a limitarnos exclusivamente a las dos primeras, presión y

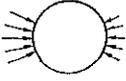
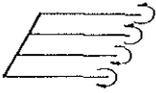
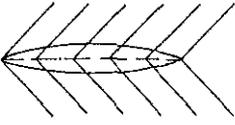
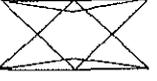
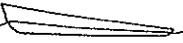
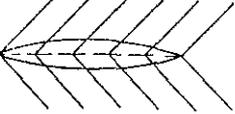
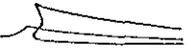
Tipo	Parámetro	En el Cuerpo	A Gran Distancia	Reducción
Fricción	Re			Laminarización { Natural Artificial Inyección de macromoléculas Paredes acomodables Manipulación C.L. turbulenta
Presión	Re			Fuselado Aumento de la presión de base
Inducida	$\frac{c_L^2}{\Lambda}$			Aumento de $\Lambda$ Forma en planta Reducción de torbellinos marginales 
Onda	M			Interferencia favorable 
Ola	Fr			Interferencia favorable 

Fig. 1

rozamiento. En la jerga aeronáutica se conocen con el nombre de resistencias parásitas (no contribuyen más que a entorpecer).

La primera observación interesante es que ambos tipos de resistencia son de origen viscoso; esto es obvio en lo referente al rozamiento pero tuvo que llegar Prandtl para explicar en 1904 que al ensancharse y luego desprenderse la capa límite la distribución de presiones se modifica y resulta una fuerza deceleradora.

Los primeros intentos para reducir la resistencia consistían en conformar el obstáculo (fuselado) para retrasar el desprendimiento de la capa límite. Los intentos anteriores a la teoría de Prandtl fueron puramente empíricos, basados en la contemplación de la Naturaleza, y poco fructíferos pues olvidaban un efecto importante (la adecuación a la función de que más adelante se habla).

El fuselado para disminuir la resistencia de presión ha sido la idea directriz de los avances en la Aeronáutica. Todavía lo es en sistemas de locomoción terrestre sólo que aquí consideraciones de funcionalidad impiden llevar el fuselado a sus extremas consecuencias y parece más lógico tratar de influir sobre la estela del obstáculo en vez de reducir ésta al mínimo (pero esta es otra historia que no comienza hasta el año 1954, con los trabajos de Roshko [2] sobre la estela de cueros romos, ver § 7).

La observación de que el rozamiento de una capa límite turbulenta es mayor que el de una laminar parece obvia desde el punto de vista cualitativo (la capa límite turbulenta tiene un perfil de velocidades más uniforme y, por tanto, mayor gradiente cerca de la pared) pero requirió múltiples ensayos para cuantificarla.

Los intentos para mantener la capa límite laminar proceden de una conclusión teórica sencilla pero sorprendente de Tollmien (1929) [3]. Utilizando un modelo analítico en el que se desprecia la difusión de la vorticidad (evidentemente estabilizadora) se llega a la conclusión de que la capa límite laminar es inestable cuando el perfil de velocidades presenta un punto de inflexión. Este punto de inflexión se debe a que la capa límite se decelera (comparativamente más en las láminas próximas a la pared) por el necesario gradiente adverso de presión, al menos cerca del borde de salida.

Para poner de manifiesto que la observación de Tollmien sobre la importancia del punto de inflexión en el perfil de velocidades es sorprendente, quisiera indicar que la primera explicación física sencilla de su significado sea quizá la dada por Lighthill en 1963 [4].

El proyectar perfiles que, cumpliendo su función de sustentar y tener una rigidez estructural razonable, retrasaran lo más posible la aparición del gradiente

adverso de presión requirió más de 10 años y se debió fundamentalmente a Eastman Jacobs<sup>1</sup>.

Durante años se desarrollaron perfiles de laminarización natural y se ensayaron sistemas de laminarización artificial por aspiración de las láminas deceleradas de la capa límite. Estos últimos intentos, revividos cada cuatro o cinco años, encallaron en la tremenda complejidad y escasa confiabilidad de los sistemas de aspiración de capa límite.

La laminarización natural ha sobrevivido; el interés posterior consistió en el desarrollo de perfiles en los que la capa límite se mantuviera laminar, frente a perturbaciones más agresivas y a números de Reynolds más elevados, pero el campo está casi cerrado (aunque siguen apareciendo trabajos interesantes<sup>2</sup>) para los perfiles de ala, empenajes y góndolas ( $Re < 4 \times 10^7$ ) y más cerrado aún para la capa límite sobre fuselajes ( $Re \approx 4 \times 10^8$ ) en los que las perspectivas de conseguir capas límites laminares son verdaderamente remotas. Es necesario un nuevo salto cuantitativo y pensar en convivir con la capa límite turbulenta.

Para darse cuenta de la importancia de reducir la resistencia de rozamiento del fuselaje hay que indicar que en un avión de transporte moderno el 50% de la resistencia es de rozamiento y el 30% inducida (la que hay que pagar para generar sustentación) y que de aquel 50% la mitad es debida al fuselaje.

Antes de entrar en este tema, conviene resumir en una figura los progresos espectaculares realizados hasta el momento en la reducción del coeficiente de resistencia parásita. Fig. 2.

### 3.- LOS MANIPULADORES DE CAPA LIMITE TURBULENTA

En los últimos 20 años, y mediante el uso de técnicas de visualización y de transductores de alta resolución espacial y temporal, se ha observado que existe cierta coherencia en el movimiento de la capa límite turbulenta cerca de la pared (distancias de a lo sumo  $50 \nu/u^*$ , donde  $\nu$  es la viscosidad cinemática y  $u^*$  la velocidad de rozamiento). Diversos autores han explorado secciones longitudinales y transversales

---

1.- Jacobs, E.N Preliminary Report on Laminar Flow Airfoils and New Methods Adopted for Airfoil and Boundary Layer Investigations", NACA ACR, June 1939.

2.- Redeker, G., Horstmann, K.H., Köster, H., Quast, A., "Investigation on High Reynolds Number Laminar Flow Airfoils", J. Aircraft, Vol. 25, Nº 7, July 1988, pp. 583-590.

de la capa límite poniendo de manifiesto la existencia de estructuras ordenadas en lo que se pensó que era absolutamente caótico [5].

A - WRIGHT FLYER	K - ME 108
B - BOMBARDERO 1 GUERRA	L - ME 262
C - CAZA 1 GUERRA	M - XB-19
D - SPIRIT OF ST. LOUIS	N - F-80 & 1049
E - LOCKHEED VEGA	O - C-130
F - CAZA CURTISS DE LA MARINA	P - P-51
G - PIPER CUB	Q - COMET
H - ME 109	R - JETSTAR
I - B-29	S - C-141A
J - B-17	T - 747
	U - C-5A

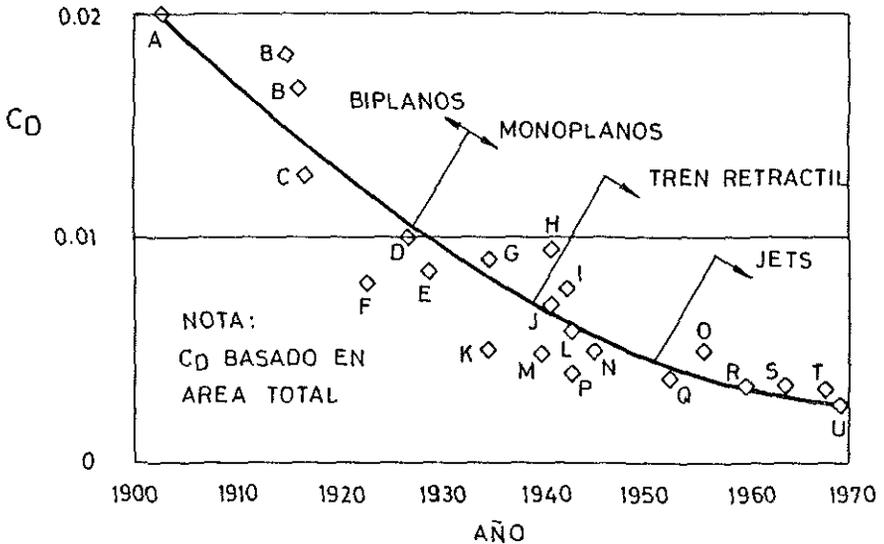
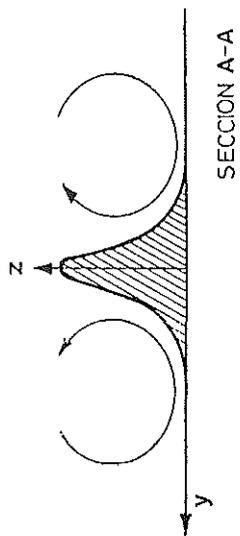
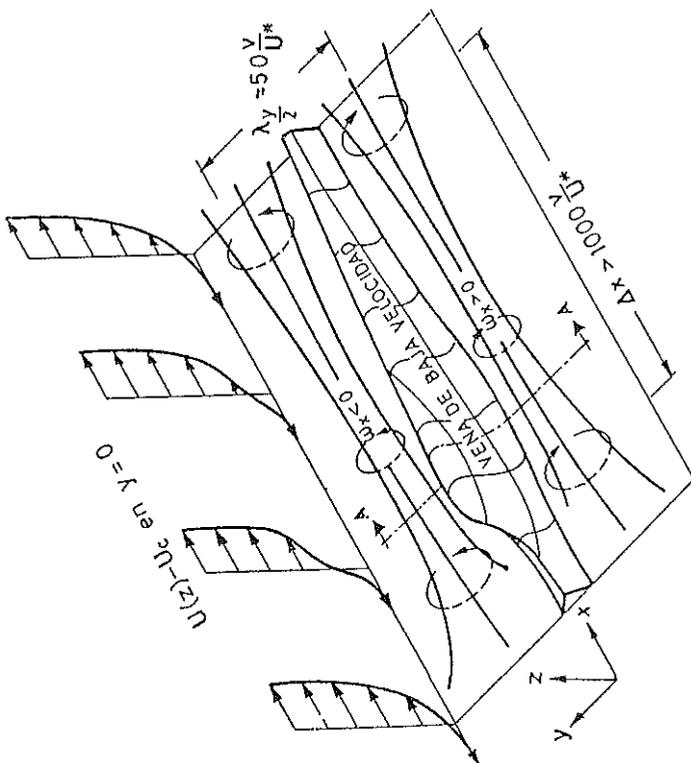


Fig. 2.- Disminución de la Resistencia Parásita con los años. De [1].

La secuencia de fenómenos detectados es la siguiente:

1) Aparecen parejas de torbellinos contrarrotatorios longitudinales que captan fluido de las zonas próximas, al que comunican una componente de velocidad normal a la pared, Fig. 3.

2) Junto a estos torbellinos aparecen manchas de baja velocidad alargadas en sentido longitudinal. El espaciado entre manchas es del orden de  $100 \nu/u^*$  y su



$U^* = \sqrt{\frac{\tau_{xy}}{\rho}}$  VELOCIDAD DE FRICCIÓN  
 $U_c =$  VELOCIDAD DE CONVECCION DE LA ESTRUCTURA TURBULENTA

Fig. 3

anchura  $10-30 \nu/u^*$ . Al ser arrastradas corriente abajo las manchas se apartan de la pared, oscilan y se rompen en movimiento completamente caótico.

3) En la vista esquemática global de la figura los ejes de referencia se mueven con el fluido de las manchas; aparecen los puntos de inflexión, la inestabilidad, la explosión y una mezcla muy eficaz que genera la resistencia.

La Fig. 4. muestra una sucesión de los distintos fenómenos que se observan en una sección longitudinal normal a la pared.

En la Fig. 4a se ve el perfil instantáneo de velocidades. En b se presenta el contorno de una zona de torbellinos turbulentos de gran escala y el de una mancha de baja velocidad. En c la mancha explota y su posición es ocupada por fluido con gran velocidad, como se indica en d.

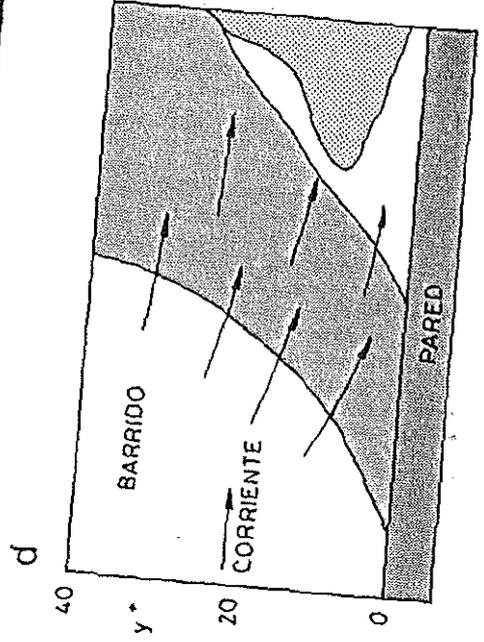
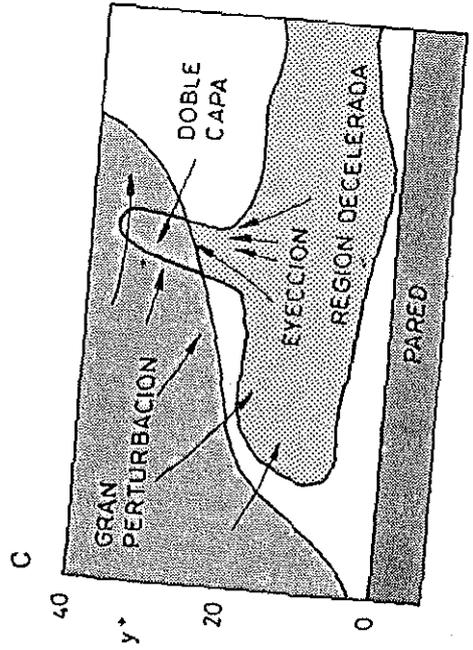
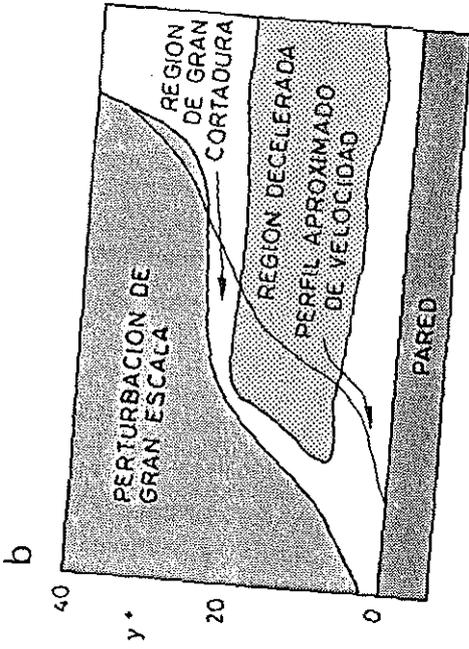
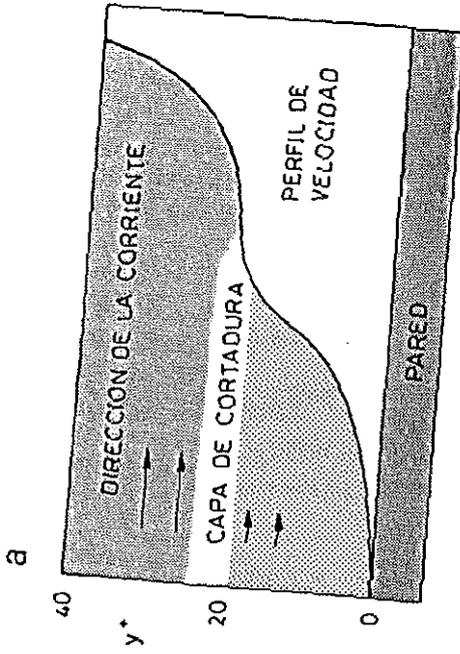
De entre los mecanismos explorados para manipular la capa límite turbulenta cerca de la pared los más prometedores son los LEBUs y las ranuras longitudinales.

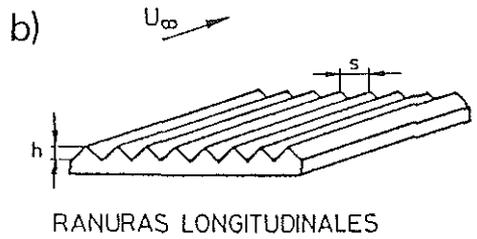
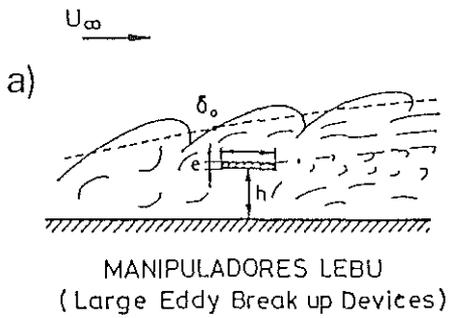
Los LEBUs (large-eddy break up devices) [6] son plaquitas paralelas a la pared, en configuración multiplano o en tándem, que inhiben parcialmente la mezcla entre la parte exterior y la cercana a la pared dentro de la capa límite turbulenta, Fig. 5a. En los ensayos en túnel se usan flejes tensados de 0.4 mm de espesor y 15 mm de cuerda aproximadamente. Por razones estructurales obvias se están estudiando nidos de abeja y también perfiles de baja resistencia y mayor espesor relativo, pues aunque los ensayos (sin gradientes de presión) indican que el LEBU puede reducir el coeficiente de rozamiento en un 20% en las inmediaciones de donde está situado, la placa en sí produce resistencia, aunque se ha observado que situando placas en tándem (separadas unas 8 cuerdas) se multiplican las ganancias pero en menor proporción las pérdidas.

La optimización de un LEBU en presencia de un gradiente adverso de presión es conflictiva como ha puesto de manifiesto van den Berg<sup>1</sup>. Hay que reducir el incremento de espesor de impulso de la capa límite, pero la ecuación integral de cantidad de movimiento indica que a la variación de espesor de impulso contribuyen (oponiéndose) el coeficiente de rozamiento en la pared y el factor de forma de la capa límite que, a su vez, están relacionados entre sí. Podría ocurrir que en la configuración óptima el coeficiente de rozamiento en la pared fuera mayor con LEBUs que sin ellos.

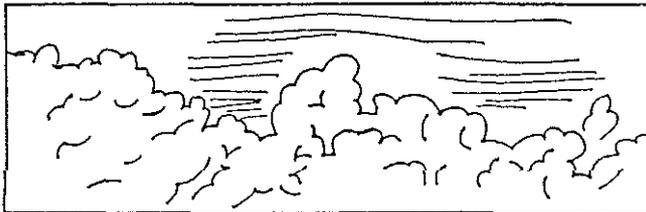
---

1.- van den Berg, B., "Drag Reduction Potentials of Turbulence Manipulation in Adverse Pressure Gradient Flows", AIAA Journal, Vol. 26, Nº 3, March 1988, pp. 367-368.

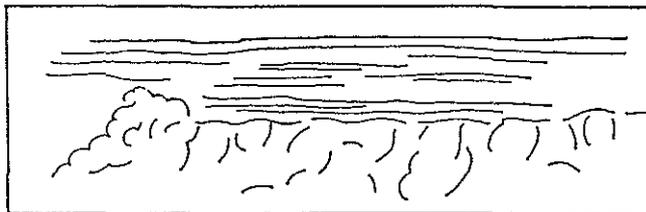




VISUALIZACION CON HUMO



CAPA LIMITE DE REFERENCIA



CAPA LIMITE MANIPULADA

Fig. 5

Las ranuras longitudinales, Fig. 5b, actúan en una zona más próxima a la pared y pueden ser compatibles con, y complementarias de, los LEBUs. La idea básica es aumentar el efecto estabilizador de la viscosidad en los valles de la ranura alejando la zona turbulenta de la pared.

Las dimensiones de las ranuras son del orden de 0.2 mm para régimen subsónico y 0.03 mm para el supersónico, y dependen de un delicado equilibrio entre ranura y pared lisa con menor área mojada. Se han conseguido reducciones de la resistencia del 8%.

Aunque la idea de las ranuras longitudinales parece haber sido explorada por NASA-Langley en la década de los 70, su popularidad actual es puramente extra-aeronáutica.

En 1983 la empresa 3M comercializó una cinta adhesiva ranurada para ser aplicada en automóviles. Los ensayos demostraron que las superficies recubiertas con la cinta adhesiva se comportaban (envejecimiento y degradación aparte) igual que las superficies ranuradas mecanizadas. Sin embargo, las pruebas con automóviles en tráfico ordinario no tuvieron mucho éxito por la complicada influencia de la velocidad de conducción y el campo aerodinámico en torno al automóvil.

La cinta adhesiva ranurada fue utilizada en el casco del yate Stars and Stripes que ganó la regata de la copa América en el año 1986.

#### **4.- LA RESISTENCIA EN REGIMEN TRANSONICO. LOS PERFILES SUPER-CRITICOS**

Cuando la velocidad relativa a un perfil de ala es subsónica alta, la perturbación introducida en la corriente incidente puede hacer que la velocidad relativa local sea supersónica en el extradós del perfil. Aparece una zona supersónica inmersa en una corriente subsónica. La corriente relativa se acelera al entrar en la zona supersónica y se decelera al salir. La experiencia demuestra que aunque no haya razones que se opongan a la existencia de una deceleración continua (isentrópica), suele aparecer una onda de choque. Esta onda representa un gradiente adverso de presión en la capa límite que ensancha ésta, y si la onda se hace más intensa, termina desprendiéndola.

El ensanchamiento de la capa límite produce un aumento súbito de la resistencia y con el desprendimiento (a mayores velocidades) aparece una disminución de la sustentación.

Antiguamente (en la década de los años 40) se huía de la presencia de estos fenómenos transónicos volando a velocidades suficientemente pequeñas como para que la máxima velocidad relativa al perfil fuera sónica (Mach de vuelo crítico). Era una restricción muy conservadora pero fácil de cuantificar con los conocimientos existentes.

Con el progreso de la aviación comercial, progreso que, entre otras cosas, representó una mayor velocidad de vuelo, surgió la necesidad de superar el Mach de vuelo crítico, volar en el margen aparentemente estrecho entre éste y el número de Mach al que aparece el crecimiento súbito de la resistencia (Mach de divergencia de la resistencia) y tratar de extender este margen de vuelo a través de un conocimiento más claro de los fenómenos que aparecen.

La observación crucial sobre la razón del incremento brusco de la resistencia se debe a Nitzberg y Crandall y es del año 1955 [7]. Hay que recordar que cuando una onda de choque se mueve a lo largo de una tobera convergente-divergente se debilita al acercarse a la garganta de la tobera tanto si está situada delante de ella como si está situada detrás. La onda de choque que aparece en la parte anterior del extradós del perfil se va retrasando al aumentar la velocidad de vuelo porque aumenta la extensión de la zona supersónica. Si asimilamos los tubos de corriente próximos al perfil a toberas convergentes-divergentes, la onda se intensificará al sobrepasar en su retroceso las gargantas de dichas toberas. Surge así la importancia de la CRESTA del perfil. Cresta es el punto del extradós del perfil en el que la tangente es paralela a la corriente incidente no perturbada. La posición de la cresta depende del ángulo de ataque del perfil.

Que la sencillísima idea de Nitzberg y Crandall era básicamente correcta se demostró cuando se comprobó que, para una inmensa mayoría de perfiles, el Mach de divergencia de la resistencia coincidía con el Mach de paso de la onda, en su retroceso, por la cresta del perfil. En ciertos perfiles el Mach de divergencia era mayor, en unos pocos menor. Percy en 1962 [7] fue el primero que captó el potencial de aquellos perfiles en los que la divergencia de la resistencia se retrasaba respecto a lo que era lógico esperar de acuerdo con el criterio de Nitzberg y Crandall y descubrió que ello se debía a la existencia de ondas (isentrópicas) de compresión en la zona supersónica que ayudaban a la onda de choque, que no necesitaba intensificarse tanto. También Percy desarrolló los perfiles "picudos" (en realidad, de distribución de presiones picuda) en los que las ondas de expansión creadas en las proximidades de un borde de ataque agudo se convertían en ondas de compresión al reflejarse en la línea sónica (frontera entre las regiones sub y supersónica) y disminuían la necesaria intensidad de la onda de choque. En efecto, los perfiles construidos siguiendo las ideas de Percy presentaban ondas de choque menos intensas que los perfiles clásicos existentes y un incremento del Mach de divergencia de resistencia del orden de 0.03. Su borde de ataque excesivamente agudo era un inconveniente a velocidades bajas cerca de la entrada en pérdida.

A Whitcomb [8] se le ocurrió utilizar la idea de la cresta de Nitzberg y Crandall de una forma distinta que luego explicaré, generando los primeros perfiles supercríticos (en estrecha competencia con otros grupos, principalmente uno del NLR en Amsterdam<sup>1,2</sup>).

La idea de Whitcomb fue producir un perfil con extradós casi plano que tuviera, a la actitud de vuelo deseada, la cresta muy retrasada. De esta manera la convergencia y posterior divergencia de los tubos de corriente era suave y su garganta estaba tan retrasada que la onda de choque intensa sólo podría influir en una parte pequeña de la capa límite del extradós. Whitcomb sugirió, además, "soplar" esta capa límite posterior para comunicar energía e impedir su desprendimiento. El soplado fue posteriormente desechado por innecesario. El utilizar perfiles con extradós de poca curvatura podría ser útil pero el problema era: ¿Cómo conseguir que generara sustentación un perfil con un extradós casi plano?. La solución fue producir sobrepresiones en la parte posterior del intradós del perfil. Los diferentes pasos en la evolución se representan en la Fig. 6, la distribución de presiones en extradós e intradós en la Fig. 7a y la variación del coeficiente de resistencia con el número de Mach en la Fig. 7b. Se ve que el resultado es un perfil con nariz bastante redondeada (buenas características a bajas velocidades) cuya distribución de presiones tras la onda de choque demuestra que la capa límite recorre una zona de presión casi constante donde tiene tiempo de recuperarse. El incremento del Mach de divergencia de resistencia es del orden de 0.1.

No es del todo sorprendente que estos perfiles supercríticos tengan aplicación en aviación general turística y deportiva pues presentan un buen comportamiento en la pérdida y un gran espesor lo que facilita el uso de largueros de ala con gran momento de inercia permitiendo construir alas más ligeras<sup>3,4</sup>.

---

1. Nieuwland, G.Y., Spee, B.M., "Transonic Airfoils: Recent Development in Theory, Experiment and Design", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 5, M. van Dyke, W.G. Vincenti, J.V. Wehausen, Eds., Annual Reviews Inc., Palo Alto, California, 1973, pp. 119-150.
2. Boerstoeel, J.W., Huizing, G.H., "Transonic Shock-Free Airfoil Design by an Analytic Hodograph Method", J. Aircraft, Vol. 12, Nº 9, Sept. 1975, pp. 730-736
- 3.- McGhee, R.J., Beasley, W.D., "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications", NASA TN D-7428, Washington, D.C., Dec. 1973.
- 4.- Seetharam, H.C., Wentz, Jr., W.H., "Experimental Studies of Flow Separation and Stalling on a Two-Dimensional Airfoil at Low Speeds", NASA CR-2560, Washington D.C., July 1975.



RANURADO (1964)



INTEGRAL (1966)



INTEGRAL CON B.S. GRUESO (1968)

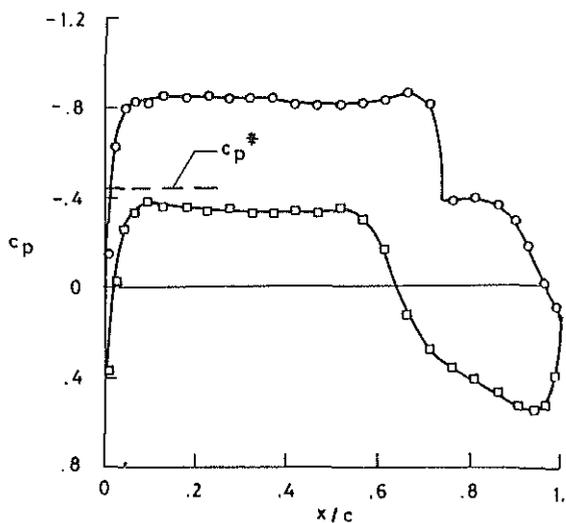
Fig. 6. Evolución de los perfiles NASA supercríticos. De [8].

## 5.- EL INCREMENTO DE LA SUSTENTACION

La sustentación aerodinámica es la componente de la fuerza sobre el *obstáculo normal a la dirección de vuelo. Es positiva, hacia arriba, para que vuelen los aviones* y se trata de que sea negativa en los automóviles para aumentar la adherencia

a)

$t/c = 0.11$     $M_\infty = 0.8$     $c_l = 0.61$



b)

$c_l = 0.60$

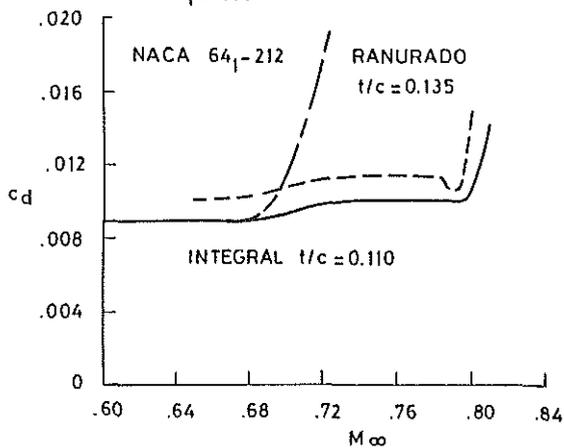


Fig. 7 Perfil supercrítico NASA.

de los neumáticos al suelo. La sustentación es básicamente proporcional al cuadrado de la velocidad de vuelo.

Con el aumento de sustentación se persiguen tres objetivos:

a) Asegurar el vuelo a menores velocidades, lo que puede permitir el despegue y el aterrizaje de aviones de vuelo rápido a velocidades razonables y con longitudes de pista económicas.

b) Permitir el uso de alas de menor superficie, lo que en ciertos vehículos de vuelo lento puede ser importante (para disminuir el rozamiento, la detectabilidad, etc.)

c) Aumentar la fineza aerodinámica (sustentación/resistencia), lo que redundaría en un vuelo más eficiente, pues hay que consumir menos potencia para conseguir la sustentación deseada.

Vamos a considerar separadamente los tres objetivos:

a) Aun suponiendo constante la fineza aerodinámica (que no lo es) no se puede conseguir aumentar la sustentación sin aumentar la resistencia. Es necesario disponer de dispositivos que se accionen a bajas velocidades y se retraigan en vuelo rápido. Son los llamados dispositivos hipersustentadores.

Los dispositivos hipersustentadores actúan mediante uno (o varios) de los métodos siguientes:

1) Aumentan la curvatura.

2) Controlan la capa límite inyectando cantidad de movimiento en la zona de baja energía o succionando dicha zona.

3) Aumentan el área proyectada.

Los tipos de dispositivos hipersustentadores existentes son muchos y no tiene sentido discutir aquí las ventajas e inconvenientes de cada uno. Vamos a limitarnos a presentar los extremos de una evolución que ha tenido lugar a lo largo del tiempo y con pequeñas modificaciones sucesivas.

La figura 8a representa un flap normal para aumentar la curvatura. La ranura de la charnela estaba sellada para impedir el paso de la corriente de extradós a intradós. Sus ventajas son muy limitadas pues cuando la deflexión excede unos  $10^\circ$  a  $15^\circ$

<p>PASIVO</p> <p>FLAP NORMAL <math>\Delta C_l = 50\%</math></p>	<p>a</p> 
<p>PASIVO</p> <p>SLAT Y FLAP FOWLER DOBLE <math>\Delta C_l = 120\%</math> RANURADO</p>	<p>b</p> 
<p>ACTIVO</p> <p>ALA AUMENTADORA <math>\Delta C_l = 200\%</math></p>	<p>c</p> 

Fig. 8 Evolución de dispositivos hipersustentadores.

la corriente se desprende inmediatamente detrás de la esquina con lo que la sustentación decrece progresivamente y la resistencia crece mucho.

La figura 8b representa un dispositivo que consiste en un slat y un flap Fowler doble ranurado. Aumenta la curvatura y el área proyectada. Las ranuras (que antes se evitaban) soplan la capa límite de la parte móvil y un slat retrasa el desprendimiento por el borde de ataque (que aparece debido al gran incremento de circulación producido por el sistema de borde de salida). Este dispositivo está en el límite de las posibilidades de los dispositivos hipersustentadores pasivos.

La figura 8c representa un dispositivo hipersustentador activo (que necesita potencial adicional para generar el soplado y/o la aspiración). Es la llamada ala aumentadora. Aumenta la curvatura; puede aumentar el área proyectada; succiona la capa límite por la corriente inducida por el chorro en el canal; produce un empuje vertical aumentado por la corriente inducida y, finalmente, retrasa el desprendimiento en el borde de ataque. No se puede decir que esté al límite de las posibilidades de los mecanismos activos, pero es una muestra del incremento de peso y complicación que el proyectista está dispuesto a soportar para aumentar el coeficiente de sustentación.

b) Perfiles de gran coeficiente de sustentación. Existen casos de aviones de vuelo lento (observación, rescate, potencia muscular) en los que es interesante obtener coeficientes de sustentación grandes para cualquier condición de vuelo. El máximo coeficiente de sustentación está gobernado por el desprendimiento de la capa límite. Tratemos de proyectar un perfil en el que la capa límite esté, en condiciones de vuelo de crucero, lo más cerca posible del desprendimiento, pero sin llegar a él.

La realización de esta idea tan sencilla tropezaba con el inconveniente de la extremada complicación de los modelos analíticos existentes para el cálculo de la posición del punto de desprendimiento de la capa límite. Stratford [9] propuso una fórmula analítica sencillísima para calcular esta posición en el caso de la capa límite laminar, basada en conceptos físicos muy claros y en un desarrollo matemático elemental. Años después el mismo autor<sup>1</sup> la generalizó al caso de capa límite turbulenta que es lo que permitió a Liebeck y Ormsbee [10] desarrollar sus perfiles de gran  $C_L$ .

En la figura 9 se presenta la fórmula de Stratford para capas límites laminar y turbulenta. También se muestra la distribución de presiones sobre un perfil en el extradós del cual, tras una zona de presión uniforme, se satisface la ecuación correspondiente a la fórmula del desprendimiento turbulento; y que tiene una distribución uniforme con máxima presión positiva ( $C_p = 1$ ) en el intradós. Esta distribución debe

---

1. Stratford, B.S., "The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer", J. Fluid Mech., Vol. 5, 5, Part 1, Jan. 1959, pp. 1-35.

a) CAPA LIMITE LAMINAR

$$x^2 \bar{C}_p \left( \frac{d \bar{C}_p}{dx} \right)^2 = 0.0108$$

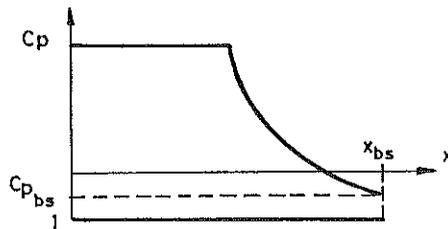
$$\bar{C}_p = \frac{p - p(x_0)}{\frac{1}{2} \rho U^2(x_0)}$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

b) CAPA LIMITE TURBULENTA

$$\bar{C}_p \left( x \frac{d \bar{C}_p}{dx} \right)^{\frac{1}{2}} = 0.39 \left( 10^{-6} Re(x_0) \right)^{\frac{1}{10}} \left( \frac{x}{x_0} \right)^{\frac{1}{10}}$$

c)



d)

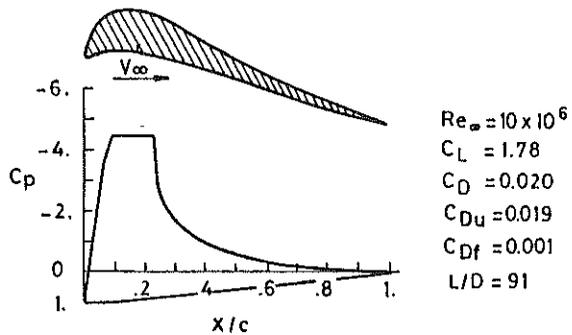


Fig. 9

ser modificada ligeramente en la práctica para: 1) conseguir que la presión en el borde de salida sea continua (condición de Kutta-Joukowski); 2) que el espesor del perfil en el borde de salida sea nulo sin ser negativo en ningún punto a lo largo de la cuerda; y 3) que el borde de ataque sea redondeado para garantizar un comportamiento correcto para ángulos de ataque distintos del de proyecto.

La Fig. 9 muestra también uno de los perfiles obtenidos de esta forma con sus características aerodinámicas.

c) La fineza aerodinámica. La Fig. 10 muestra la evolución de la fineza aerodinámica para varios vehículos volantes lentos (naturales y fabricados por el hombre). Las mejoras han sido conseguidas básicamente disminuyendo la resistencia y mejorando las características sustentadoras del ala. Este segundo apartado no será discutido aquí por limitaciones obvias de espacio.

## 6.- EL VUELO DE LAS AVES

Se me va a permitir una digresión para tratar de seres volantes que no tienen mucho que agradecer al ingenio humano.

La maravillosa adaptación de las aves al medio y su increíble especialización han fascinado al hombre, que ha intentado, en primer lugar, imitarlas, y luego estudiar su vuelo con rigor científico y técnicas aerodinámicas avanzadas. Los estudios de la generación de circulación a bajos números de Reynolds, dispositivos hipersustentadores de algunas aves, ventajas del vuelo en formación, ... están asociados a nombres de aerodinámicos activos.

A la vista de la Fig. 11, en la que se presenta el dominio Número de Mach-Número de Reynolds para objetos y seres volantes, se podría pensar que los profesores de Aerodinámica dedican un esfuerzo excesivo a describir una pequeña zona del dominio total sin discutir en ningún caso las condiciones que debe cumplir la configuración óptima para cada régimen del espectro.

La explicación, simplista, es que hay que preparar al estudiante a ganarse la vida proyectando mejores aviones (notable falacia) y en cambio no hay esperanza de que pueda contribuir a proyectar mejores mariposas.

Hay que decir, además, que el aerodinámico teórico se encuentra a gusto en el estudio de los regímenes de vuelo correspondientes a números de Reynolds altos porque puede despreciar el efecto de la viscosidad para el cálculo de la presión sobre

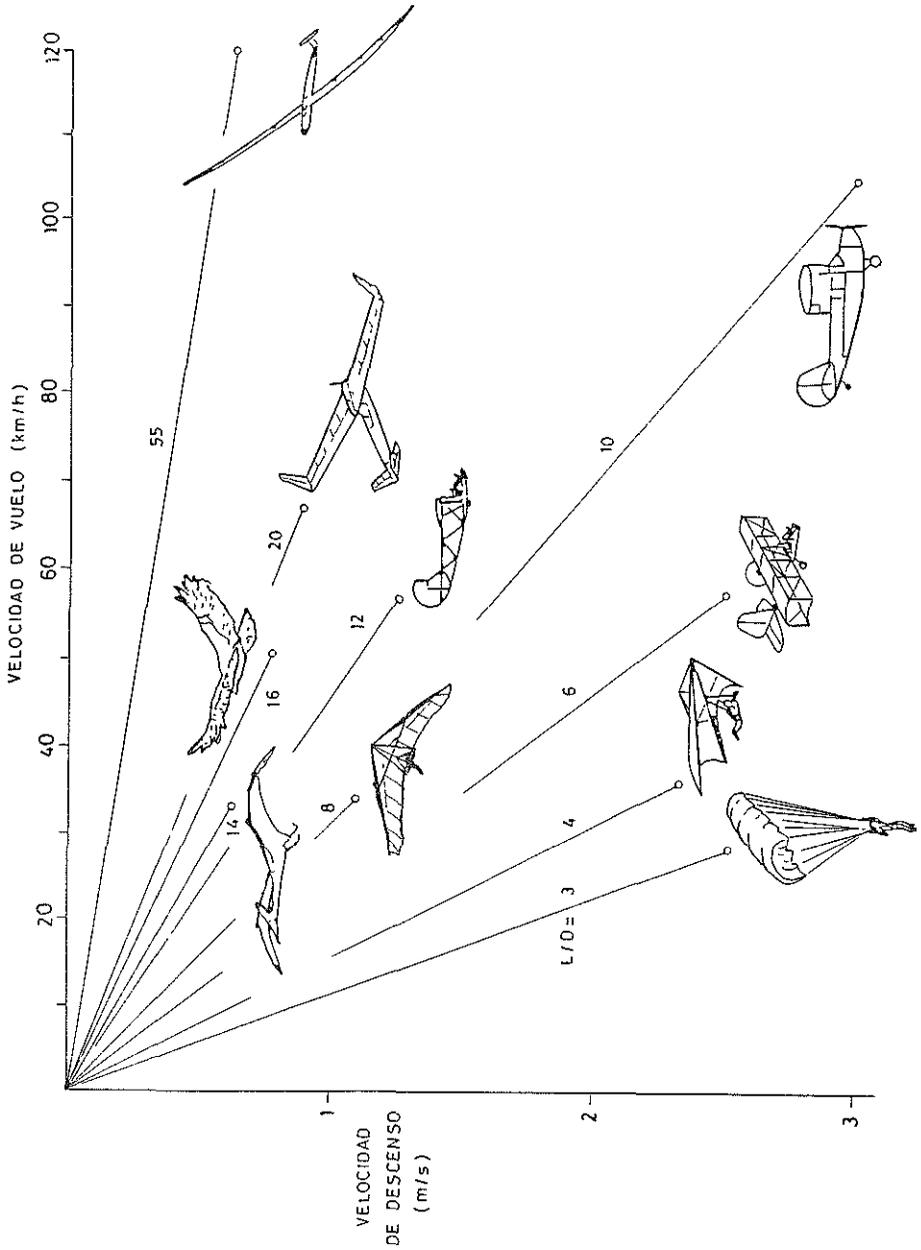


Fig. 10

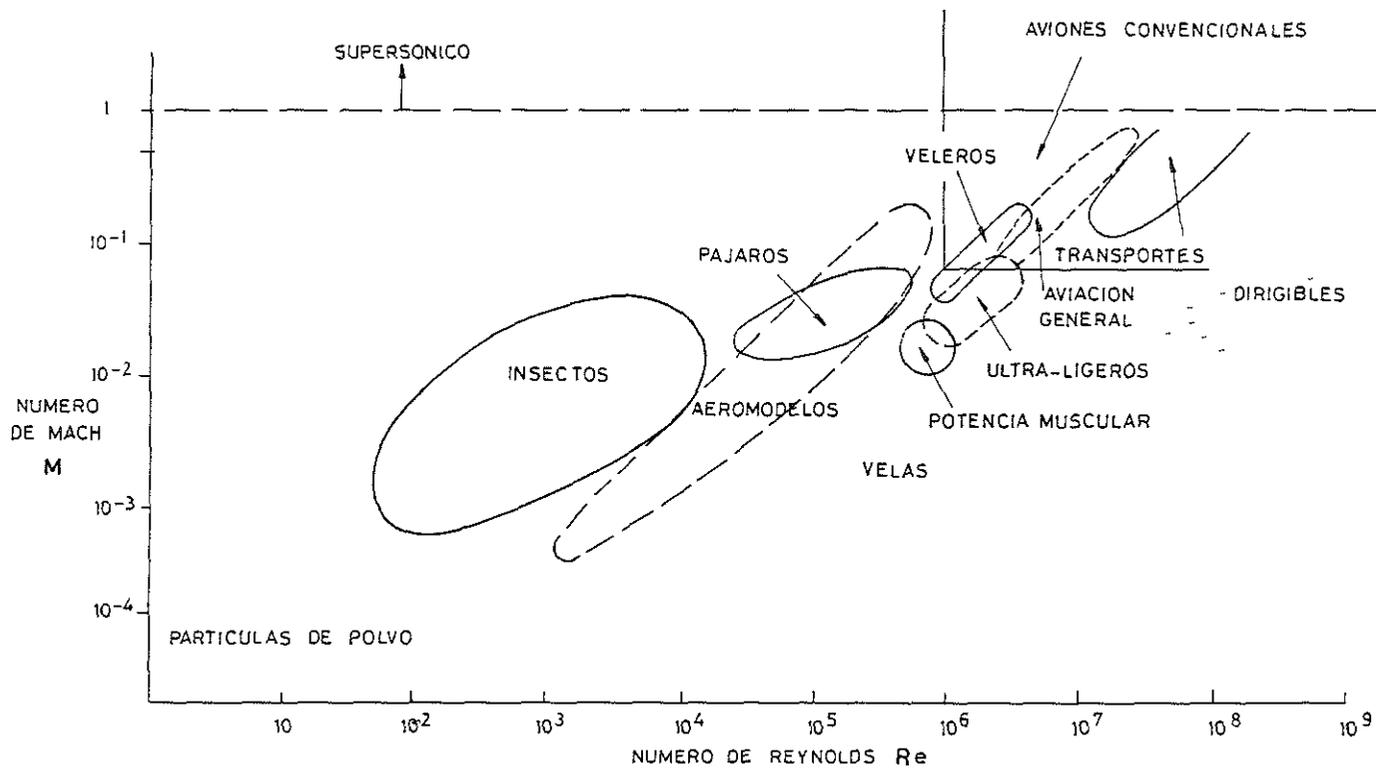


Fig 11

el obstáculo y, para eso, basta utilizar la teoría potencial de fluidos ideales. Superando la barrera del Mach 1 la situación es aún más plácida, la teoría potencial del movimiento supersónico es refugio de los amantes de la geometría y llegó a su madurez en un tiempo mínimo si se compara con el que necesitó la Aerodinámica subsónica para llegar a la suya (aparte imperativos de interés militar). Vamos a tratar de corregir el desequilibrio y dedicar un tiempo al vuelo de las aves.

En el siglo pasado Helmholtz demostró teóricamente que la velocidad de vuelo de las aves aumenta proporcionalmente al peso elevado a la potencia  $1/6$ . Esta ley ha sido confirmada por investigadores modernos como Pennycuik [12] quien comprobó que se aplica a insectos, quirópteros y aves. Hay que decir que medir la velocidad de vuelo de las aves en libertad es empresa ardua (modernamente se utilizan técnicas de triangulación y seguimiento Doppler, combinadas con medidas de la velocidad del viento) y por eso las desviaciones de la ley de Helmholtz eran atribuidas a posibles errores experimentales.

En realidad la estructura sustentadora de las aves es muy distinta de unas especies a otras y está maravillosamente adaptada a las distintas condiciones específicas. Tsvelykn<sup>1</sup> ha estudiado por separado el comportamiento de aves diferentes pero de parecida morfología y ha llegado a la conclusión de que no en todas las especies tiene mayor velocidad el representante más corpulento, y que la ley de Helmholtz se cumple aproximadamente (en las chochas el exponente es  $1/4$ , en la golondrina de mar  $1/6$ , ...) pero siempre que no se sobrepase una masa crítica que es del orden de los 200-300 g. La razón de esto es que mientras la potencia necesaria aumenta proporcionalmente a la masa, la potencia disponible aumenta proporcionalmente a la masa elevada a  $3/4$ . En las aves de 200-300 g la potencia disponible es 2.5 veces la necesaria mientras que las aves de masa superior a 4 kg vuelan con reserva de potencia casi nula, no suelen desplazarse en vuelo activo prolongado y recurren con frecuencia al planeo (o bien no vuelan). También está relacionado con lo anterior el hecho de que las aves de mayor masa están dotadas de dispositivos hipersustentadores de que carecen las de masa igual o inferior a los 200-300 g.

La medida de los coeficientes aerodinámicos de las aves es difícil. Los ensayos con maquetas no dan resultados cuantitativamente fiables (aunque sirven para simulaciones cualitativas). La experimentación con modelos congelados en túnel presenta dificultades obvias (se han utilizado brazos giratorios para medir resistencias aerodinámicas de componentes). Los modelos disecados no se consideran suficientemente robustos y realistas. Queda únicamente la posibilidad de utilizar ejemplares vivos en túnel o en vuelo libre.

---

1. Tsvelykh, A.N., "Velocidad de Vuelo y Dimensiones de las Aves", *Veestnik Zoologii, Sec. Ecologiya*, Vol. 6, 1982, pp. 67-71.

En relación con la medida de las características aerodinámicas son clásicos dos bellísimos trabajos de Pennycuick. En el primero<sup>1</sup> mide la sustentación y resistencia aerodinámica de una paloma mensajera (*Columba Livia*) entrenada (by food reward) a mantenerse en vuelo estacionario en el interior de un túnel aerodinámico. Como instintivamente la paloma tiende a mantenerse en posición horizontal, el eje longitudinal del túnel se inclina para reproducir el efecto de ángulo de ataque. En el segundo trabajo<sup>2</sup> se deducen las características aerodinámicas del buitre africano (*Gyps Africanus*) mediante seguimiento fotográfico desde un velero, de actuaciones de vuelo conocidas, cuya velocidad y altura se registraban simultáneamente.

## 7.- EL AUMENTO DE LA PRESION DE BASE

Volvemos a ingenios humanos y vamos a dedicar unas líneas a la disminución de la resistencia aerodinámica de cuerpos romos y en particular la de automóviles familiares. Para una revisión reciente de los progresos en la Aerodinámica de automóviles el lector puede consultar [13].

Una característica notable de muchos cuerpos romos a velocidades subsónicas es que la succión en la base contribuye en mayor grado a la resistencia que la sobrepresión en la parte anterior. Es necesario intentar entender la razón de esta succión antes de introducir mecanismos para aumentar la presión de base.

De acuerdo con el modelo de von Kármán, la estela de un cuerpo romo se caracteriza por la presencia de torbellinos desprendidos alternativamente (calle de torbellinos de Kármán).

En la Fig. 12 se representa la presión medida a lo largo del eje de la estela tras una placa plana normal al viento incidente. No es fácil medir la presión por culpa de la fluctuación debida al desprendimiento alternado. Se piensa que, cuando se usa una sonda cilíndrica de generatrices normales al viento, la medida más realista es la tomada con un orificio a 35° de la posición del punto de remanso de la corriente local alrededor de la sonda.

La baja presión se debe a la presencia de los torbellinos (que necesitan recorrer un cierto espacio para desarrollarse completamente). Si esto es cierto, interfiriendo con los torbellinos se debe modificar drásticamente la presión.

1. Pennycuick, C.J., "A Wind-Tunnel Study of Gliding Flight in the Pigeon *Columba Livia*", J. Exp. Biol., Vol. 49, Nº 3, 1968, pp. 509-526.

2. Pennycuick, C.J., "Gliding Flight of the White-Backed Vulture *Gyps Africanus*", J. Exp. Biol., Vol. 55, Nº 1, 1971, pp. 13-38.

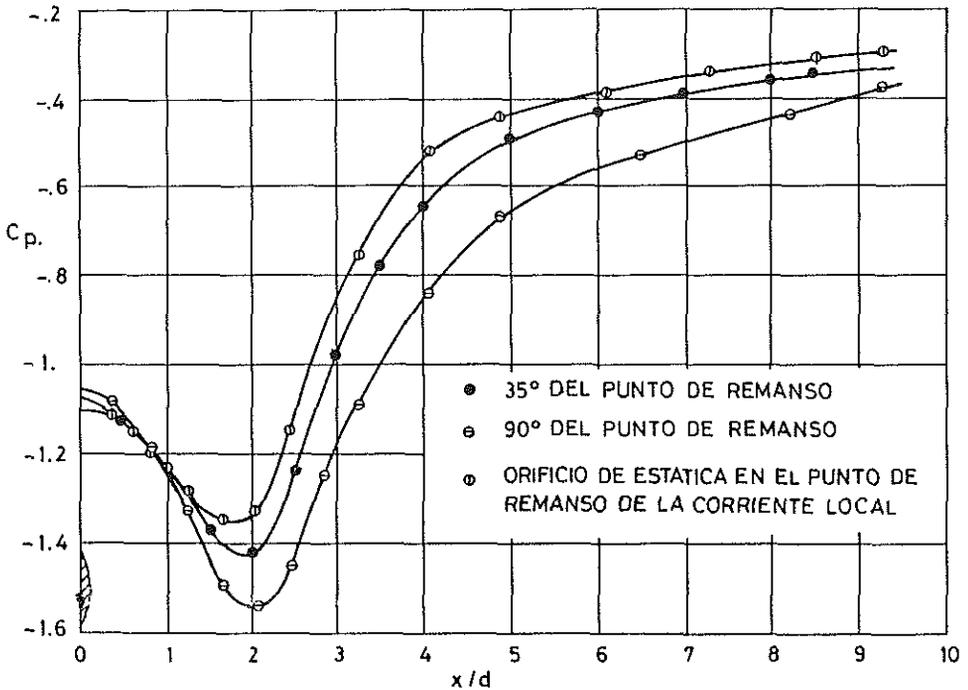


Fig. 12. Coeficiente de presión,  $C_p$ , a lo largo del eje de la estela tras una placa plana.  $Re = 14.500$ . De [2].

En la Fig. 13 se ve que colocando detrás de un cilindro circular una placa plana de longitud casi 5 veces el diámetro, el coeficiente de presión local a lo largo de la placa,  $C_p$ , disminuye con relación al del cilindro aislado, para  $x/d$  entre 2 y 4 y, a partir de ahí, aumenta.

Sin embargo, si la longitud de la placa es igual a  $d$  y se coloca inmediatamente detrás del cilindro, no se modifica el coeficiente de presión  $C_p$ . Es necesario retrasar la placa para notar su efecto, siendo éste el de disminuir la frecuencia de desprendimiento de los torbellinos y el de aumentar la presión de base. Estos alcanzan respectivamente un mínimo y un máximo cuando la distancia del borde de la placa a la base del cilindro es  $3.85d$ .

En la Fig. 14 se presentan cuatro métodos para reducir la resistencia aerodinámica de un conjunto tractor-trailer basados en las ideas que acabamos de introducir. **a** y **b** son placas divisoras que inhiben el movimiento transversal de los torbellinos. **c** son álabes que, conduciendo la corriente, estrechan y, al mismo tiempo,

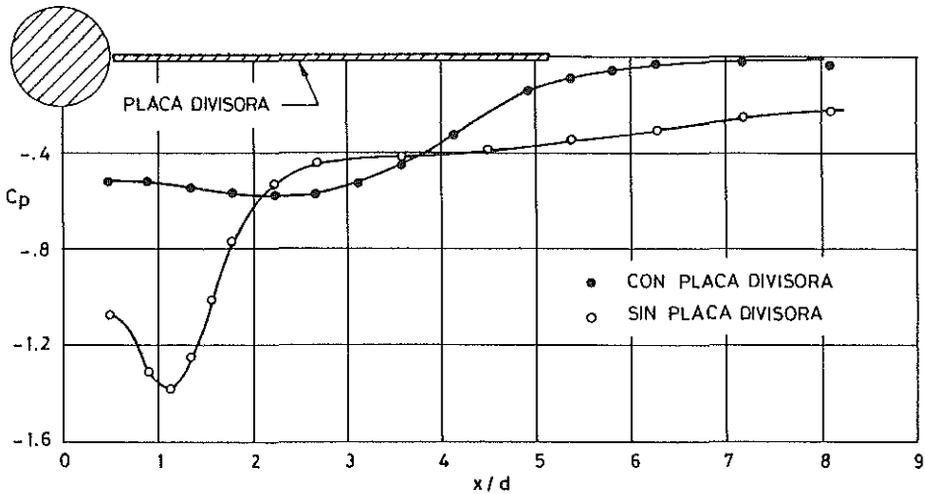


Fig. 13. Coeficiente de presión,  $C_p$ , a lo largo de la estela de un cilindro circular con o sin placa divisora.  $Re = 14.500$ . De [2].

estabilizan la estela.  $d$  es una cavidad que distancia la base del trailer de la sección de mínima presión de la estela con lo que aumenta la presión de base.

## 8.- LOS TUNELES AERODINAMICOS

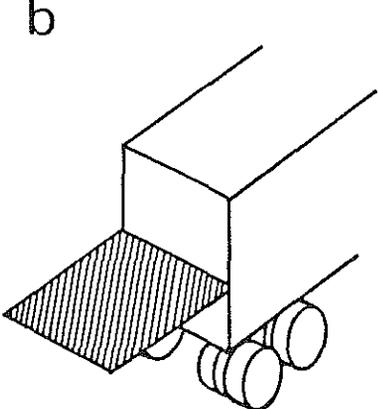
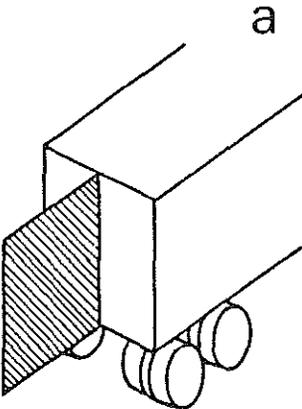
Desde que fallaron los primeros intentos de vuelo realizados por el hombre imitando a las aves, quedó bien claro que, para entender mejor el flujo del aire a lo largo de las superficies del avión, era necesario disponer de laboratorios instrumentados en los que probar alas, fuselajes y superficies de mando en condiciones controladas. No es de extrañar que el primer túnel aerodinámico fuera construido en 1871, treinta años antes que el primer vuelo de los hermanos Wright<sup>1</sup>.

Aunque la configuración básica de un túnel aerodinámico es bien conocida, no está de más examinar la Fig. 15 en la que se representan los componentes fundamentales.

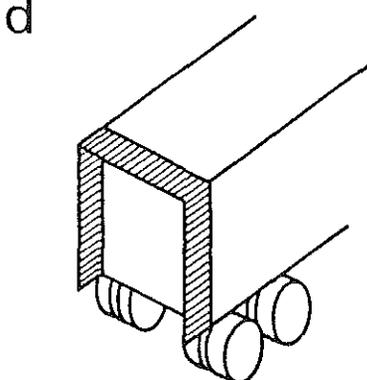
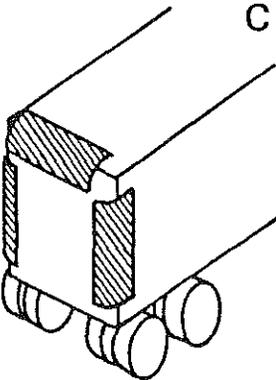
Con el túnel se intenta reproducir la presencia de un modelo de avión en el seno de una corriente fluida. Usualmente (sobre todo en las aplicaciones aeronáuticas) esa corriente es estacionaria y uniforme. Para reproducir el vuelo de los aviones normales las características de la corriente incidente y el tamaño del modelo

1.- La primacía se atribuye a Frank H. Wenham, miembro del Consejo de la Sociedad Aeronáutica Inglesa.

deben ser tales que los parámetros adimensionales de Reynolds y Mach sean iguales en el modelo y en la realidad.



PLACAS DIVISORAS



ALABES

CAVIDAD

Fig. 14. Cuatro procedimientos para aumentar la presión de base de un conjunto camión-trailer.  
a y b - Placas divisoras  
c - Alabes  
d - Cavidades  
De [14].

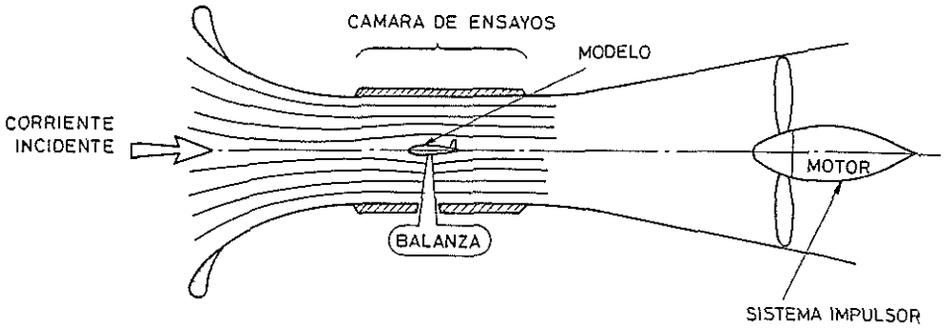


Fig. 15. Configuración básica de un túnel aerodinámico. De [15].

El número de túneles aerodinámicos construidos en el mundo es tan grande y sus características tan variadas que aun una somera descripción está fuera de lugar. Puede verse un inventario de túneles europeos en funcionamiento en [16].

Aquí nos limitamos a presentar las tendencias actuales en los túneles aerodinámicos de uso aeronáutico.

1. Aunque recientemente se han construido dos túneles de gran tamaño: el de NASA Ames [15] de 24 m x 37 m de sección en la cámara de ensayos y de 135.000 CV de potencia instalada, que es una modificación del de 12 m x 24 m ya existente en Ames, y el germano-holandés de Noordoostpolder [16] de 9.5 m x 9.5 m de máxima sección de ensayos y una velocidad máxima (para dicha sección) de 220 km/h; la mayor parte de los túneles actualmente en funcionamiento tiene casi cuarenta años de servicio y han sido modificados fundamentalmente en lo referente al control y a la capacidad y rapidez del sistema de adquisición de datos.

2. Los esfuerzos realizados para poner al día los túneles existentes y explorar nuevas posibilidades siguen fundamentalmente las líneas siguientes:

2.1. Reproducción del número de Reynolds. Esta capacidad es crucial en los túneles aeronáuticos para el estudio de configuraciones fuseladas y sin aristas transversales.

En los últimos 15 a 20 años se ha prestado creciente atención al problema de reproducir números de Reynolds reales en régimen transónico. Como se trata de aumentar la relación entre las fuerzas de inercia y las de viscosidad, la solución aparentemente más sencilla es aumentar aquéllas, pero eso plantea muchos problemas prácticos relacionados con la potencia necesaria, cargas sobre el modelo, espesor de las paredes del túnel, etc. El túnel tradicional de circuito cerrado y régimen continuo de funcionamiento debe dejar paso a dispositivos de funcionamiento intermitente en los

que la energía se almacena durante un tiempo grande y se descarga en un tiempo muy pequeño. Se han realizado muchos y valiosos esfuerzos en esta dirección.

A principios de los años 70 se comenzó a explorar en NASA-Langley la otra vía hacia la obtención de números de Reynolds realistas en Aeronáutica. La idea consistía en reducir las fuerzas de viscosidad reduciendo para ello la temperatura de trabajo [17]. Además, ocurre que, para un número de Mach dado (y presión de trabajo dada) la disminución de la temperatura no modifica las fuerzas de inercia porque  $\rho$  (densidad) y  $V^2$  ( $V$  es la velocidad) varían de forma inversa.

Aunque parece que la idea del túnel criogénico no era completamente nueva, nunca se había explorado tan a fondo su aplicación al régimen transónico. En la Fig. 16 se presentan las características de túneles aerodinámicos criogénicos operativos o en construcción.

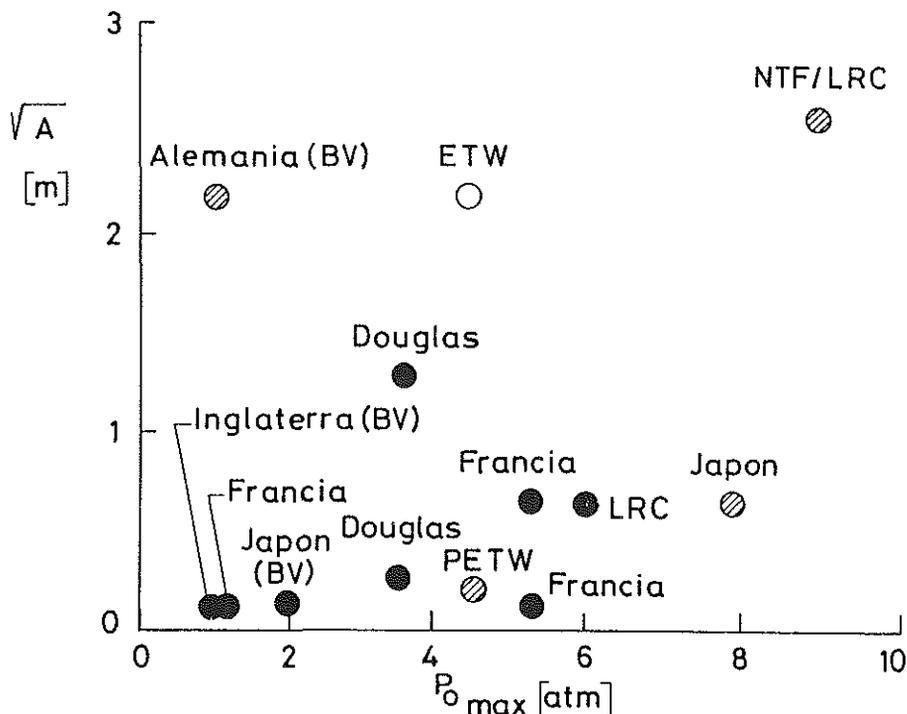
Naturalmente, el desarrollo de los túneles criogénicos plantea problemas técnicos de operación, control, integración del sistema de adquisición de datos, *simulación e instrumentación*.

Se presentan, por ejemplo, esfuerzos térmicos que pueden limitar la velocidad de enfriamiento del túnel, problemas de materiales en la fabricación de los modelos, problemas de juntas a temperaturas criogénicas, deformación de las superficies y su seguimiento en tiempo real, simulación del comportamiento de la capa límite, etc. ... Un problema importante es el coste del fluido de trabajo, nitrógeno, que obliga a optimizar los sistemas de control y adquisición de datos.

2.2. El siguiente problema digno de atención es el de mejorar la precisión de las medidas, disminuyendo la interferencia con las paredes de la cámara de ensayos [18] o teniéndola en cuenta de una manera más correcta [19,20]

Además de con paredes ranuradas, se puede reducir la interferencia con paredes ventiladas, deformadas o adaptables [21,22]. Se trata de estimar el campo de velocidades o de presiones lejano al modelo y adaptar la pared (sin o con inyección) a las líneas de corriente lejanas. Los estudios realizados hasta ahora indican que incluso con paredes pasivas (deformadas a priori) se obtienen menores interferencias y que dichas paredes pueden transformarse en el futuro en adaptables.

2.3. Otro efecto que hay que corregir o tener en cuenta es la influencia de la no-uniformidad de la corriente incidente en las pequeñas modificaciones introducidas en el modelo [23] y en la transición de la capa límite sobre éste [24].



- A: Area de la Cámara de Ensayos
- BV: Baja Velocidad
- ETW: European Transonic Windtunnel
- NTF/LRC: National Transonic Facility, NASA-Langley
- LRC: Langley 0.3 m Transonic Cryogenic Tunnel
- PETW: 1/8 Pilot ETW

Fig. 16. Características de túneles aerodinámicos criogénicos operativos o en construcción. De [17].

Se ha comprobado que el ruido y las fluctuaciones de velocidad en los regímenes sub y supersónico y el ruido hipersónico, son cruciales en la transición. Se están considerando diversos métodos para reducir estas perturbaciones.

2.4. El siguiente campo de interés es el desarrollo de nuevos métodos de diagnóstico (local y global [25,26]) y el aumento de la capacidad, eficacia y rapidez del sistema de adquisición de datos.

En relación con este último punto es interesante observar la Fig. 17 en la que se representa el aumento con los años del tiempo, en horas de túnel, necesario para proyectar un nuevo tipo de avión. El crecimiento es exponencial y de seguir esta tendencia pronto harán falta más de 10 años de servicio continuo de un túnel para proyectar un nuevo avión y el coste excederá los 100 millones de dólares para cada modelo.

Esta figura también enlaza con una pregunta que podría ser formulada en otra conferencia del mismo ciclo ¿Sustituirá el ordenador al túnel aerodinámico?.

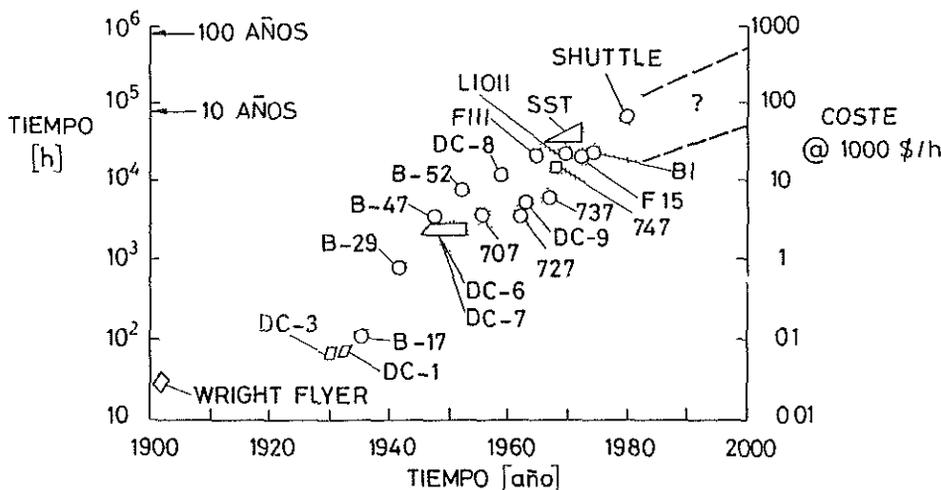


Fig 17 Aumento con los años del tiempo necesario para probar en túnel un nuevo tipo de avión De [27]

El ordenador puede, en principio, resolver las ecuaciones diferenciales del movimiento fluido para un número muy grande de puntos o elementos de control muy próximos uno a otro, en el campo fluido. Este método de simulación, aunque conceptualmente simple, es muy delicado y tedioso porque hay que tomar muchos puntos para conseguir la precisión suficiente. Sin embargo, el coste de la simulación numérica ha descendido exponencialmente, como se muestra en la Fig. 18, que presenta el coste para simular el campo aerodinámico con distintos ordenadores en función del año de su entrada en el mercado. La tendencia está muy clara: la velocidad de los ordenadores crece más rápidamente que su precio.

Sin embargo hay un factor adicional que hay que tener en cuenta antes de contestar la pregunta planteada. Las ecuaciones de Navier-Stokes de la Mecánica de Fluidos presentan, en su completa generalidad, dificultades hoy por hoy insuperables;

deben ser sustituidas por aproximaciones válidas en ciertos dominios, en ciertos intervalos del número de Reynolds, etc. Si estas aproximaciones son válidas en el proyecto de un avión, el ordenador puede sustituir al túnel; en caso contrario, no.

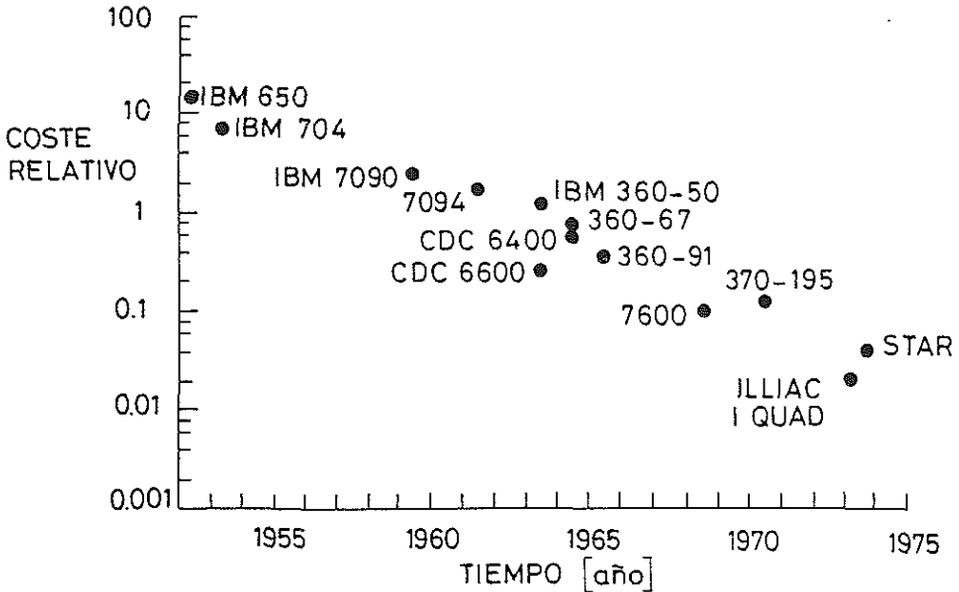


Fig. 18. Coste de la simulación del campo aerodinámico con distintos ordenadores. De [27].

## 9. LAS VELAS SOLARES

Vamos a dar un salto y hablar de un tema que se aparta un poco del contenido de la conferencia.

Se ha propuesto repetidas veces el utilizar la presión de radiación para propulsar satélites en órbitas lejanas y viajes interplanetarios. Tantas veces como se ha propuesto, la idea se ha rechazado [28].

Hoy en día grupos entusiastas en USA (World Space Foundation, WSF) y Francia (Unión pour la Promotion de la Propulsion Photonique, U3P), compuestos por ingenieros que trabajan en los proyectos rechazados por los "burócratas", mantienen la llama encendida del vuelo a vela solar y planean, entre otras cosas, una regata a la luna.

Antes de seguir, conviene aclarar que la analogía entre las velas solares y las marinas no es completa en el sentido de que no es el viento solar (electrones y

protones procedentes del Sol) sino la presión de radiación (fotones) la que impulsa la vela. El efecto mencionado en segundo lugar es  $10^3$  a  $10^4$  veces más eficaz que el primero.

La vela solar es un espejo de gran tamaño y reflectividad cuya trayectoria está gobernada por la velocidad orbital kepleriana y por la presión de radiación que se aplica de forma continua y se modula cambiando el ángulo de ataque de la vela respecto a la dirección del Sol.

La aceleración (calculada utilizando el valor terrestre de la constante solar) de una vela de 1 kg de masa y  $1 \text{ km}^2$  de área es del orden de  $9 \text{ m/seg}^2$ .

Se dispone de la tecnología para construir velas de una densidad superficial próxima a  $5 \text{ g/m}^2$  pero es probable que los primeros vehículos tengan una densidad de  $8 \text{ g/m}^2$  y estén sometidos a una aceleración de entre 1 y  $2 \text{ mm/seg}^2$ . En 12 días el aumento de velocidad sería de  $12 \text{ km/seg}$  y el desplazamiento de  $90.000 \text{ km}$ .

Las velas solares son de hoja de aluminio reforzada con un recubrimiento de plástico. Es posible construir velas de menos de  $2 \times 10^{-6} \text{ m}$  de espesor y mantenerlas rígidas [28]. Para rigidizarlas hay que usar o una estructura soporte o bien la fuerza centrífuga. Las características principales de tres tipos de velas solares se resumen en la Fig. 19.

La vela cuadrada es realmente una cometa que se mantiene rígida mediante una estructura de vigas y tensores. La estabilización en tres ejes se consigue mediante "alergones solares".

El disco está rigidizado mediante la fuerza centrífuga pero no es fácil de gobernar. De hecho, el único medio pasivo disponible consiste en desplazar el centro de masas respecto al centro de área, pero el mecanismo de seguimiento del centro de masas es complicado.

El heliogiro es una variante del disco que se puede gobernar variando el paso de las palas como en un helicóptero.

El tamaño de la vela depende de la carga útil. Para soportar una masa de  $10 \text{ kg}$  una vela cuadrada debe medir  $100 \text{ m} \times 100 \text{ m}$ . El diámetro del heliogiro es mayor para mantener la misma área eficaz.

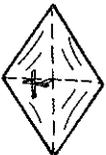
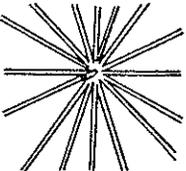
	RIGIDIZACION	ESTABILIZACION	MANDO	ACTUACION
<b>VELA CUADRADA</b> 	TENSORES	3 - EJES	ALERONES SOLARES	MODERADA
<b>VELA CIRCULAR</b> 	FUERZA CENTRIFUGA	GIRO INESTABLE PERO GOBERNABLE	CHORROS ALERONES DESPLAZAMIENTO CENTRO DE MASAS	LA MEJOR
<b>HELIOGIRO</b> 	FUERZA CENTRIFUGA	GIRO INESTABLE PERO GOBERNABLE	PASO DE LAS PALAS	INTERMEDIA

Fig. 19. Características de distintos tipos de velas solares.

a Vela cuadrada.

b Disco

c Heliogyro

De [28].

## 10. LO QUE NO SE HA DICHO

Hablar de un tema tan amplio en una hora no es fácil. Un análisis de lo dicho indica que ha quedado mucho por decir. A continuación se mencionan algunos temas que debieran haber merecido cierta atención.

En la Aerodinámica aplicada al avión se ha puesto mucho énfasis en los perfiles y nada en las alas de envergadura finita. Si estas alas son largas, rectas y sin guiñada, los problemas son básicamente bidimensionales con el añadido de la resistencia inducida que hay que reducir modificando para ello la geometría del ala.

Si las alas son en flecha, en delta o con guiñada aparecen efectos tridimensionales que han dado lugar a desarrollos nuevos tanto para alas rígidas como elásticas.

El problema supersónico de alas y fuselajes es interesante particularmente en lo referente al efecto de interferencia y la reducción de la resistencia de onda.

El vuelo hipersónico introduce efectos térmicos y de desequilibrio químico que ampliaron en su día el campo de la Aerodinámica.

Las aplicaciones no aeronáuticas son variadas y de interés actual, particularmente las relativas a la ingeniería civil y edificación, ingeniería industrial, locomoción y deporte. Otro campo que merece mucha atención es la navegación a vela (transporte, pesca, deporte, ...).

## BIBLIOGRAFIA

- (1) CLEVELAND, F.A. (1970). Size Effects in Conventional Aircraft Design. *J. Aircraft* 7 (6): 483-512.
- (2) ROSHKO, A. (1954). On the Drag and Shedding Frequency of Two-Dimensional Bluff Bodies. *NACA TN-3169*.
- (3) SCHLICHTING, H. (1960). *Boundary Layer Theory*. 4th ed., McGraw-Hill Book Company Inc., New York, Chap. XVI: 382-390.
- (4) LIGHTHILL, M.J. (1963). Introduction. *Boundary Layer Theory*. En: *Laminar Boundary Layers*, 1st ed., L. Rosenhead, Ed., Oxford Clarendon Press, Oxford, Chap. II: 88-94.
- (5) BLACKWELDER, R.F. (1983). *The Bursting Phenomenon in Bounded Shear Flows*. Von Kármán Institute for Fluid Dynamics. Lecture Series 1983-03.
- (6) COUSTOLS, E., COUSTEIX, J. (1986). Réduction du Frottement Turbulent: Modérateurs de Turbulence. *La Recherche Aérospatiale, Année 1986 (2)*: 145-160.
- (7) PEARCEY, H.H. (1962). The Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings. En: *Advances in Aeronautical Sciences 3*, Th. von Kármán, Ed., Pergamon Press, Oxford, 277-322.
- (8) WHITCOMB, R.T. (1974). Review of NASA Supercritical Airfoils. *AIAA Professional Study Series. Transonic Aerodynamics*. E.M. Murman, H. Yoshihara, D. Korn, Eds., 137-147.
- (9) GADD, G.E., JONES, C.W., WATSON, E.J. (1963). Approximate Methods of Solution. En: *Laminar Boundary Layers*, 1st ed., L. Rosenhead, Ed., Clarendon Press, Oxford, Chap. VI: 324-329.

- (10) LIEBECK, R.H., ORMSBEE, A.I. (1970). Optimization of Airfoils for Maximum Lift. *J. Aircraft* 7 (5): 409-415.
- (11) MCMASTERS, J.H. (1984). Reflections of a Paleoaerodynamicist. *AIAA Paper-84-467*. AIAA 2nd Applied Aerodynamics Conference, Seattle.
- (12) PENNYCUICK, C.J. (1972). Mechanics of Flight. En: *Avian Biology*, 1st ed., S. Farner and J.R. King, Eds., Academic Press, New York, Vol. V.
- (13) HUCHO, W.H. (1987). *Aerodynamics of Road Vehicles*. Butterworths, London.
- (14) MASON, J.R., W.T., BEEBE, P.S. (1978). The Drag Related Flow Field Characteristics of Trucks and Buses. En: *Aerodynamic Drag Mechanisms of Bluff Bodies and Road Vehicles*, G. Sovran, T. Morel and W.T. Mason, Jr., Eds., Plenum Press, New York, 45-93.
- (15) BAALS, D.D., CORLISS, W.R. (1981). Wind Tunnels of NASA. *NASA SP-440*, NASA Washington.
- (16) EUROMART STUDY GROUP. (1988). Major Aeronautical Research Establishments, Testing Facilities, and Schools in Europe. *EUROMART Study Report*, Annex 4: A4/56-A4/86; Annex 14: A14/1-A14/11.
- (17) POLHAMUS, E.C. (1981). The Large Second Generation of Cryogenics Tunnels. *Astronautics & Aeronautics* 19 (10): 38-51.
- (18) GRUNNET, J.L. (1984). Transonic Wind Tunnel Wall Interference Minimization. *J. Aircraft* 22 (9): 694-699.
- (19) LO, C.F. (1978). Tunnel Interference Assessment by Boundary Measurements.. *AIAA Journal* 16 (4): 411-413.
- (20) MOSES, D.F. (1983). Wind Tunnel Wall Correction Deduced by Iterating from Measured Wall Static Pressure. *AIAA Journal* 1 (12): 1667-1673. Comments by P.R. Ashill. (1985). *AIAA Journal* 23 (12): 2003-2004.
- (21) SEARS, W.R., VIDAL, R.J., ERICKSON, JR., J.C., RITTER, A. (1977). Interference Free Wind-Tunnel Flows by Adaptive-Wall Technology. *J. Aircraft* 14 (11): 1042-1050.
- (22) SATYANARAYANA, B., SCHAIRER, E., DAVIS, S. (1981). Adaptive-Wall Wind-Tunnel Development for Transonic Testing. *J. Aircraft* 18 (4): 273-279.
- (23) SHINDO, S., RAE, W.H., AOKI, Y., HILL, E.G. (1979). Improvement of Flow Quality at the University of Washington Subsonic Wind Tunnel. *J. Aircraft* 16 (7): 419-420.
- (24) MANGIAROTTY, R.A., BOHN, A.J. (1980). Wind Tunnel Study of Acoustical Disturbance Effect on Controlled Laminar Flow. *AIAA Journal* 18 (7): 801-807.
- (25) EWALD, B. (1979). The Development of Electron Beam Welded, Strain-Gaged Wind-Tunnel Balances. *J. Aircraft* 16 (5): 349-352.
- (26) SETTLER, G.S. (1986). Modern Developments in Flow Visualization. *AIAA Journal* 24 (8): 1313-1323.
- (27) CHAMPAN, D.R., MARK, H., PIRTLE, M.W. (1975). Computers vs. Wind Tunnels for Aerodynamic Flow Simulation. *Astronautics & Aeronautics* 13 (4): 22-30, 35.
- (28) FRIEDMAN, L. (1988). *Starsailing*. John Wiley & Sons, Inc., New York.