

INDICE

1.	Título	2
2.	Objetivos del experimento	2
3.	Bases conceptuales	2
3.1.	Arrastre sobre cuerpos sumergidos	2
3.2.	Fuerza de sustentación	11
4.	Desarrollo experimental	18
4.1.	Flujo sobre cuerpos sumergidos	18
4.2.	Flujo sobre perfiles aerodinámicos	21
5.	Procesamiento de datos	25
5.1.	Arrastre sobre cuerpos sumergidos	25
5.2.	Arrastre y sustentación sobre perfiles aerodinámicos	26
6.	Análisis de resultados	28
6.1.	Arrastre sobre cuerpos sumergidos	28
6.2.	Arrastre y sustentación sobre perfiles aerodinámicos	28
6.3.	Comentarios y conclusiones	28
7.-	Referencias	28

1. COMPORTAMIENTO AERODINAMICO DE CUERPOS FUSELADOS Y PERFILES ALARES

2. OBJETIVOS DEL EXPERIMENTO

- 2.1. Familiarizar al estudiante con el lenguaje técnico usado en el quehacer de la aerodinámica.
- 2.2. Conocer la técnica para medir coeficientes de resistencia aerodinámica sobre cuerpos sometidos a una corriente de fluido.
- 2.3. Medir coeficientes aerodinámicos en perfiles alares.
- 2.4. Estudiar el comportamiento aerodinámico de perfiles alares y la acción de elementos complementarios como el alerón de fuga (flap), alerón de ataque (slat), winglet y spoiler, entre otros.
- 2.5. Estudiar el efecto que tiene la geometría y la aspereza superficial de los cuerpos fuselados en relación al comportamiento de la capa límite hidrodinámica y su posterior efecto en la resistencia aerodinámica y sustentación.

3. BASES CONCEPTUALES

3.1. ARRASTRE SOBRE CUERPOS SUMERGIDOS

La relación empírica que permite conocer el esfuerzo de arrastre sobre un cuerpo sumergido expuesto a una corriente de fluido, es:

$$D = C_D \rho A \frac{U_o^2}{2} \quad [1]$$

donde:

D = fuerza de arrastre (Drag).

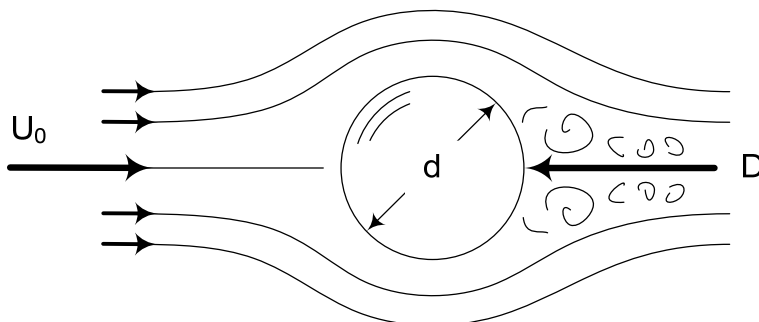
C_D = coeficiente de arrastre (determinado experimentalmente).

ρ = densidad del fluido.

A = área frontal del cuerpo perpendicular a la corriente U_o .

U_o = velocidad de la corriente libre.

La mecánica de flujo sobre un cilindro o esfera se muestra en el siguiente dibujo.



Según el análisis dimensional y semejanza, el coeficiente de resistencia para una geometría dada en flujo estacionario es función de los siguientes parámetros adimensionales.

$$C_D = C_D(\alpha, \varepsilon/d, R_e, M, W, F) \quad [2]$$

donde:

α = Angulo de ataque.

ε/d = Asperidad relativa de la superficie del cuerpo.

R_e = Número de Reynolds = $\frac{U_0 x}{\nu}$

M = Número de Mach = $\frac{U_0}{\sqrt{k R T_0}}$

W = Número de Weber = $\frac{\rho U_0^2 x}{\sigma}$

F = Número de Froude = $\frac{U_0}{\sqrt{g x}}$

en que

x = Longitud característica.

k = C_p / C_v = constante adiabática de un gas.

T_0 = Temperatura de la corriente libre.

U_0 = Velocidad de la corriente libre.

σ = Tensión superficial.

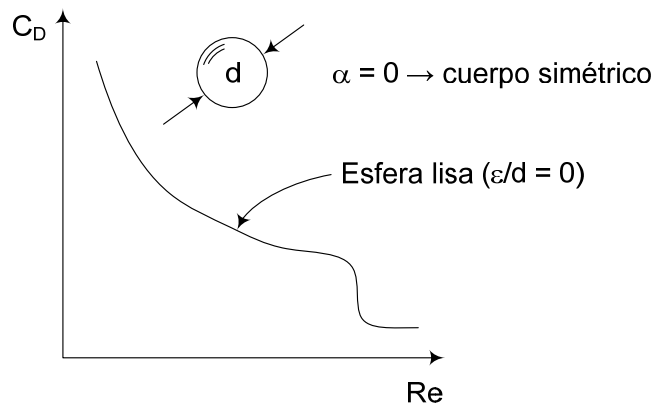
La experiencia muestra que las cantidades relevantes que afectan al coeficiente de arrastre se pueden reducir a

$$C_D = C_D \left(\alpha, \frac{\varepsilon}{d}, R_e, M \right) \quad [3]$$

En general, cuando $M < 0.3$ se asume que el flujo es incompresible, de modo que:

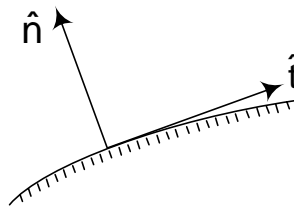
$$C_D = C_D \left(\alpha, \frac{\varepsilon}{d}, R_e \right) \quad [4]$$

La representación grafica experimental de esta expresión para una esfera es la siguiente



La fuerza total que soporta un cuerpo sometido a una corriente de fluido es:

$$\vec{F} = - \iint P dA \hat{n} + \iint \tau dA \hat{t} \quad [5]$$



Para el caso en que sólo interesa el arrastre en la dirección de la corriente libre, se tiene

$$D = D_{\text{parásita}} + D_{\text{inducida}}$$

$$D = D_p + D_i \quad [6]$$

D_p = Resistencia de forma, fricción del perfil y resistencia por interferencias.

D_i = Resistencia inducida debida al ángulo relativo α
 $(C_L^2 / \pi s e)$

Aquí la resistencia de forma se debe a la presión superficial sobre el cuerpo, en cambio, la resistencia viscosa se debe al esfuerzo de corte sobre la superficie antes señalada. En resumen, la fuerza de arrastre D es una combinación entre la resistencia de forma y la de fricción.

La resistencia causada por la viscosidad se puede expresar como

$$R_\mu = R_{\text{fricción}} + R_{\text{presión}} \quad [7]$$

donde la resistencia por fricción aumenta con la capa límite turbulenta y disminuye con la laminar; en cambio la resistencia por presión estática alrededor del cuerpo disminuye con capa límite turbulenta (punto de despegue cerca del borde de fuga) y crece con capa límite laminar (punto de despegue se acerca al borde de ataque donde hay mayor velocidad local y menor presión $\left(\frac{\partial u}{\partial y} = 0\right)$).

EFFECTOS DE LA CAPA LIMITE

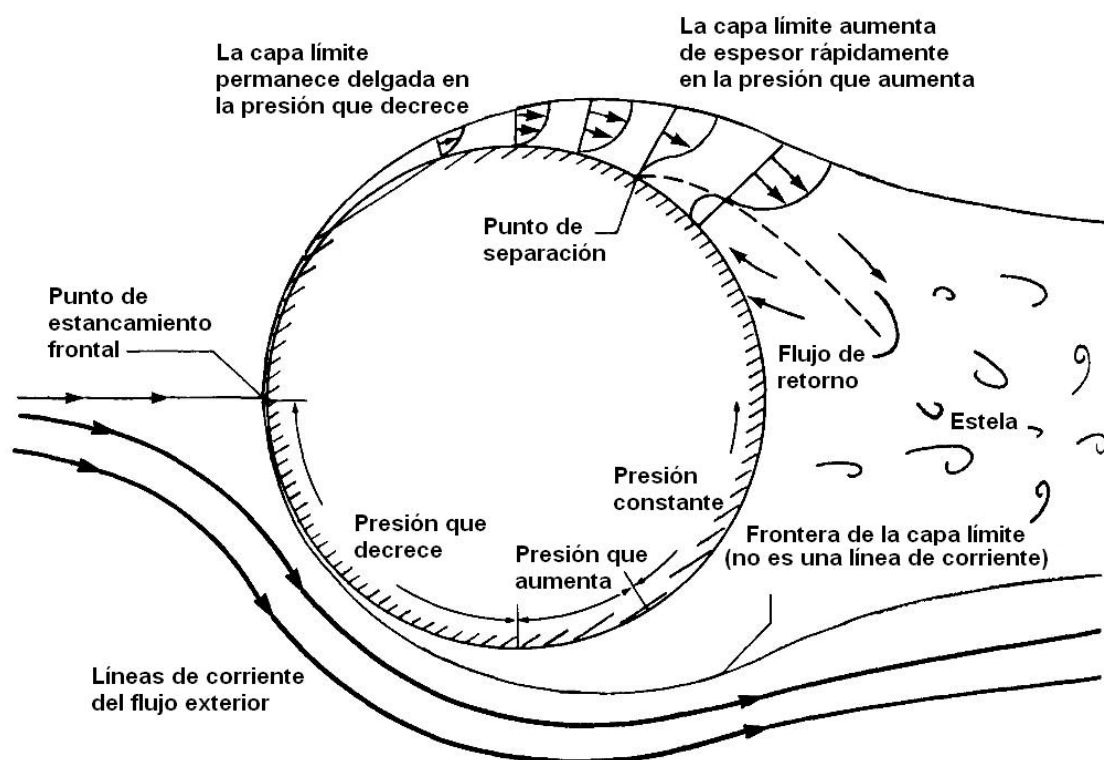
Mientras mayor sea el número de Reynolds en la corriente libre, mayor será la velocidad asociada al tamaño del cuerpo, sin embargo, la viscosidad cinemática del fluido puede variar muy poco. Este hecho hace presumir que el flujo a alta velocidad se comporta como fluido de baja viscosidad.

Por otra parte, se observa que, para flujos de alta velocidad, el espesor de la capa límite es muy pequeño (Prandtl, 1904). Por otro lado, el valor de $\frac{\partial u}{\partial y}$ se hace mayor por lo que para viscosidades pequeñas, los esfuerzos de corte se hacen grandes.

Mientras el espesor de la capa límite sea delgado, la variación de presión en la superficie del cuerpo es pequeña. Esto controla la resistencia de forma.

Cuando existe despegue o separación de la capa límite respecto del cuerpo crece el fuerza de forma y también lo hace el de fricción.

La siguiente figura muestra este fenómeno.

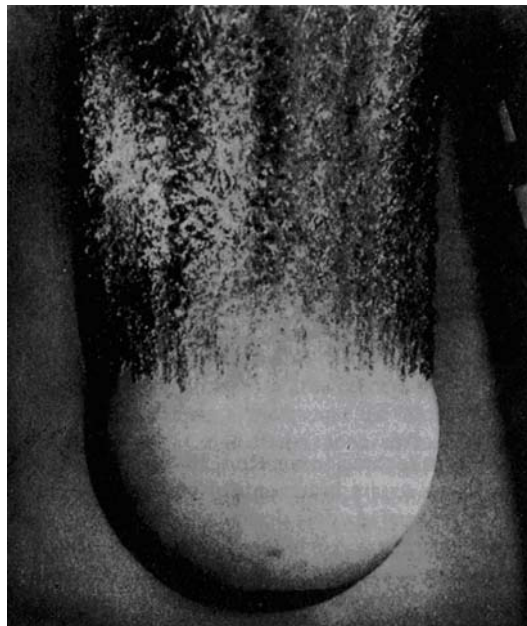


Configuración del flujo de fluido sobre una esfera lisa.

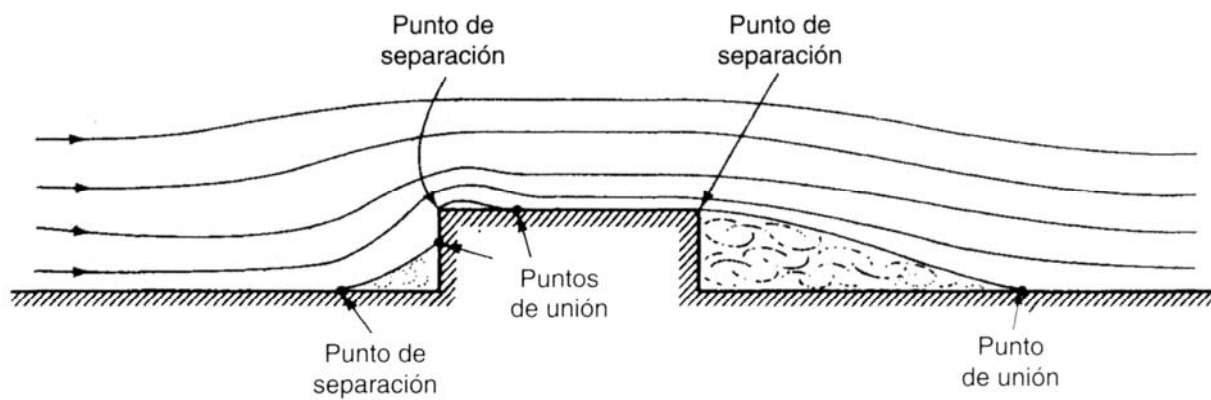
Una capa límite laminar se despegue más pronto que una turbulenta sobre una esfera lisa. La capa límite turbulenta retrasa el despegue o separación.



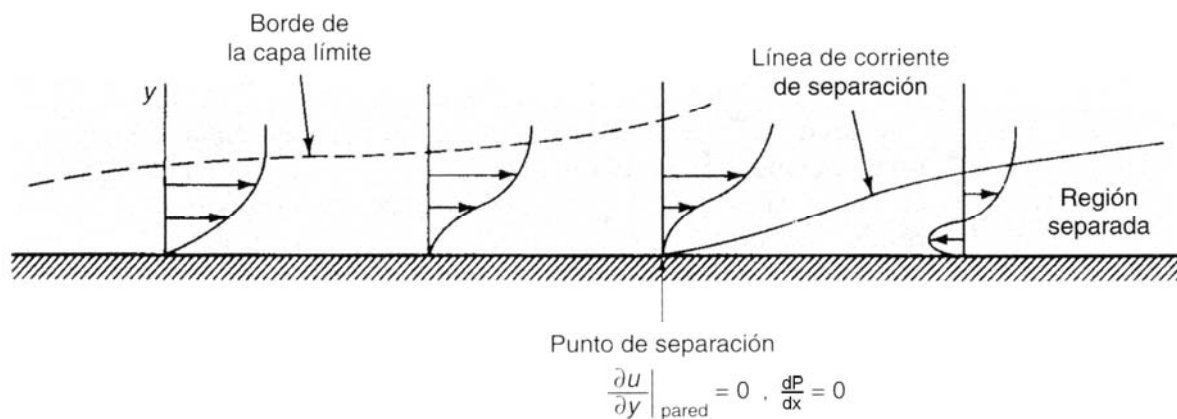
Capa límite laminar
(mayor resistencia)



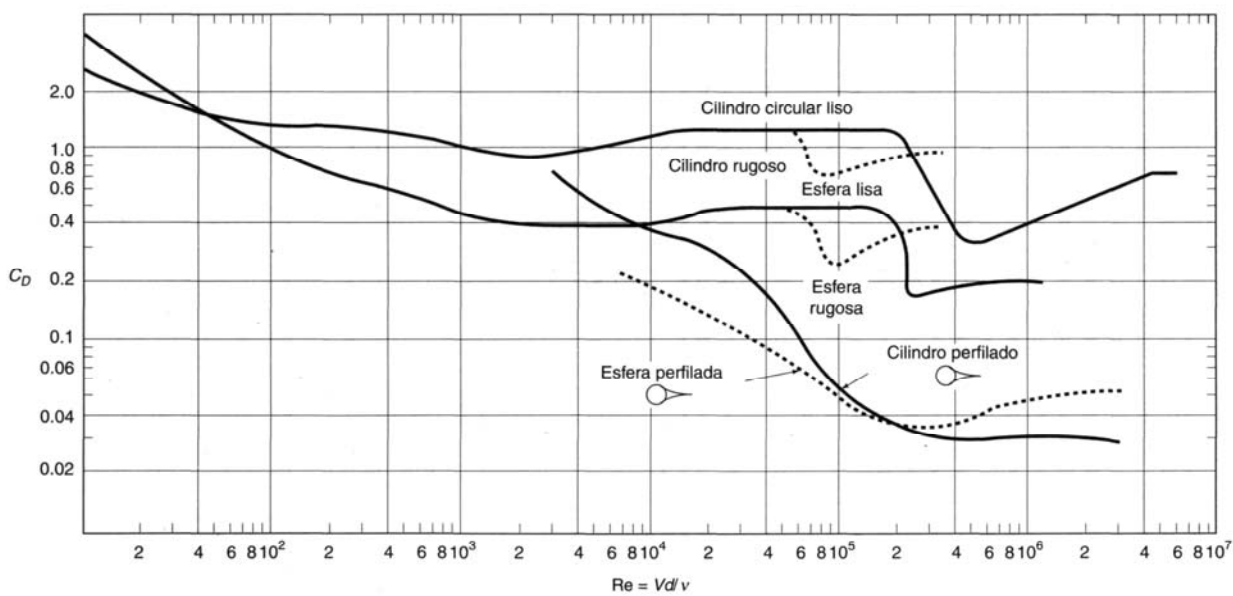
Capa límite turbulenta
(menor resistencia)



Flujo con obstáculo sobre una pared sólida.



Fenómeno de separación de la capa límite sobre una pared sólida.



Efecto de la aspereza relativa y del perfilamiento en cuerpos sumergidos (cilindro y esfera).



Desprendimiento de vórtices por despegue de capa límite que inducen vibración sobre el cuerpo.

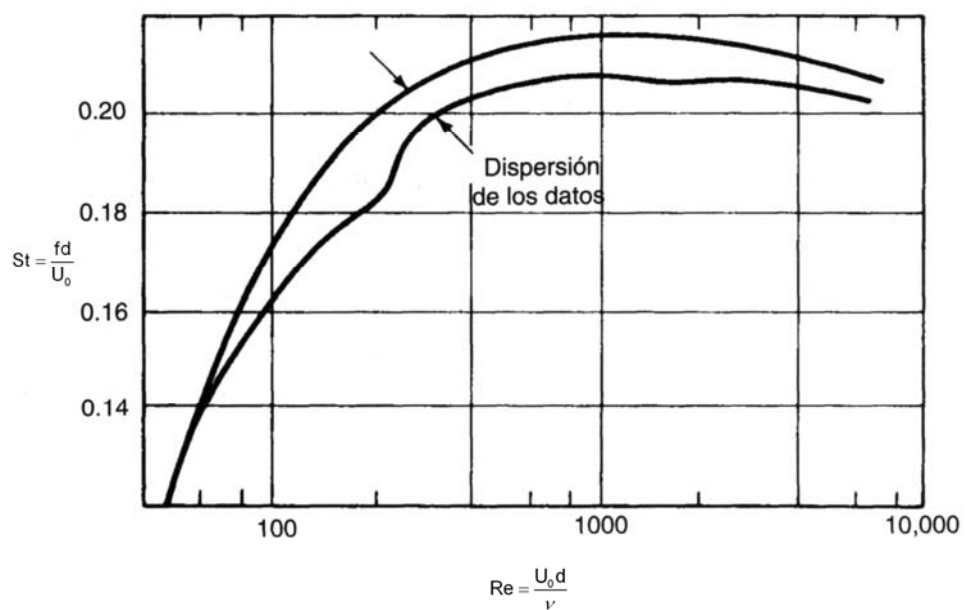
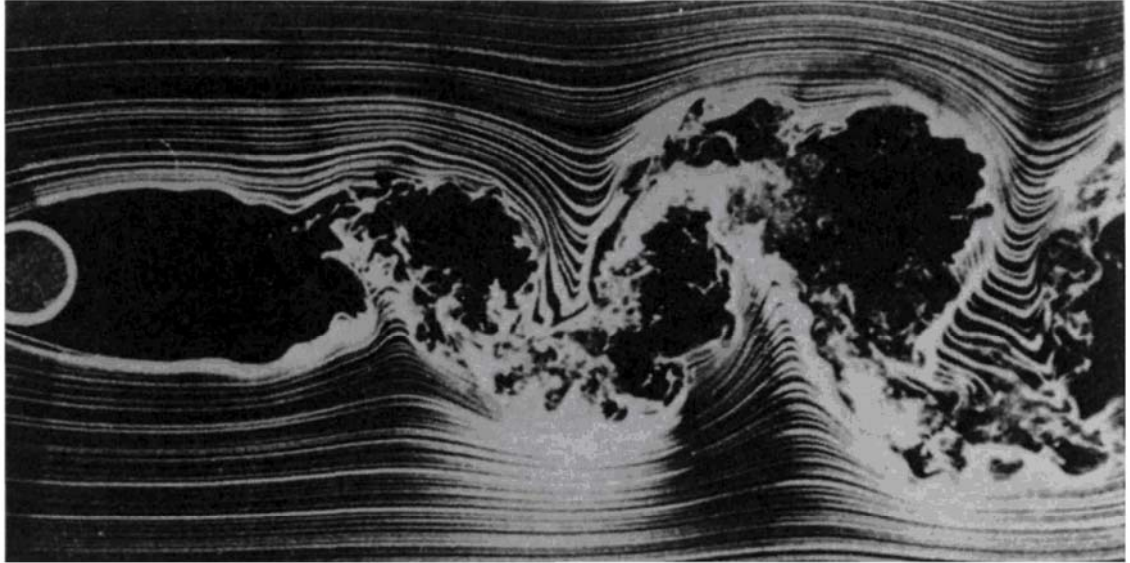
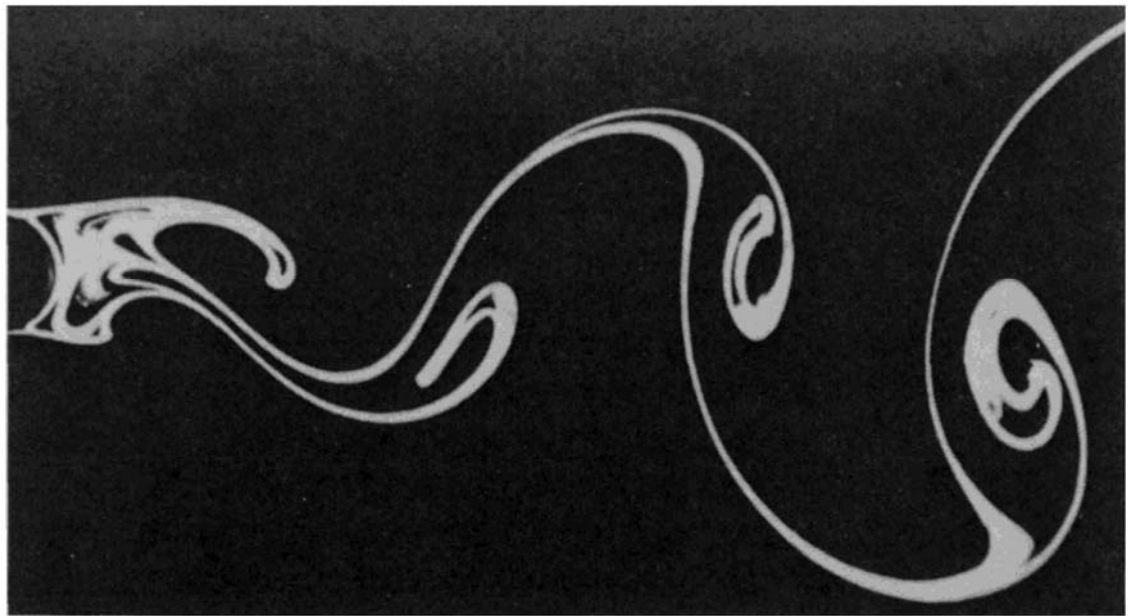


Gráfico de Strouhal que muestra el comportamiento resonante de un cuerpo que vibra a la misma frecuencia con los vórtices.

- f = frecuencia de vibración del cuerpo.
- d = longitud representativa del cuerpo (para cilindro, d = diámetro).
- U_0 = velocidad del flujo.
- ν = viscosidad cinemática del fluido.



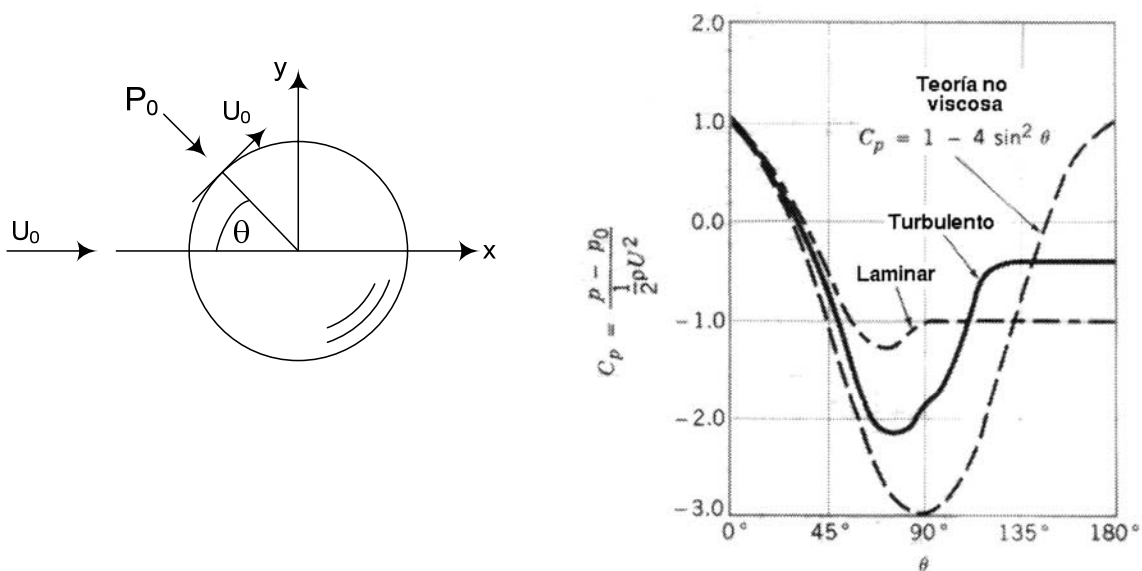
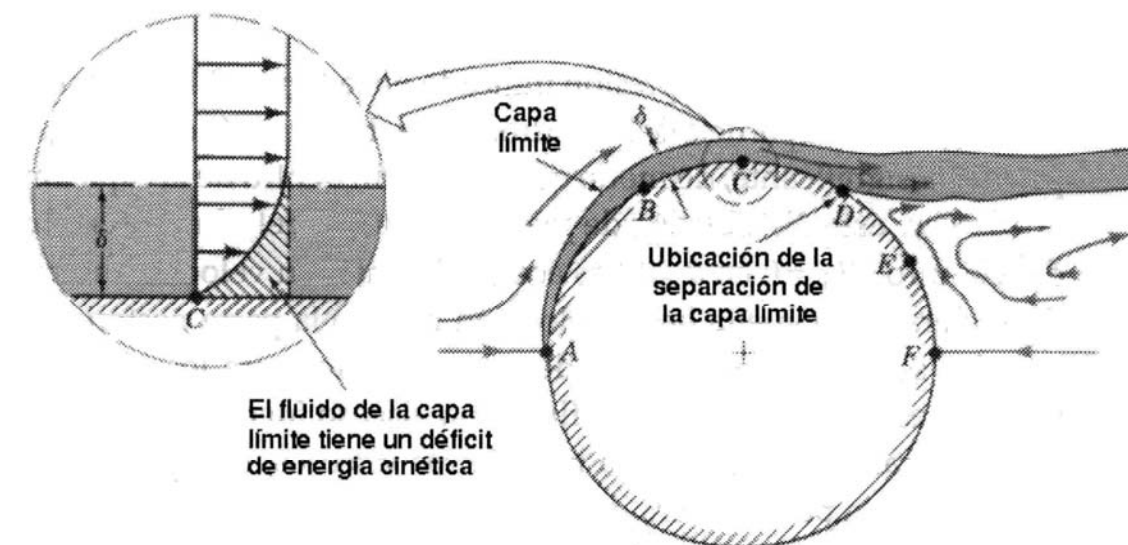
(a)



(b)

(a).- Vórtices en una estela turbulenta.

(b).- Vórtices en una estela laminar.



3.2. FUERZA DE SUSTENTACION

Esta fuerza se presenta en los perfiles alares cuando se los expone a una corriente de fluido bajo un cierto ángulo de ataque.

La sustentación es función fundamentalmente del ángulo de ataque α , la velocidad de la corriente libre U_0 y de su geometría.

La expresión clásica obtenida de análisis dimensional es

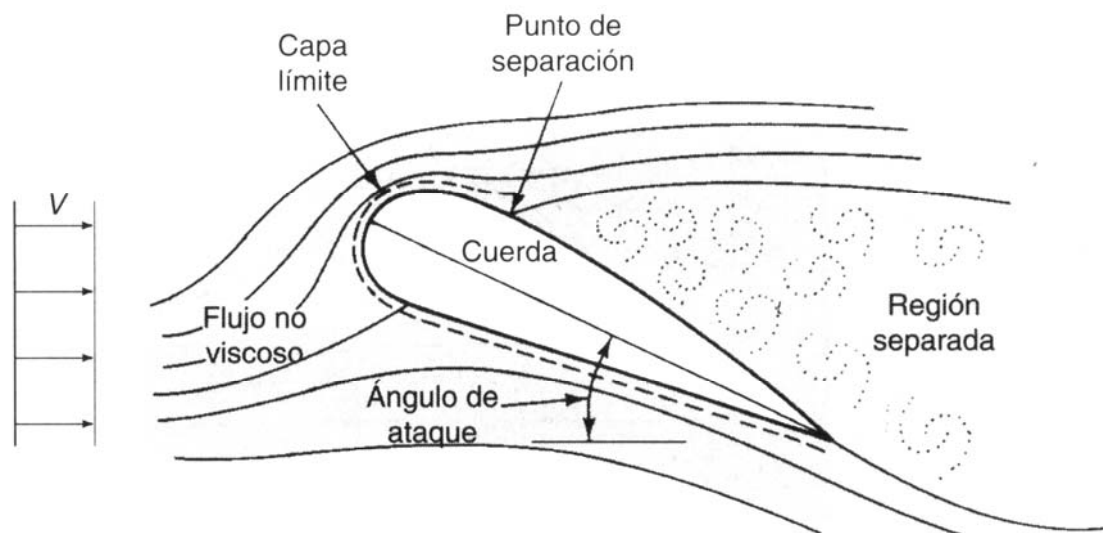
$$L = C_L \rho A \frac{U_o^2}{2} \quad [8]$$

donde:

- L = fuerza de sustentación (Lift).
 C_L = coeficiente de sustentación.
 ρ = densidad del fluido.
A = área aerodinámica del perfil (C_b = cuerda x envergadura).
 U_o = velocidad de la corriente libre.

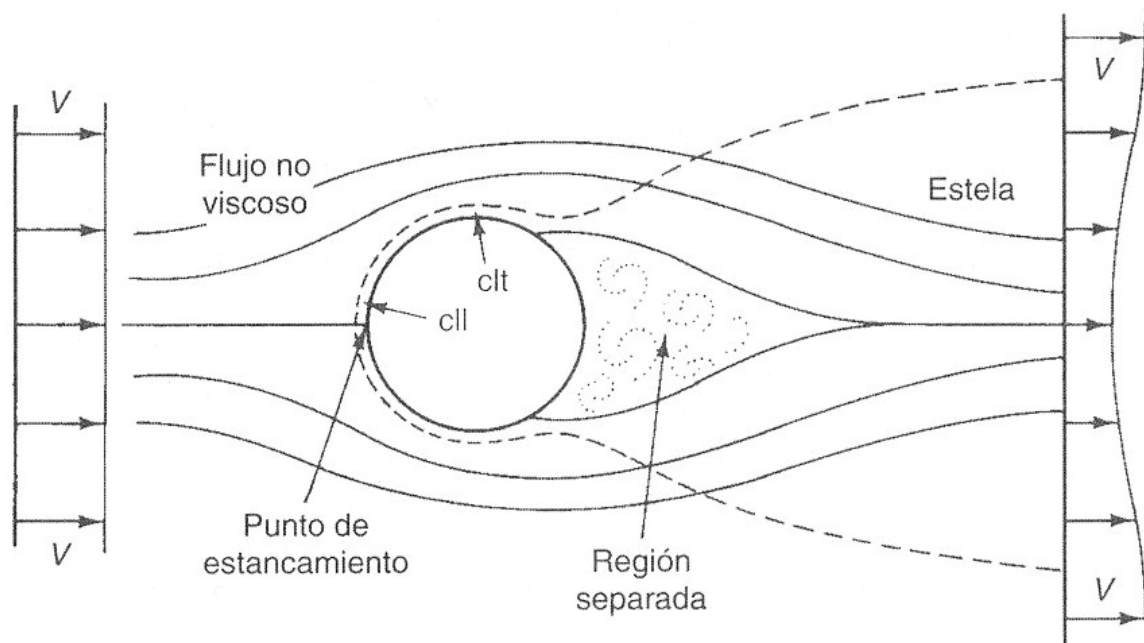
El origen de la sustentación proviene de la circulación (Γ) que se genera cuando un fluido fluye sobre un cuerpo aerodinámico sustentador. La sustentación la da la asimetría del cuerpo y el ángulo de ataque, ambos efectos referidos a la dirección de la corriente.

La presencia de la capa límite sobre el perfil aerodinámico afecta tanto la sustentación como el arrastre del cuerpo. La siguiente figura muestra los efectos más importantes de la capa límite sobre un perfil aerodinámico

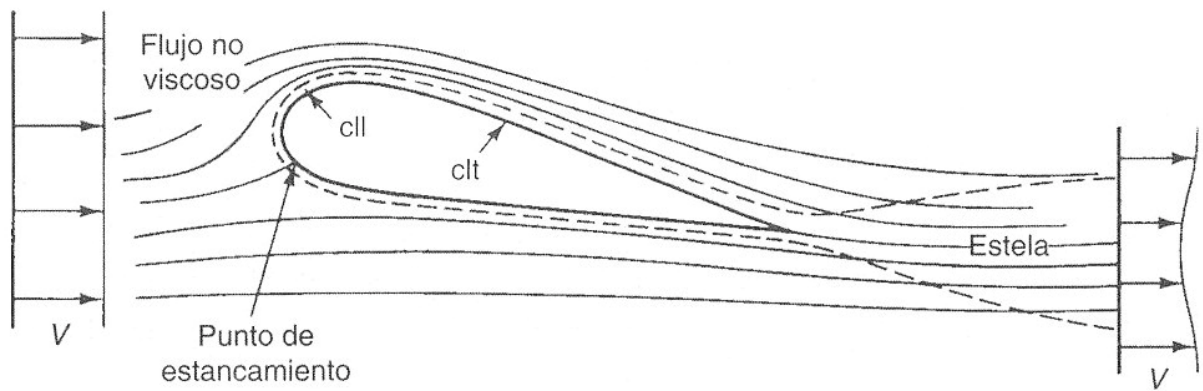


Capa límite separada sobre un perfil aerodinámico (stall)

cl = capa límite laminar
 clt = capa límite turbulenta



Caso de un cilindro con capa límite separada (stall).



Capa límite adherida al perfil.

La resistencia inducida se obtiene de

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi S e} \quad [9]$$

donde:

C_L = coeficiente de sustentación.

S = sección hipotética transversal de la masa de aire desviada por el perfil = $\frac{b^2}{A}$ = razón de aspecto = $\frac{b}{c}$.

A = área aerodinámica del perfil.

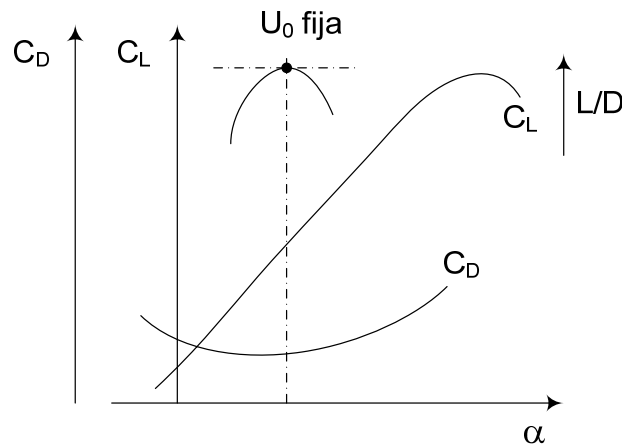
c = cuerda.

b = envergadura (en S se usa 2 alas).

e = factor experimental (Oswald) = depende de la distribución elíptica de sustentación en las alas. Para aviones de alas delgadas $e = 0,6$. Para alas gruesas $e = 0,8$.

$$D_i = C_{Di} \rho A \frac{U_o^2}{2} \quad [10]$$

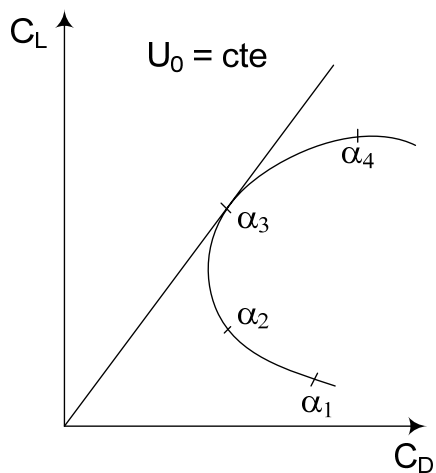
CURVAS POLARES DE PERFILES AERODINAMICOS



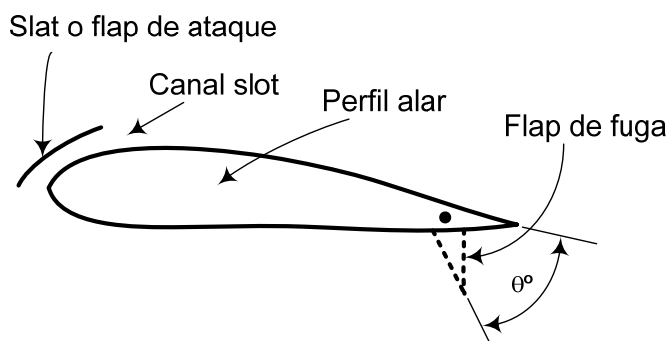
Coeficiente de resistencia total es:

$$C_D = C_{DP} + \frac{C_L^2}{\pi S e} \quad [11]$$

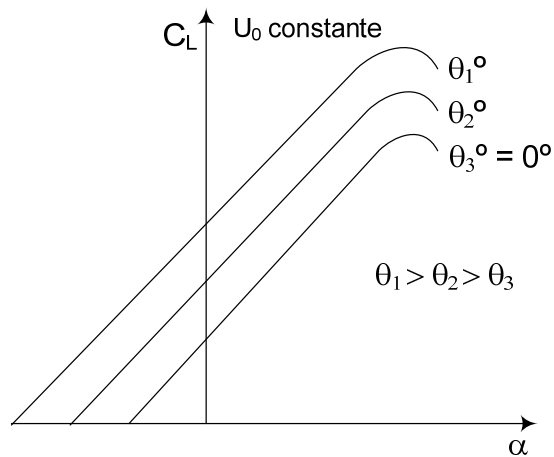
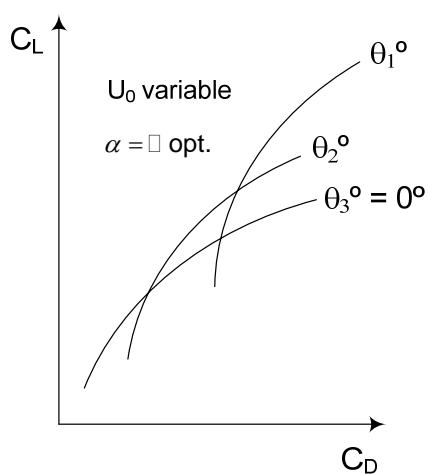
C_{DP} = coeficiente de resistencia parásita o fundamentalmente resistencia de estela.

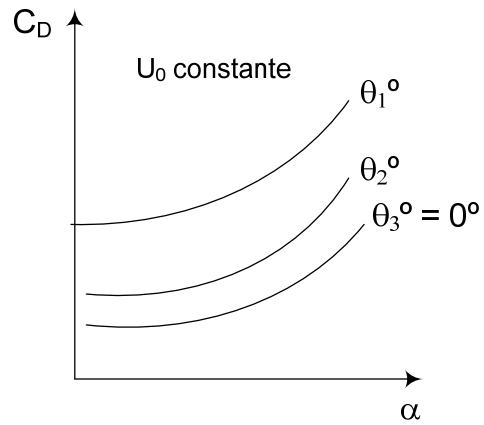


COMPORTAMIENTO DE LOS ACCESORIOS DE PERFILES ALARES

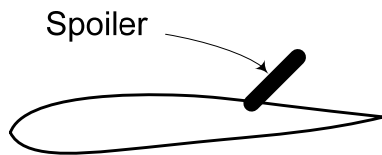


Perfil alar con accesorios

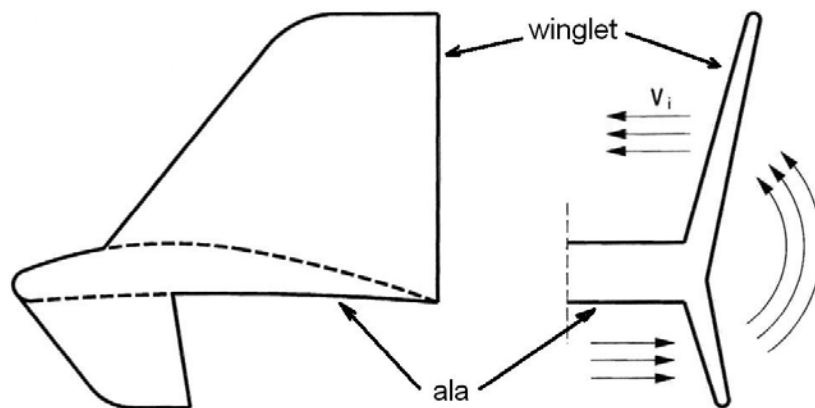




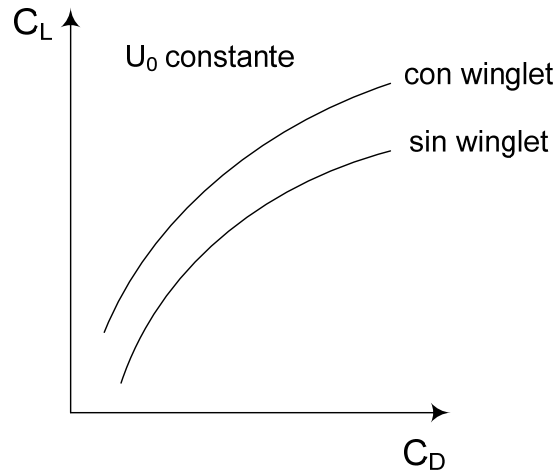
Otros accesorios utilizados para mejorar las actuaciones de los perfiles alares.



Los spoiler se usan como aerofrenos.



El winglet se utiliza para disminuir el efecto negativo de los vórtices de punta de las alas.



Efectos del winglet sobre la sustentación y arrastre.

4. DESARROLLO EXPERIMENTAL

4.1. FLUJO SOBRE CUERPOS SUMERGIDOS

La medición de la fuerza de arrastre “D” y la velocidad “U₀” se lleva a cabo en un túnel de viento subsónico habilitado con una balanza mecánica y medidor de velocidad del tipo manómetro inclinado.

El coeficiente total de arrastre se obtiene de la ecuación [1].

$$C_D = \frac{D}{\rho A \frac{U_0^2}{2}} \quad [12]$$

La fuerza de arrastre se mide en la balanza del túnel de viento.

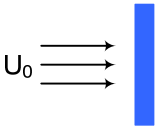
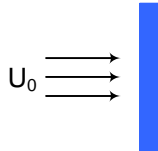
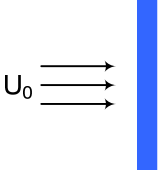
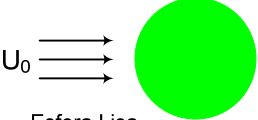
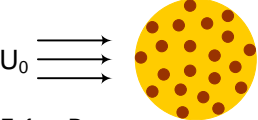
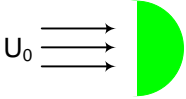
La densidad del fluido (aire) se calcula con la presión atmosférica y la temperatura ambiente.

El área A es el área proyectada del cuerpo en la dirección de la velocidad U₀.

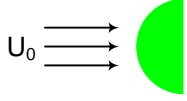
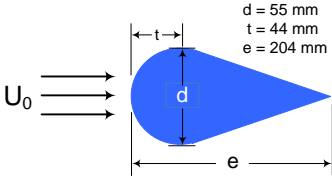
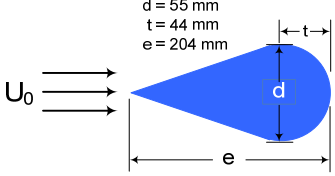
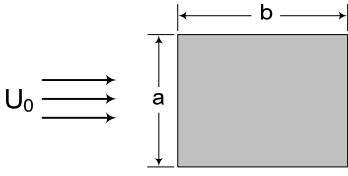
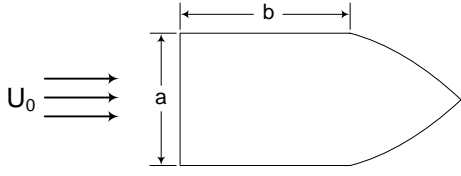
U₀ es la velocidad de la corriente libre medida en el velocímetro del túnel de viento.

Los datos experimentales se consignan en la siguiente tabla:

Tabla de datos N°1

Tipo de cuerpo	U_0 (km/h)	D (gr)
 $D_1 = 32 \text{ mm}$		
 $D_2 = 64 \text{ mm}$		
 $D_3 = 96 \text{ mm}$		
 Esfera Lisa $d = 64 \text{ mm}$		
 Esfera Rugosa $d = 64 \text{ mm}$		
 Casquete esférico $d = 65 \text{ mm}$		

Continuación Tabla N°1

Tipo de cuerpo	U_0 (km/h)	D (grf)
 <p>Casquete esférico $d = 65 \text{ mm}$</p>		
 <p>$d = 55 \text{ mm}$ $t = 44 \text{ mm}$ $e = 204 \text{ mm}$</p>		
 <p>$d = 55 \text{ mm}$ $t = 44 \text{ mm}$ $e = 204 \text{ mm}$</p>		
 <p>$a = 4 \text{ cm}$ $b = 4 \text{ cm}$</p>		
 <p>$a = 4 \text{ cm}$ $b = 4 \text{ cm}$</p>		

4.2. FLUJO SOBRE PERFILES AERODINAMICOS

La medición de la sustentación, arrastre y ángulo de ataque se miden en la balanza que para este efecto cuenta el túnel de viento subsónico para enseñanza.

La fórmula [8] permite calcular el coeficiente de sustentación, a saber:

$$C_L = \frac{L}{\rho A \frac{U_o^2}{2}} \quad [13]$$

La ecuación [1], con A modificada, se calcula el coeficiente de arrastre sobre perfiles aerodinámicos, esto es:

$$C_D = \frac{D}{\rho A \frac{U_o^2}{2}} = \frac{D}{\gamma A \frac{U_o^2}{2g}} \quad [14]$$

donde:

C_L = coeficiente de sustentación (-).

C_D = coeficiente de arrastre (-).

L = fuerza de sustentación (kg_f).

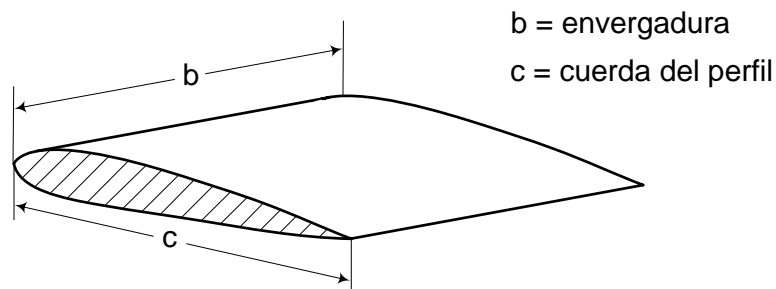
D = fuerza de arrastre (kg_f).

ρ = densidad del fluido (kg_m/m^3).

γ = peso específico del fluido (kg_f/m^3).

A = área aerodinámica del perfil (m^2).

U_o = velocidad no perturbada o de corriente libre del fluido (m/s).

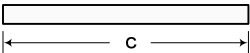
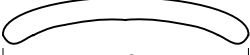


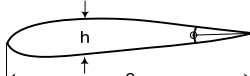
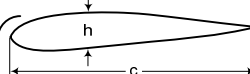


Parámetros que definen un perfil aerodinámico.

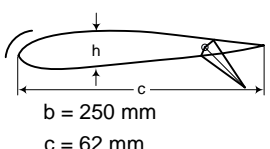
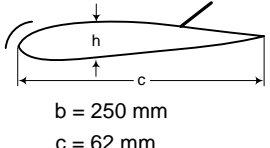
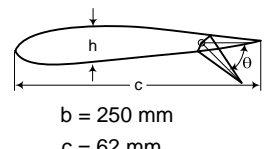
En la siguiente tabla de datos se depositan los valores que son obtenidos durante el experimento.

ENSAYO DE PERFILES A VELOCIDAD U_0 CONSTANTE

Tabla de datos N°2


PERFIL	U_0 (km/h)	L (gr _f)	D (gr _f)	α°
Perfil plano  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil curvo  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil simétrico  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil sustentador  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil con flap  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil con slat  $b = 255 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20

Continuación Tabla N°2

PERFIL	U_0 (km/h)	L (gr _f)	D (gr _f)	α°
Perfil con flap y slat  $b = 250 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil con spoiler  $b = 250 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				0
				10
				15
				20
Perfil con flap variable  $b = 250 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$				θ°
				0
				10
				20
				30

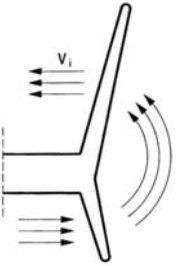
ENSAYOS DE PERFIL CON FLAP A U_0 VARIABLE
ANGULO α° OPTIMO

Tabla de datos N°3

PERFIL	θ°_1	U_0 (km/h)	L (gr _f)	D (gr _f)	α° OPTIMO	
 <p>$b = 250 \text{ mm}$ $c = 62 \text{ mm}$</p>		60				
		50				
		40				
		30				
		20				
	θ°_2	U_0 (km/h)	L (gr _f)	D (gr _f)	α° OPTIMO	
			60			
			50			
			40			
			30			
			20			
	θ°_3	U_0 (km/h)	L (gr _f)	D (gr _f)	α° OPTIMO	
			60			
			50			
			40			
			30			
			20			

EFECTO DEL WINGLET CON U_0 CONSTANTE

Tabla de datos N°4

PERFIL	U_0 (km/h)	L (grf)	D (grf)	α°
				

5. PROCESAMIENTO DE DATOS

5.1. ARRASTRE SOBRE CUERPOS SUMERGIDOS

De la ecuación [12], dimensionalmente se tiene:

$$D \rightarrow [N], \text{ introducir } \rho \text{ en } [kg_m/m^3]$$

$$\rightarrow [kg_f], \text{ introducir } \rho \text{ con } \gamma = \rho g \text{ en } [kg_f/m^3]$$

$$U_0 \rightarrow [m/s]$$

$$A \rightarrow [m^2] \text{ (área proyectada en la dirección de } U_0)$$

$$D = C_D \rho A \frac{U_0^2}{2} [N]$$

$$D = C_D \gamma A \frac{U_0^2}{2g} [kg_f]$$

$$R_e = \frac{U_0 d}{\nu}$$

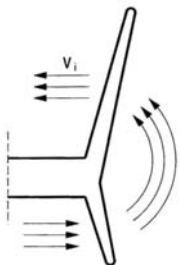
EFFECTO DEL ANGULO θ SOBRE UN PERFIL CON FLAP A U_0 VARIABLE

Resultados de los datos de tabla N°3

θ	α °	U_0 (m/s)	L (grf)	D (grf)	C_D (-)	C_L (-)	L/D (-)
$\theta_1 =$	0						
	5						
	10						
	15						
	20						
$\theta_2 =$	0						
	5						
	10						
	15						
	20						
$\theta_3 =$	0						
	5						
	10						
	15						
	20						

EFFECTO DEL WINGLET CON U_0 CONSTANTE Y α VARIABLE

Resultados de los datos de tabla N°4

PERFIL	U_0 (m/s)	α °	L (grf)	D (grf)	C_D (-)	C_L (-)	L/D (-)
		0					
		5					
		10					
		15					
		20					

6. ANALISIS DE RESULTADOS

6.1. ARRASTRE SOBRE CUERPOS SUMERGIDOS

- a) Verificar los resultados con valores consignados en la bibliografía.
- b) Usar gráficos normalizados para valores variables.

6.2. ARRASTRE Y SUSTENTACION SOBRE PERFILES AERODINAMICOS

- a) Obtención de las curvas polares tradicionales.
- b) Representar gráficamente los efectos aerodinámicos del flange, slat, winglet y del spoiler.

6.3. COMENTARIOS Y CONCLUSIONES

7. REFERENCIAS

- [1] Merle C. Potter, David C. Wiggert, "Mecánica de Fluidos", Ed. Prentice Hall, 1998.
- [2] B. Munson, D. Young, Th. OKIISHI, "Fundamentos de mecánica de fluidos", Ed. Limusa Wiley, 1999.
- [3] A. I. Carmona, "Aerodinámica y actuaciones del avión", Ed. Thomson-Paraninfo, 2004.