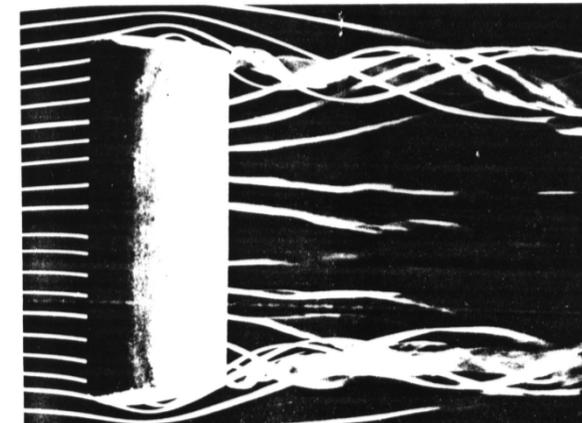
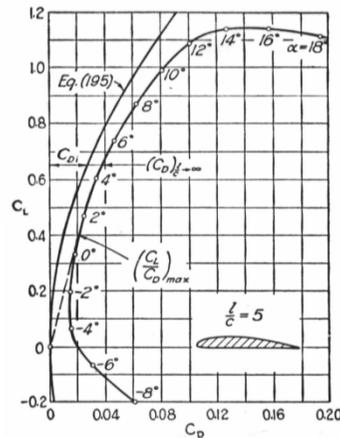
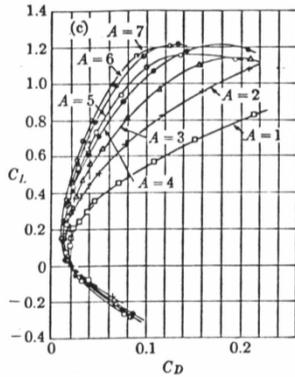
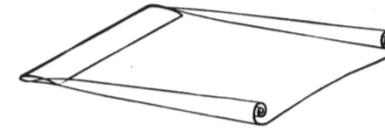


Alas en Régimen Incompresible

Sergio Esteban

sesteban@us.es

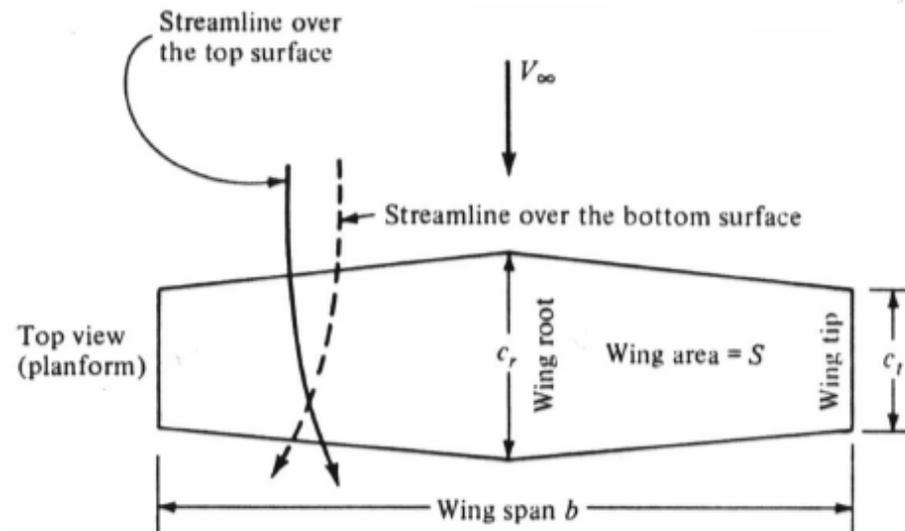


Alas en Régimen Compresible - I

- Envergadura a la distancia que hay entre las puntas del ala (b).
- El alargamiento es un parámetro adimensional que mide lo esbelta que es el ala y se define como (AR)

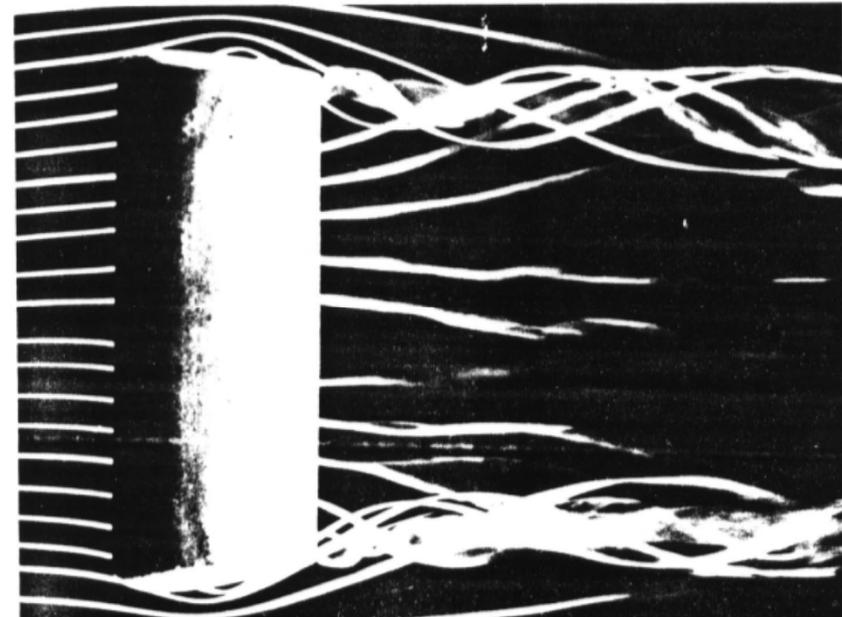
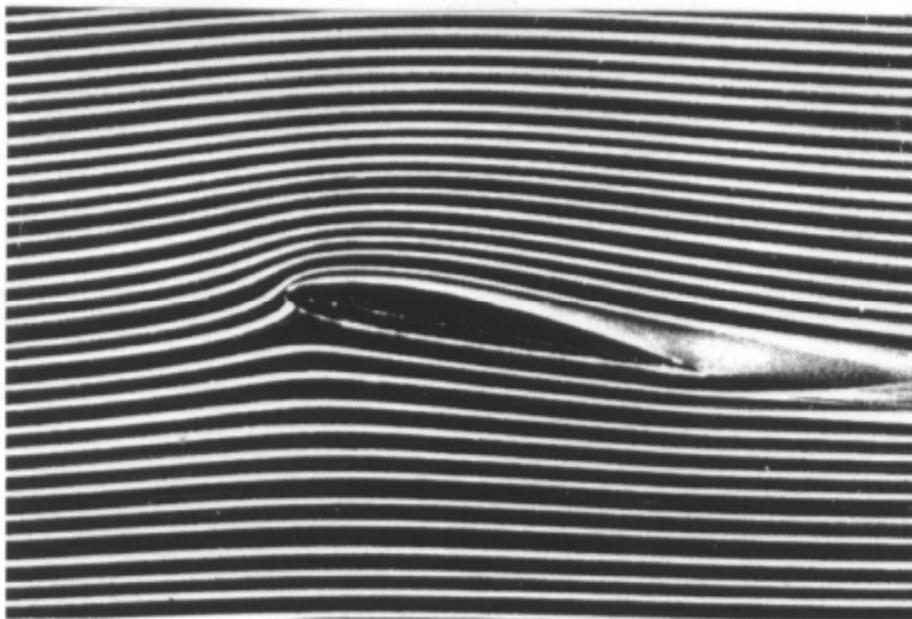
$$AR = \frac{b}{\bar{c}} \quad \longrightarrow \quad S = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(y) dy = b\bar{c} \quad \longrightarrow \quad AR = \frac{b^2}{S}$$

- AR → alargamiento - (Aspect Ratio)
- b → envergadura - (span)
- S → Superficie alar - (surface wing)
- \bar{c} → cuerda media - (mean chord)
- $c(y)$ → distribucion de cuerdas - (chord distribution)



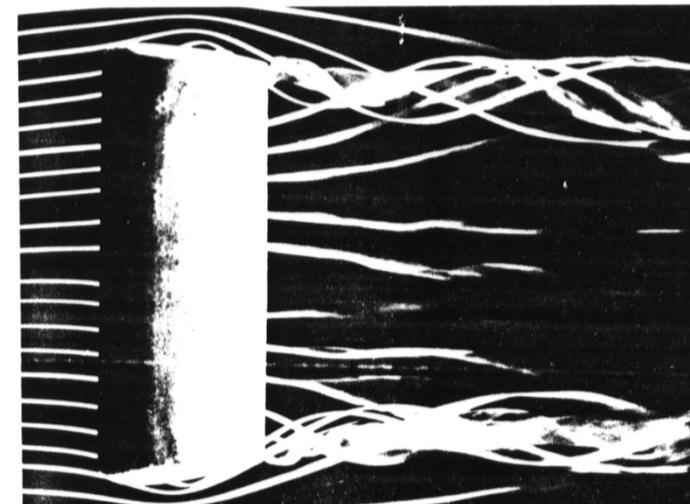
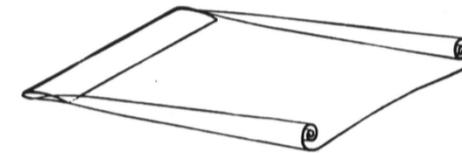
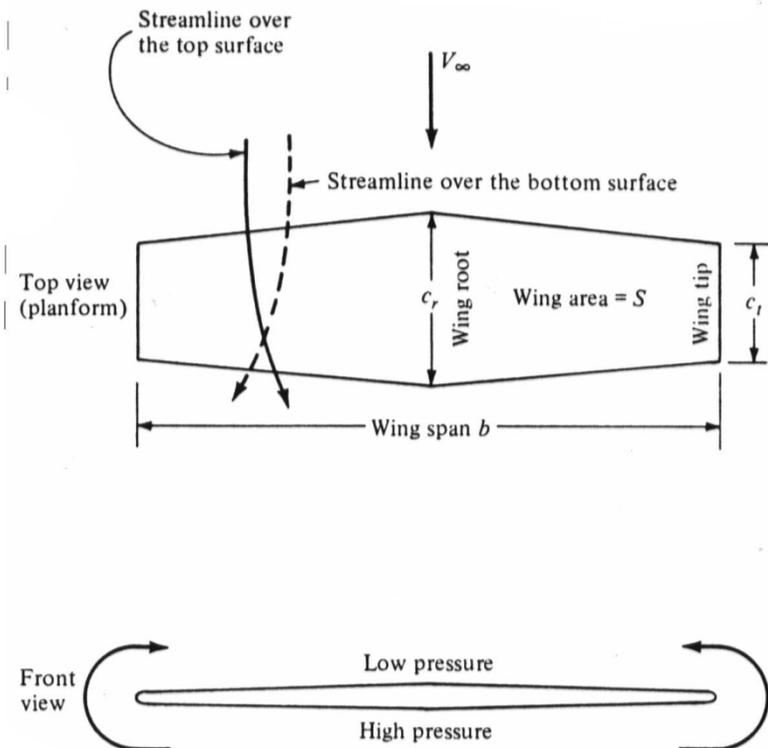
Alas en Régimen Compresible - II

- Dimensión del flujo
 - Perfiles: para perfiles el flujo es bidimensional.
 - Alas: para alas de envergadura finita el flujo es tridimensional:
 - existen variaciones del campo fluido en la dirección de la envergadura.

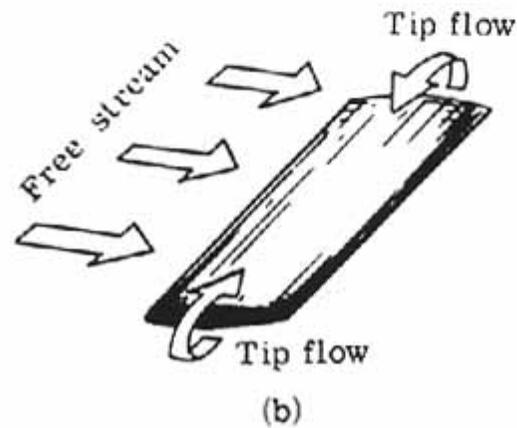
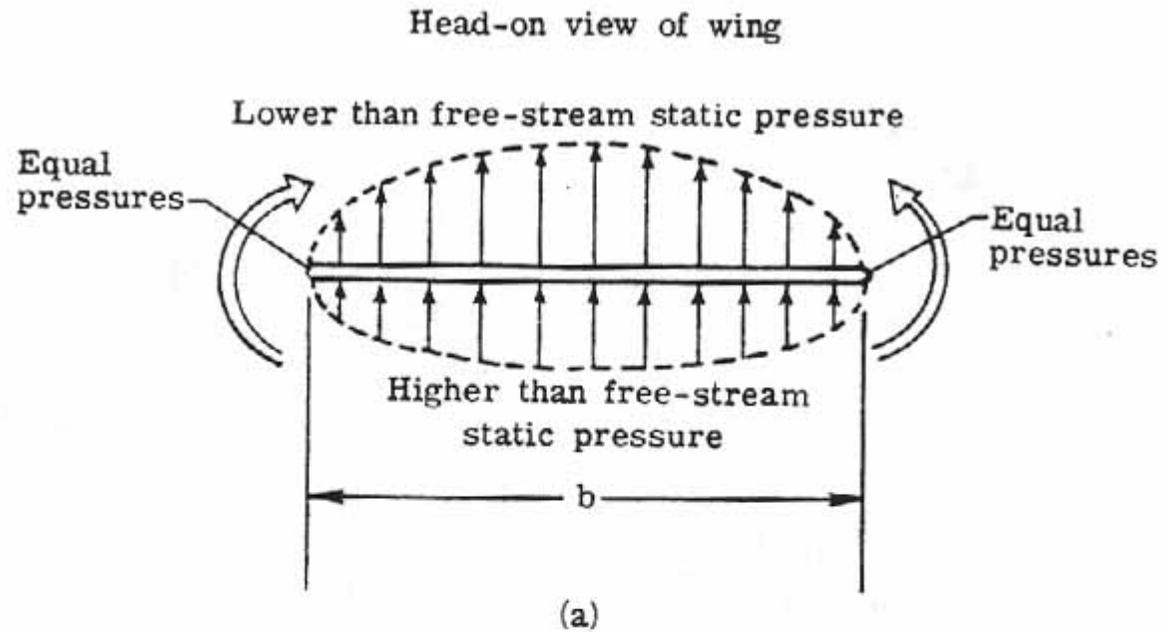


Torbellinos de Punta de Ala - I

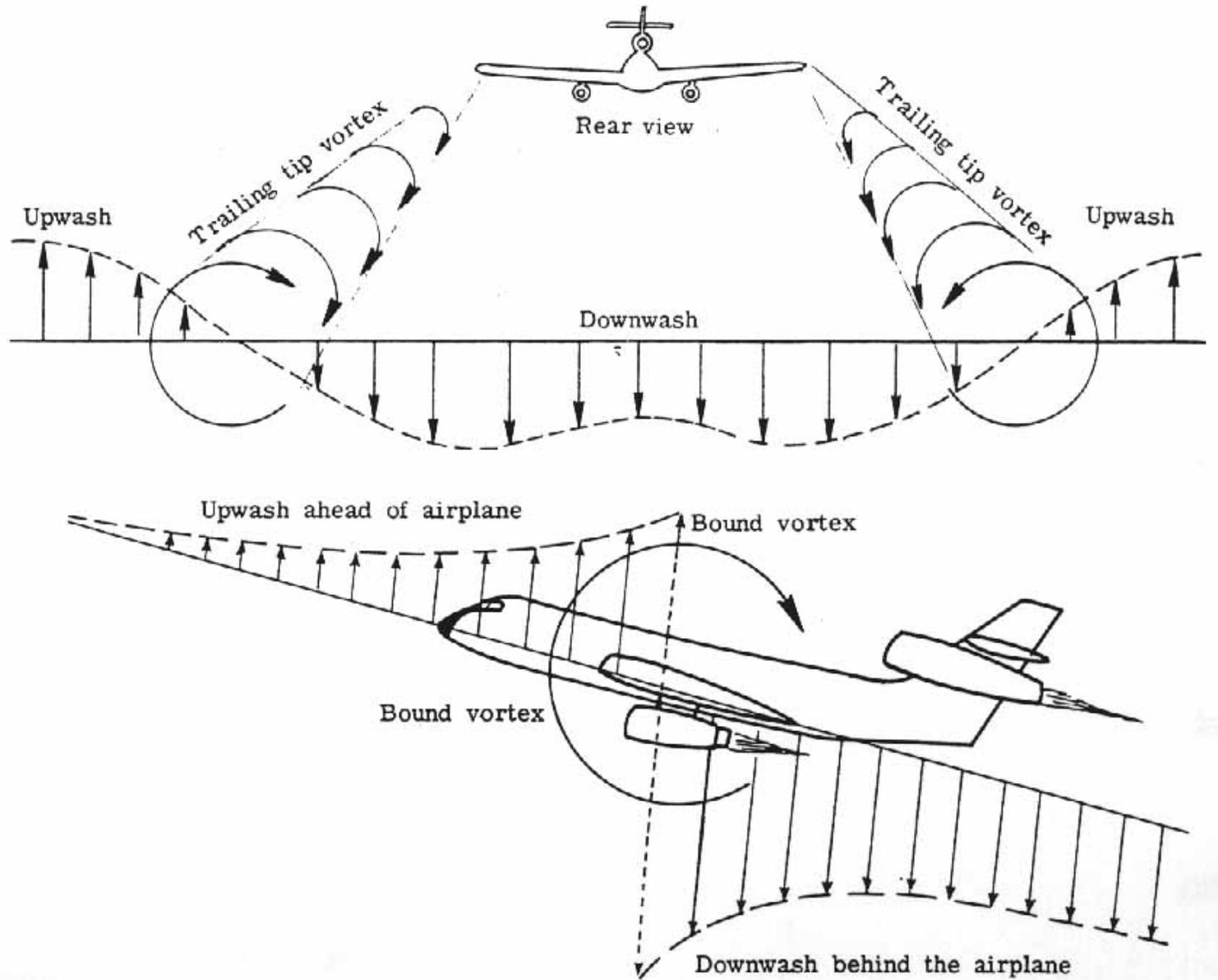
- El flujo tridimensional del **desequilibrio de presiones entre el intradós y el extradós**.
- Este desequilibrio hace que en las puntas del ala el aire del intradós borde el ala, pasando al extradós.
- Como consecuencia, en el extradós del ala aparece un flujo que va de la punta del ala hacia la raíz, y en el intradós otro flujo que va en sentido contrario.
- En el borde de salida del ala hay una discontinuidad en la dirección de la velocidad de las dos corrientes de extradós e intradós, que se mantiene aguas abajo del ala:
 - se crea una superficie de discontinuidad, una estela, la cual es inestable y tiende a enrollarse tal formando dos torbellinos conocidos como torbellinos de punta de ala (*wingtip vortices*).



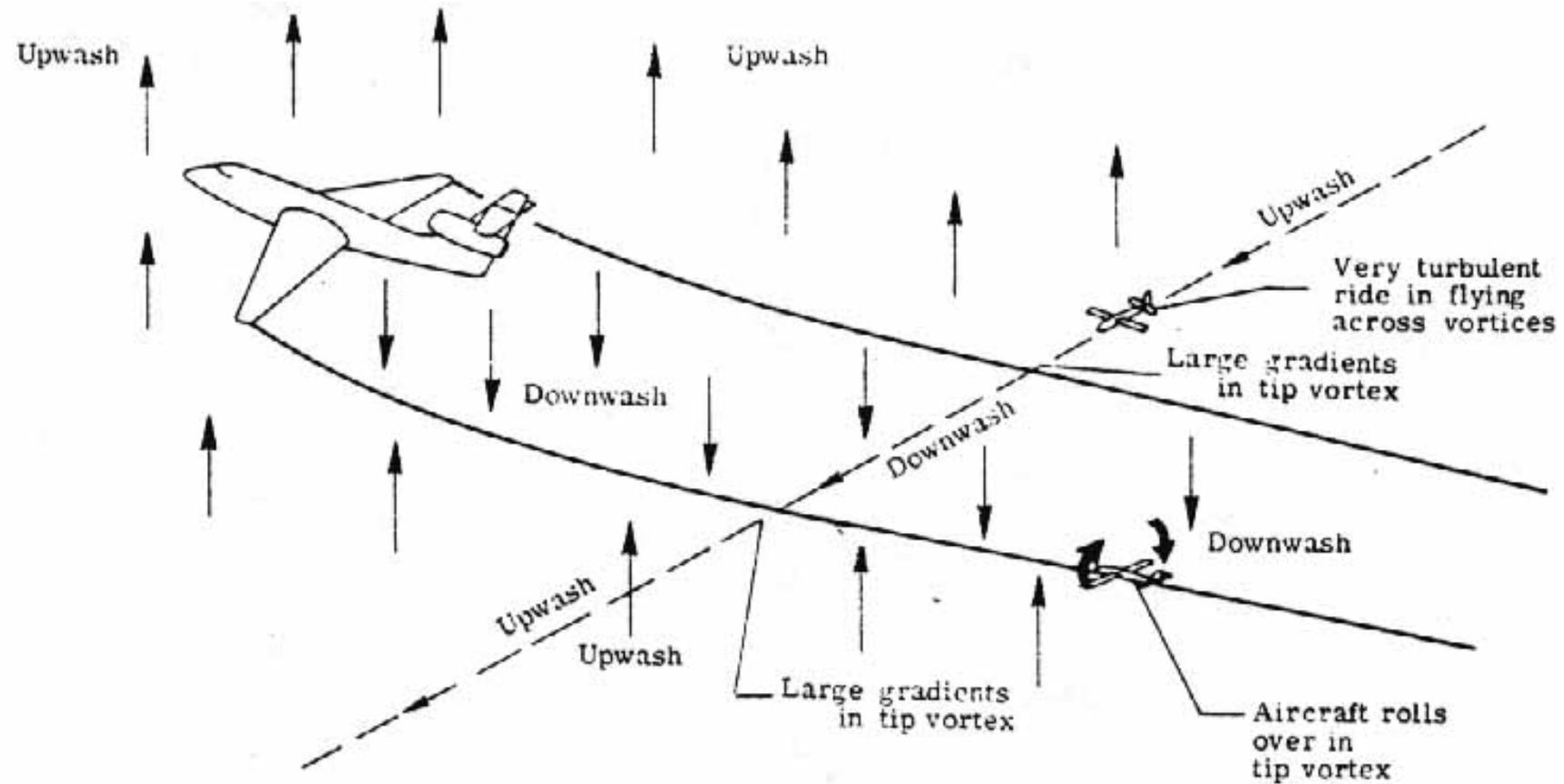
Torbellinos de Punta de Ala - II



Torbellinos de Punta de Ala - III



Torbellinos de Punta de Ala - IV



Torbellinos de Punta de Ala - V

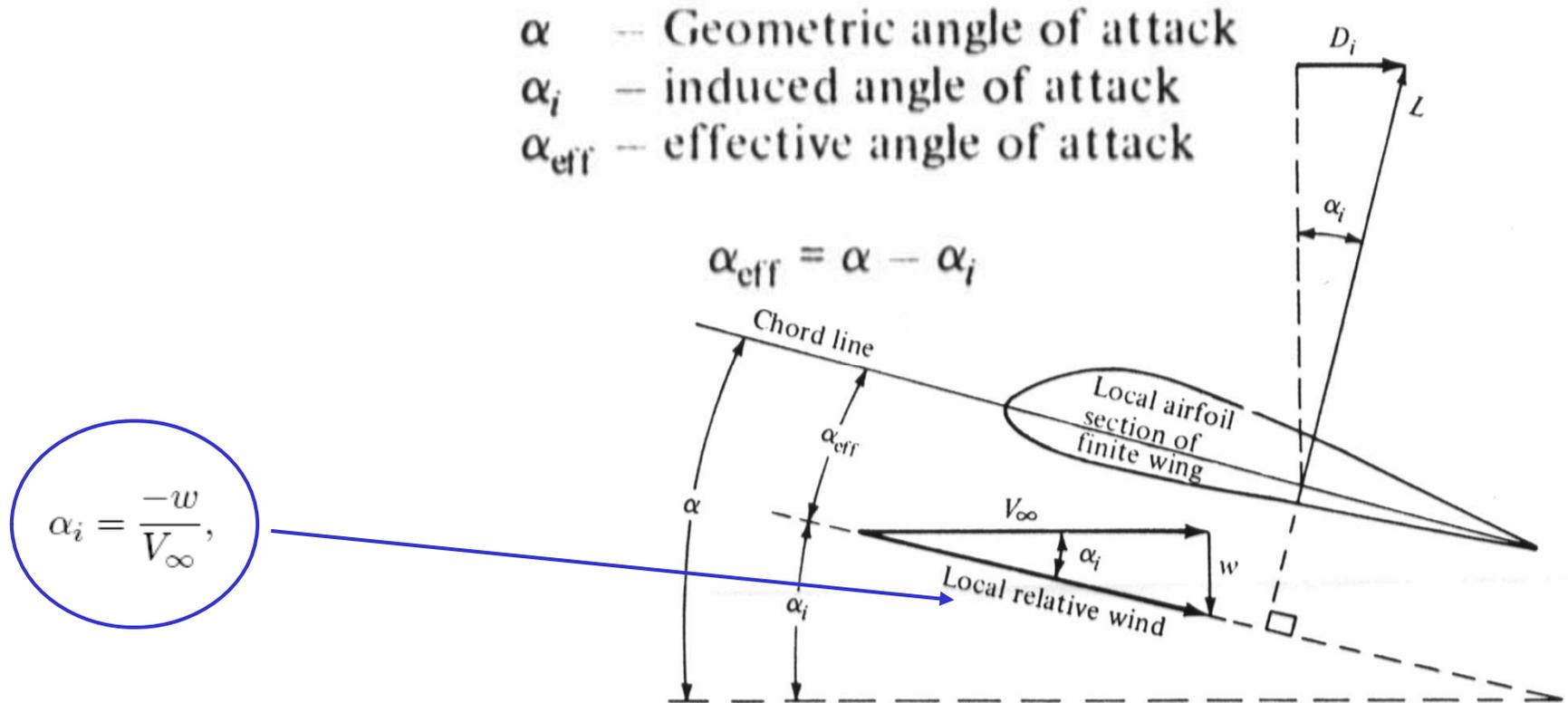


- [Video 1](#)
- [Video 2](#)

Velocidad Inducida

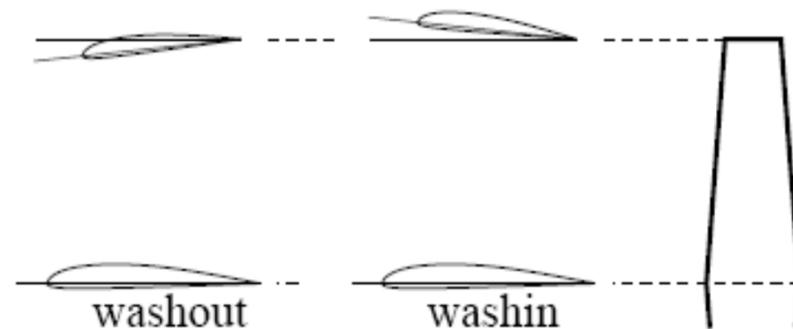
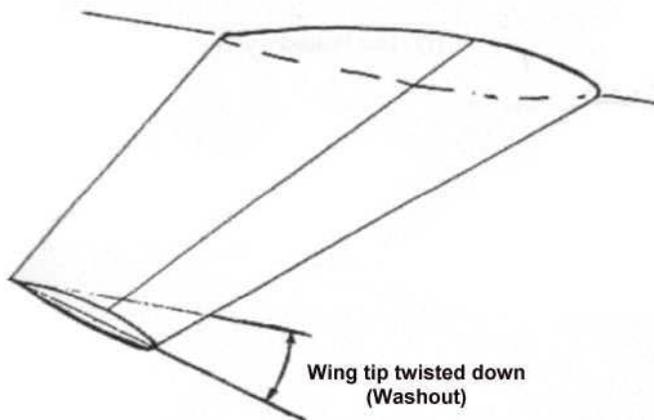
- Los torbellinos en punto modifican la aerodinámica del ala:
 - inducen una velocidad vertical descendente, velocidad inducida w , a lo largo del ala.
 - La combinación de esta velocidad con la corriente incidente hace que la dirección local del viento varíe en las proximidades de cada sección del ala.
 - La corriente es deflectada un ángulo

α — Geometric angle of attack
 α_i — induced angle of attack
 α_{eff} — effective angle of attack



Geometría del Ala - I

- Un ala tiene torsión (*twist*) si el ángulo de ataque geométrico (α) varía a lo largo de la envergadura.
- Beneficios aerodinámicos:
 - Normalmente es menor en las puntas que en la raíz del ala, con objeto de evitar la entrada en pérdida del ala por las puntas a bajas velocidades lo que supondría una pérdida de mando lateral.
- La torsión puede ser tan grande que en vuelo de crucero las puntas del ala pueden estar a ángulos de ataque negativos.
- Ventaja Estructural:
 - La torsión también presenta una ventaja estructural, ya que la mayor parte de la sustentación total se genera entonces en la parte central del ala, con lo que para la misma sustentación total el momento flector en el encastre será menor.
 - Esta misma ventaja también la presenta la disminución de la cuerda en dirección a las puntas.
 - Por razones estructurales el espesor del perfil suele disminuir en dirección a las puntas, si bien las disminuciones de la cuerda y del espesor puede hacer que el espesor relativo de los perfiles se mantenga constante



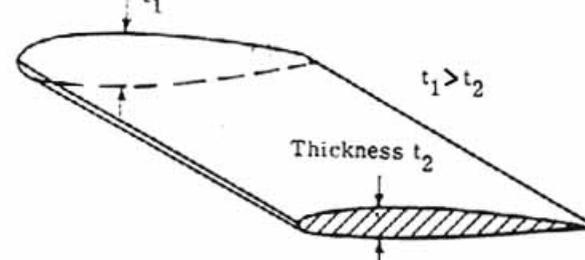
Geometría del Ala - III

Reduction in chord length - airfoil sections similar



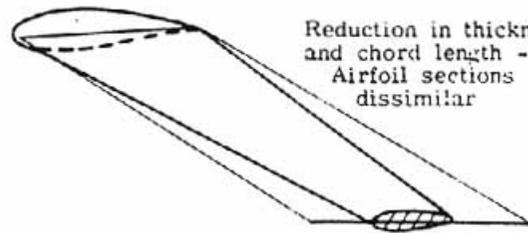
(a) Planform taper.

Reduction in thickness - airfoil thickness and sections change
Thickness t_1 Chord = Constant

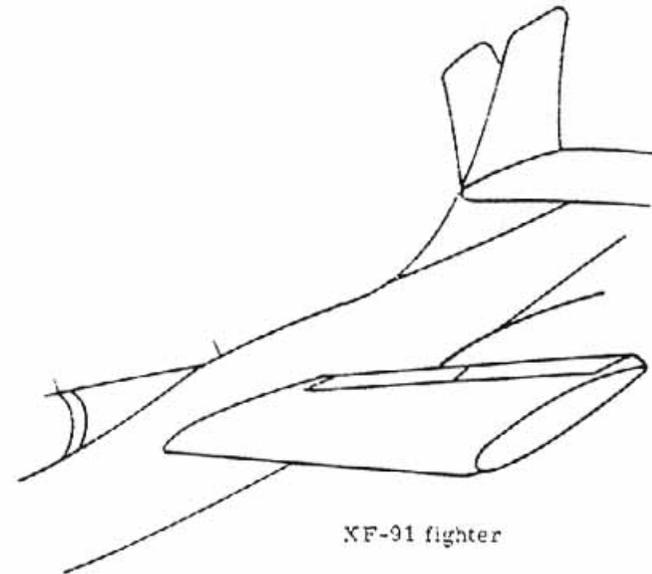


(b) Thickness taper.

Reduction in thickness and chord length - Airfoil sections dissimilar

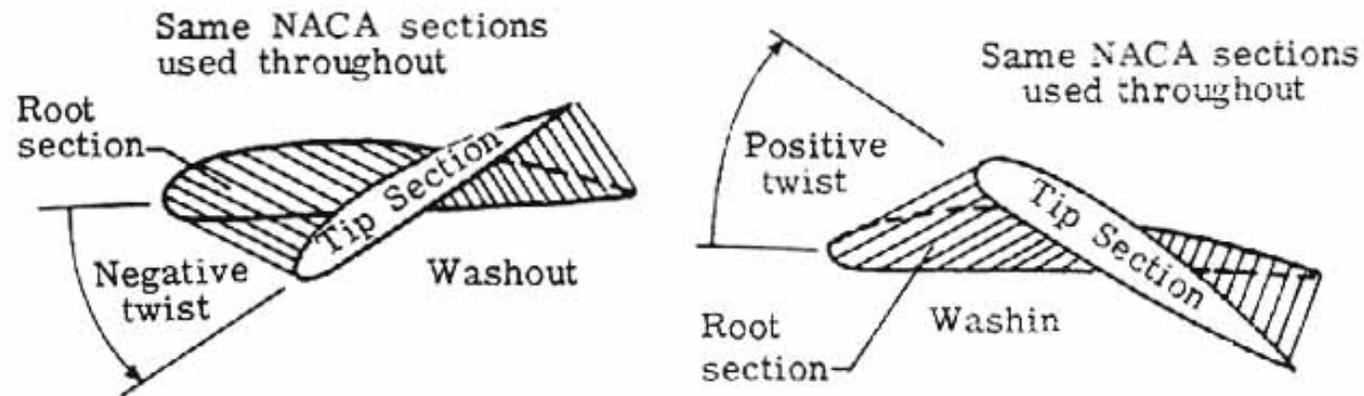


(c) Planform and thickness taper.

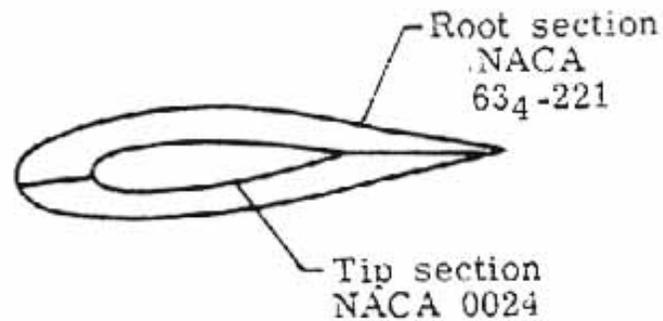


(d) Inverse taper in planform and thickness.

Geometría del Ala - II



(a) Geometric twist.



(b) Aerodynamic twist.

Generadores de Vórtices - I

- ¿Que son?
 - Son pequeñas superficies aerodinámicas consistentes de pequeñas veletas que generan vórtices
 - Suelen tener forma rectangular o triangular y tener un tamaño de 1 o 2 cm.
- ¿Dónde se colocan?
 - Se suelen colocar en la parte frontal de un ala con flecha
 - Se suelen colocar en hileras en la dirección del fluido, y en la parte del perfil que presenta el máximo espesor.
 - Esto incrementa a deforma efectiva el espesor máximo del perfil.
 - Se suelen ver en tanto las alas como en loas derivas verticales de muchos aviones de transporte de pasajeros.



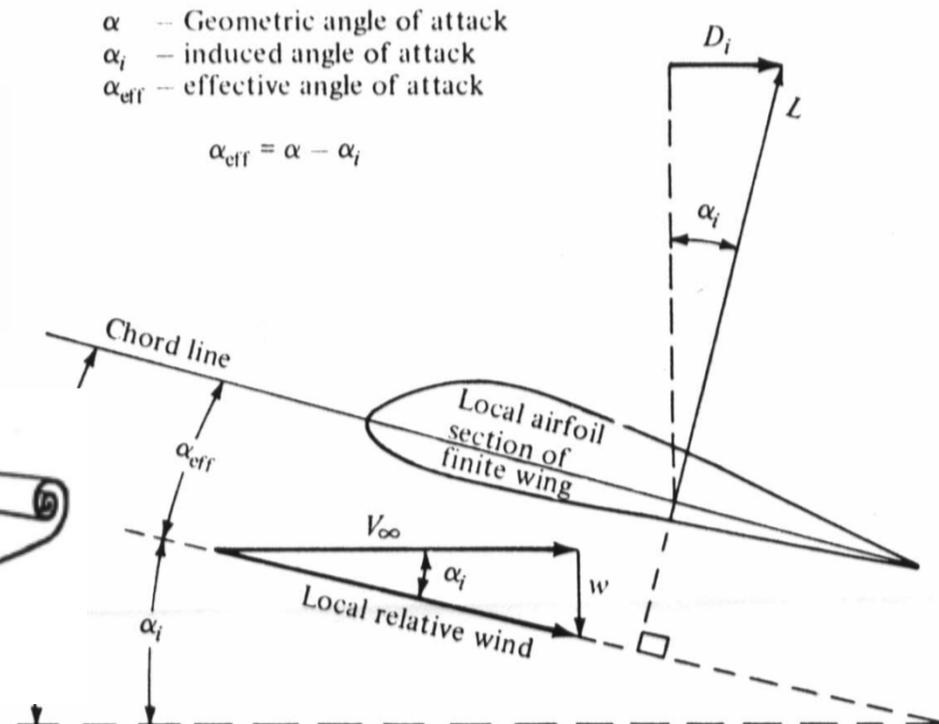
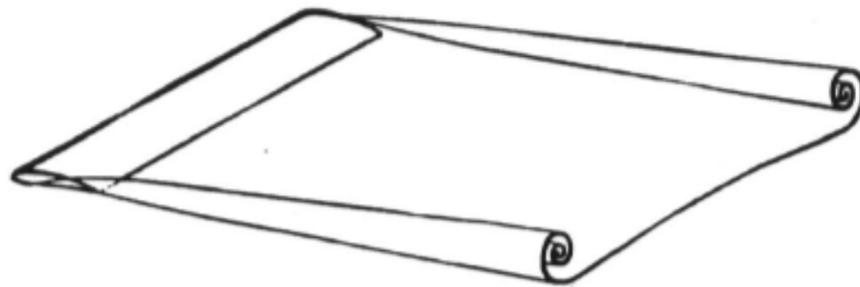
Generadores de Vórtices - II

- ¿Para que sirve?
 - Se añaden para **mantener el flujo estable a lo largo de las superficies de control** en el borde de salida del perfil.
 - Tienen como objetivo el **sobresalir del flujo estacionario** que hay cercano a la superficie del perfil y de esa manera **mezclarse con el flujo de la corriente libre fuera de la capa límite**.
 - Aunque la capa límite es muy delgada, reduce considerablemente la velocidad del flujo dentro de esta capa, por lo que la velocidad que le llega a las superficies de control es reducida
 - Los generadores mezclan el flujo de la corriente libre con el flujo quasi-estacionario (gradientes de velocidad) lo que ayuda a que **el flujo de la corriente se activa de nuevo**
 - **Generando** mucha **más velocidad** en aquellas zonas que necesitan que la velocidad de la corriente sea mucho mayor.



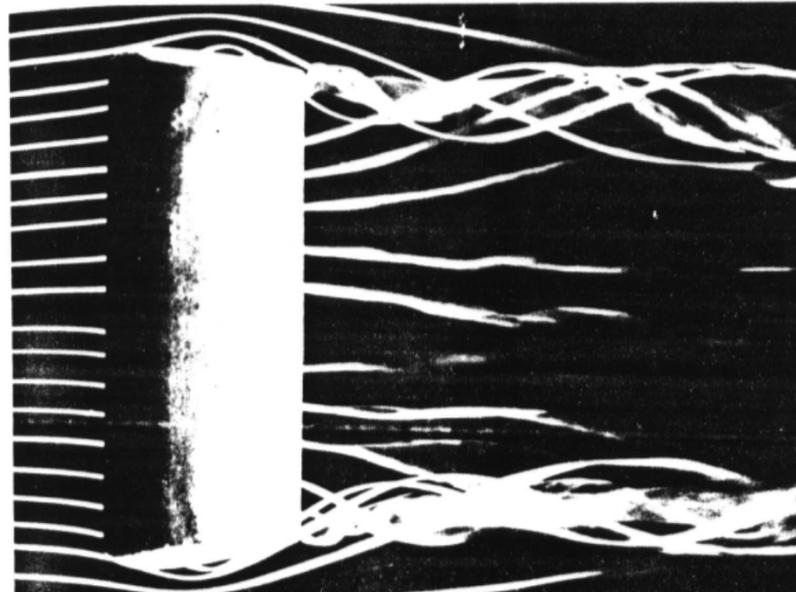
Resistencia Inducida - I

- La consecuencia más importante de la deflexión de la corriente es la aparición de una nueva contribución a la resistencia aerodinámica.
- Esta resistencia es debida a un desequilibrio de presiones en la dirección de V_∞ generado por el flujo inducido por los torbellinos de punta de ala.
- La sustentación local en cada sección del ala es perpendicular al viento relativo local, por lo que está inclinada un ángulo α_i respecto de la dirección perpendicular a V_∞
 - hay una componente del vector sustentación local en la dirección de V_∞ : una componente de resistencia aerodinámica llamada resistencia inducida.



Resistencia Inducida - II

- El origen de la resistencia inducida está en la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós del ala, es decir, en la existencia de sustentación.
 - En un problema simétrico: en un ala simétrica a ángulo de ataque nulo, la corriente no bordea el ala por las puntas y, por tanto, no hay resistencia inducida.
- La resistencia total de un ala (en régimen incompresible, y en general en régimen subsónico)
 - la resistencia inducida (D_i),
 - La resistencia de fricción (D_f)
 - y la resistencia de presión (D_p)
- Las características de una sección del ala finita no son idénticas a las del perfil bidimensional correspondiente.
- Hay que tener en cuenta que si analizamos el ala por secciones de perfil, que el campo fluido inducido por los torbellinos de punta de ala modifica la velocidad y la presión sobre el ala, por lo que D_f y D_p en cada sección son distintos de los valores correspondientes al perfil.
 - Dicha variación es pequeñas y se puede despreciar en una primera aproximación.

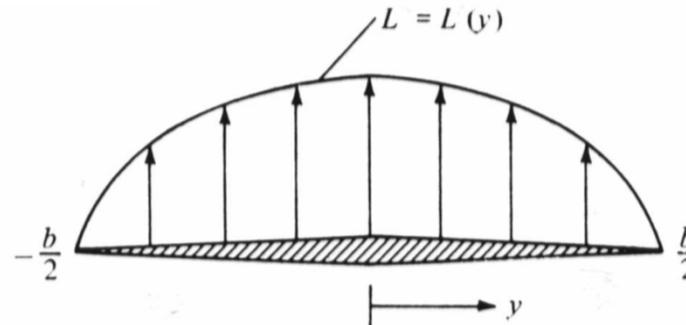


Resistencia Inducida - III

- En un ala finita la sustentación varía de una sección a otra:
 - En general la cuerda varía a lo largo de la envergadura
 - El ángulo de ataque geométrico también puede variar (ala con torsión)
 - El tipo de perfil puede variar.
- En las puntas del ala la sustentación es nula, como consecuencia de la igualación de presiones entre intradós y extradós.
- Distribución de sustentación por unidad de envergadura a lo largo del ala, $L(y)$

Sustentación del ala

$$L \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) dy.$$



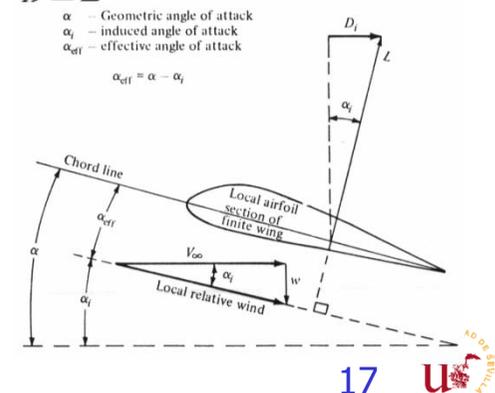
$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} D_i(y) dy \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) \alpha_i(y) dy$$

Resistencia Inducida por unidad de envergadura

$$D_i(y) = L(y) \sin \alpha_i(y) \approx L(y) \alpha_i(y)$$

Distribución de AoA inducidos α_i

Resistencia Inducida



Resistencia Inducida - IV

- Para alas largas y rectas se puede considerar la hipótesis de Prandtl, según la cual cada perfil se comporta como bidimensional pero al ángulo efectivo que ve cada perfil

$$L(y) = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c(y) \left(C_{l_0} + \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \alpha_{ef} \right)$$

$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \approx 2\pi$ $\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i(y)$

$$L \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) dy. \quad D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} D_i(y) dy \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) \alpha_i(y) dy$$

Distribución de Sustentación Elíptica - I

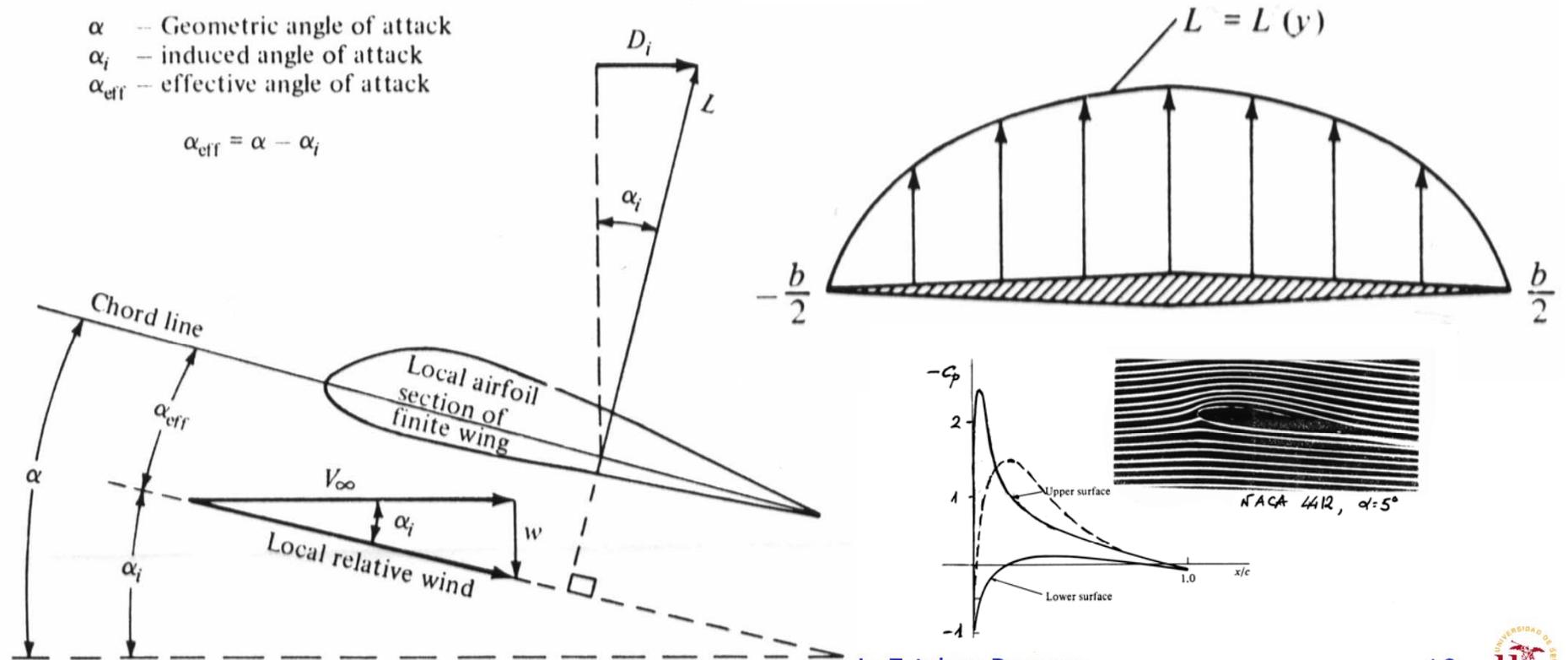
- Si la distribución de la sustentación de un ala es elíptica entonces el coeficiente de resistencia inducida viene dada por

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda},$$

- El ángulo de ataque inducido es proporcional a C_L .
 - El origen de la corriente inducida vertical w es la diferencia de presiones entre intradós y extradós, la misma diferencia que genera la sustentación

α -- Geometric angle of attack
 α_i -- induced angle of attack
 α_{eff} -- effective angle of attack

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i$$

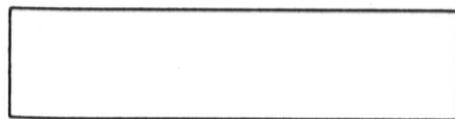


Distribución de Sustentación Elíptica - II

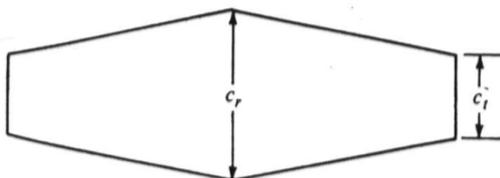
- La dependencia cuadrática de C_{Di} con C_L hace que C_{Di} aumente mucho cuando C_L es grande
 - la velocidad de vuelo es pequeña: despegue y aterrizaje.
- El C_{Di} es inversamente proporcional al alargamiento (**AR**).
 - Cuando mayor sea **AR**, menor será C_{Di} .
 - Las alas largas disminuyen la resistencia inducida.
 - Por razones estructurales **AR** no puede ser todo lo grande que sería de desear.
 - Aviones subsónicos convencionales tienen alargamientos del orden de 6 a 8
 - Veleros se llega a valores del orden de 20.
- Si el ala no tiene torsión y si tiene el mismo tipo de perfil en todas las secciones, entonces la distribución de cuerdas requerida para tener la distribución de sustentación elíptica debe variar también elípticamente con la envergadura
 - se dice entonces que se tiene un ala elíptica – Marine Spitfire



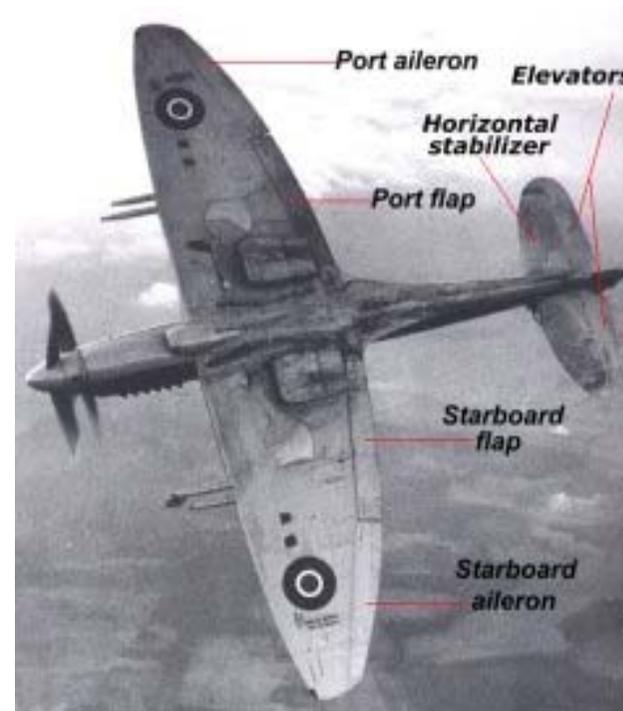
Elliptic wing



Rectangular wing



Tapered wing



Distribución de Sustentación Elíptica - III

- En un caso genérico se puede demostrar que el coeficiente de resistencia inducida puede ponerse en la forma C_{di}
 - e es un factor de eficiencia, que sólo depende de la geometría del ala y verifica $0 < e < 1$
 - valores típicos de e están en el rango 0.85-0.95.
- Para alas con un alargamiento dado que producen el mismo C_L , la que da lugar a mínima resistencia inducida es aquella en la que la distribución de sustentación es elíptica:
 - Distribución de cuerdas elíptica para alas sin torsión y con el mismo tipo de perfil en todas las secciones.
 - La fabricación de este tipo de alas es muy complicada
 - Lo más simple sería fabricar un ala rectangular (C_{di} elevado)
 - El compromiso es el diseño de alas con estrechamiento
 - la distribución de sustentación se aproxime al caso elíptico.
- El parámetro (AR) tiene mucha más importancia a la hora de reducir la resistencia inducida.
- El principal factor de diseño es hacer el alargamiento tan grande como sea posible.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e},$$



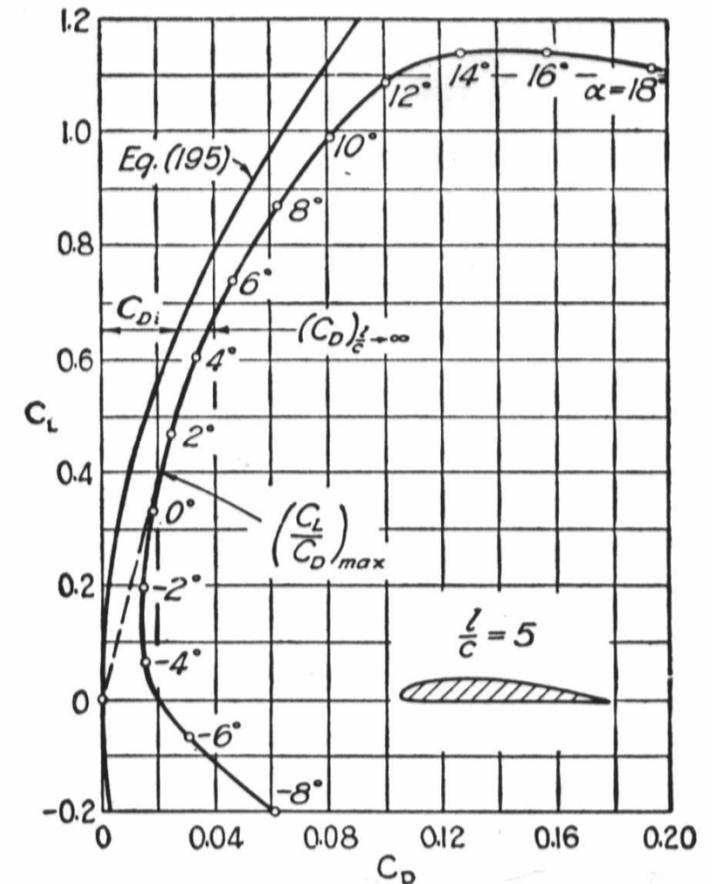
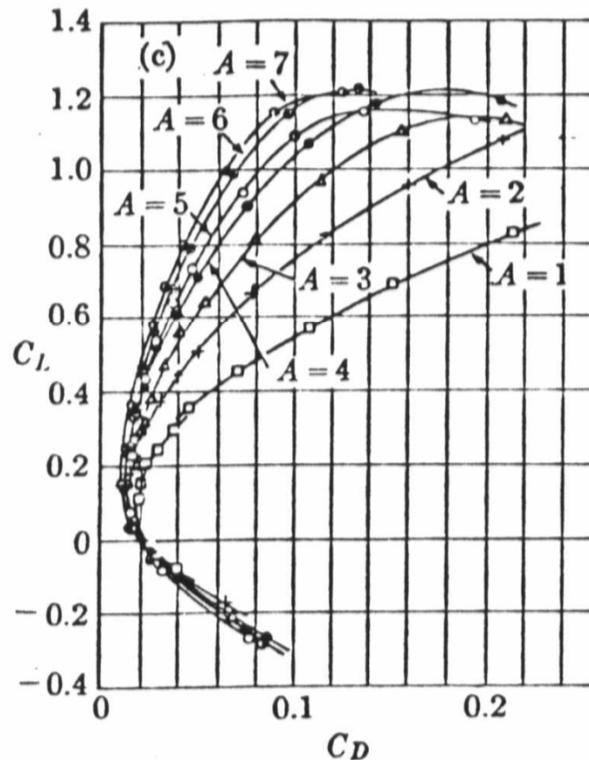
Distribución de Sustentación Elíptica - IV

- Coeficiente de resistencia total
- Relación parabólica entre C_D y C_L - Polar del ala

$C_{D \text{ total}}$

$$C_D = C_d + \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e}$$

$C_d = C_{d\text{-presión}} + C_{d\text{-fricción}}$



Distribución de Sustentación Elíptica - V

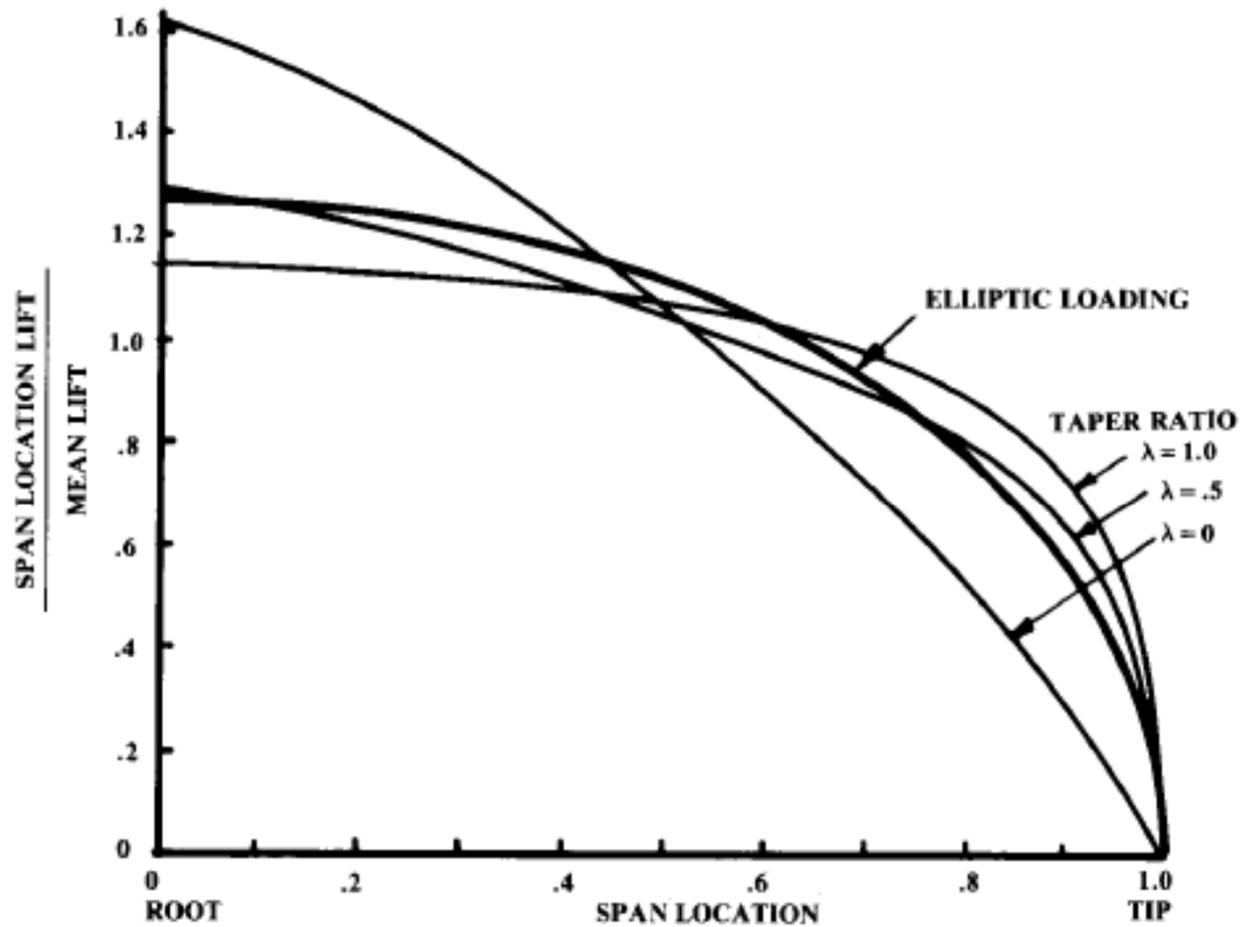
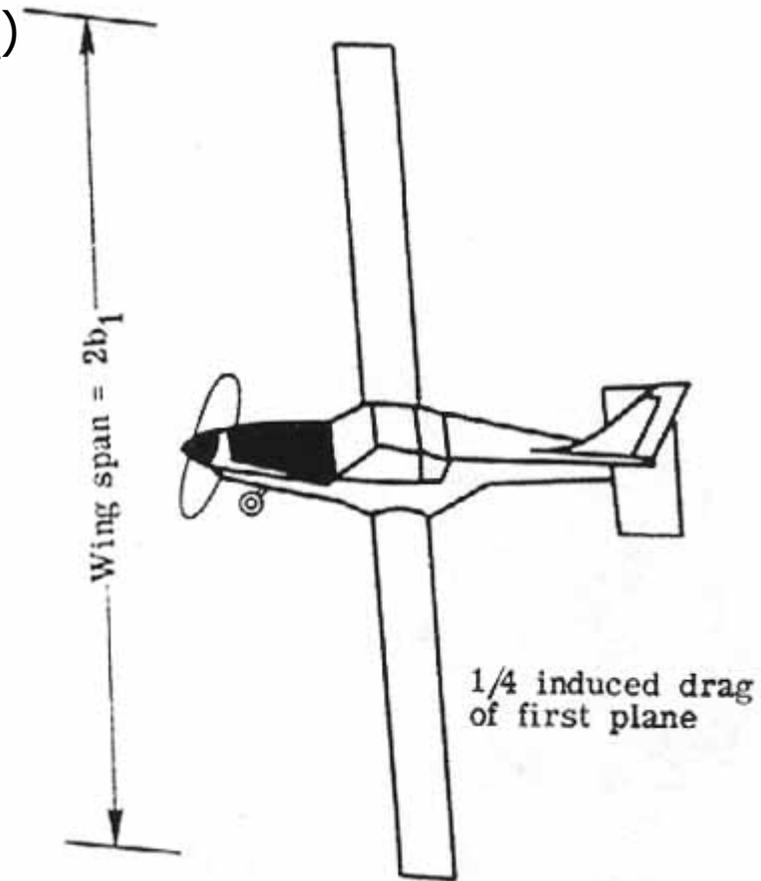
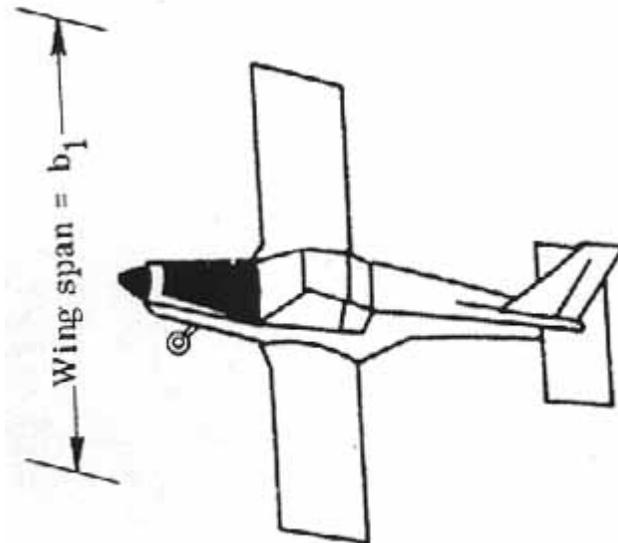


Fig. 4.22 Effect of taper on lift distribution.

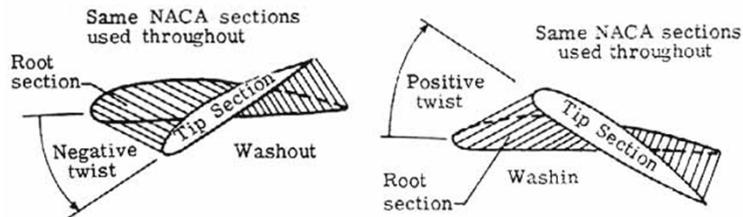
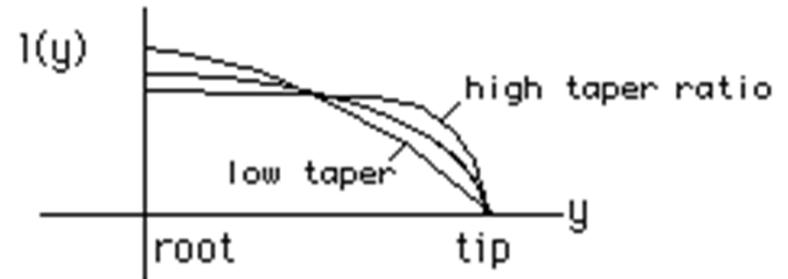
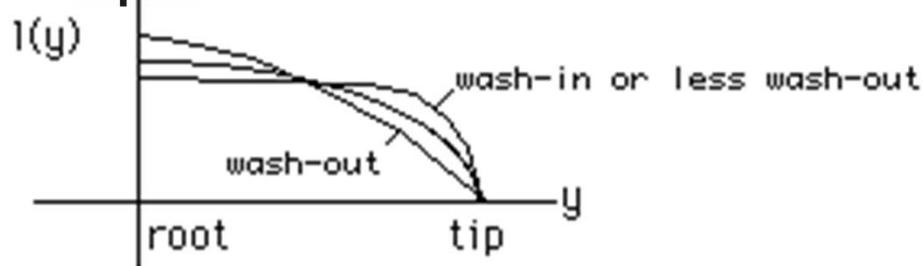
Influencia del AR



- Efecto del alargamiento (AR) en la resistencia inducida para un avión con:
 - la misma superficie alar (S)
 - mismo coeficiente de sustentación (C_L)
 - volando a la misma presión dinámica (q_∞)



Influencia de la geometría en la distribución



(a) Geometric twist.

Reduction in chord length - airfoil sections similar



(a) Planform taper.

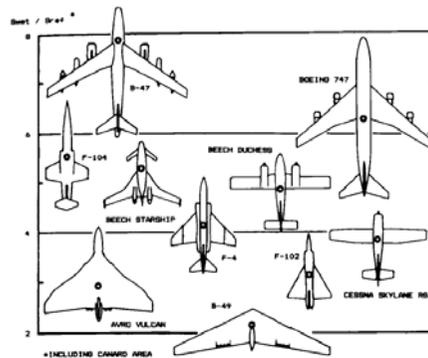
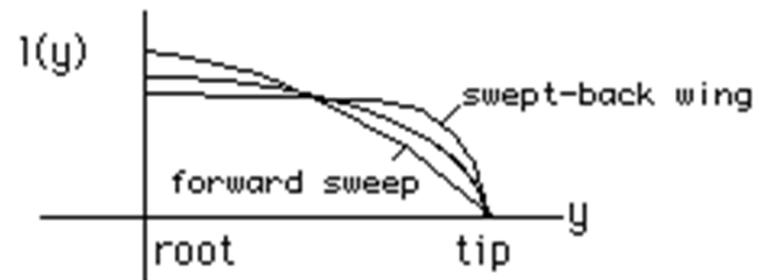
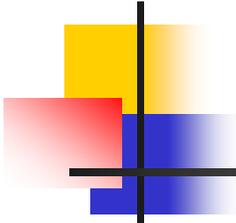


Fig. 3.5 Wetted area ratios.





Efectos del t/c en la Resistencia

- La resistencia aumenta con el aumento de ratio entre el espesor máximo y su cuerda debido a al aumento de la separación.
- t/c afecta a los valores máximos de C_L y a sus propiedades de entrada en pérdida.
 - Aspect Ratio elevado, con borde de ataque redondeado (elevado t/c) aumenta C_{Lmax} y retrase ala entrada en pérdida
 - Alas con Aspect Ratio pequeños, con flecha, y espesores muy pequeños (placa plana) genera sustentaciones elevadas debido a la generación de vórtices justo detrás del borde de ataque que energizan el flujo y retrasan la entrada en pérdida.
- Espesor tambien afecta el peso estructural del ala:
 - El peso del ala varía aproximadamente con el inverso de la raíz cuadrada del espesor:
 - Reduciendo a la mitad el espesor aumenta el peso del ala un 41%
 - El ala es aproximadamente el 15% del peso en vacío de un avión y reduciendo el espesor a la mitad aumenta el peso en vacío del avión en un 6%

Efectos del t/c en la Resistencia

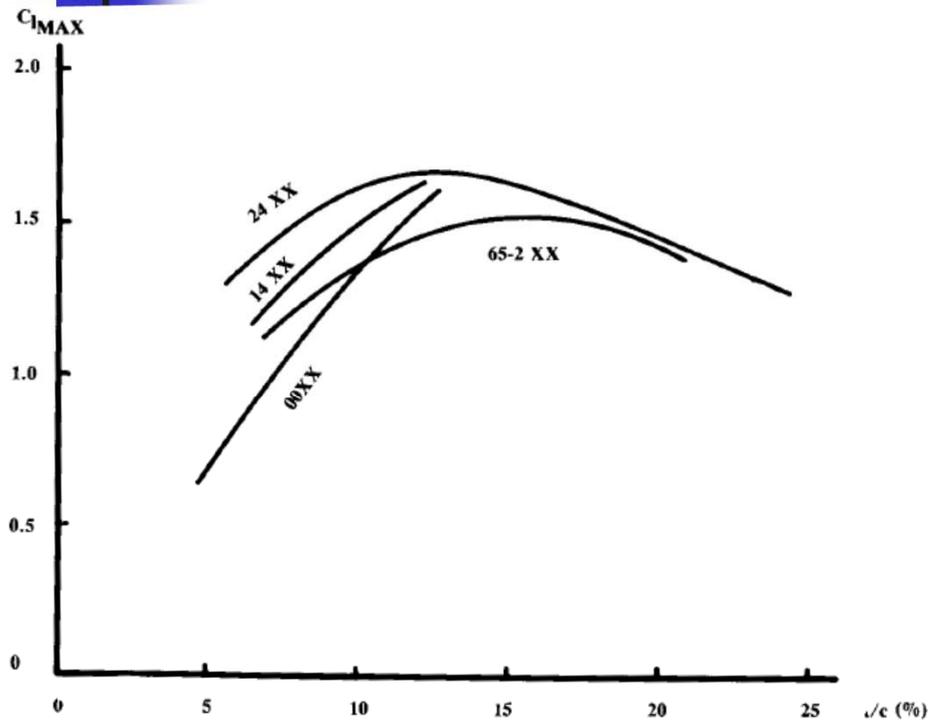


Fig. 4.13 Effect of t/c on maximum lift.

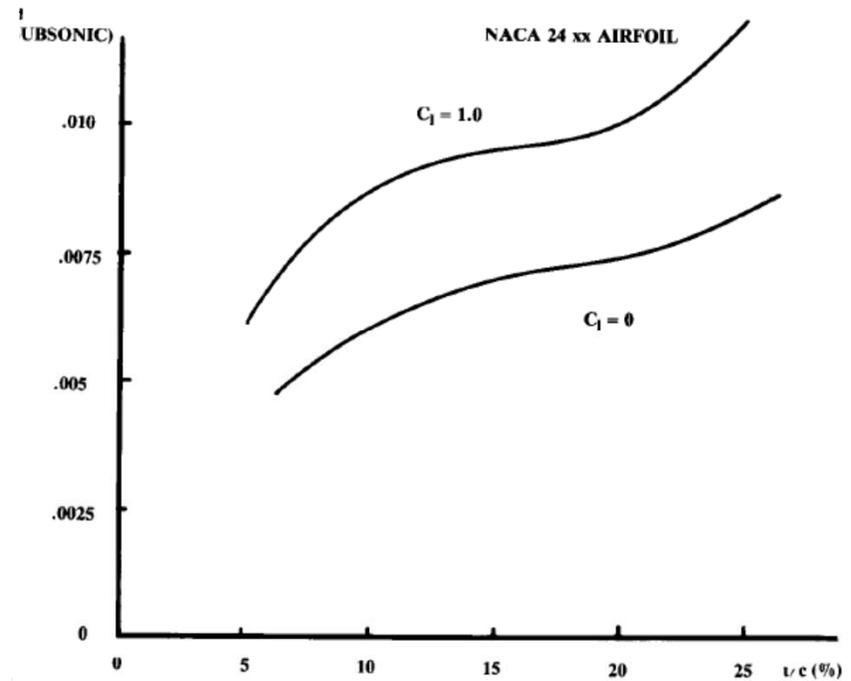
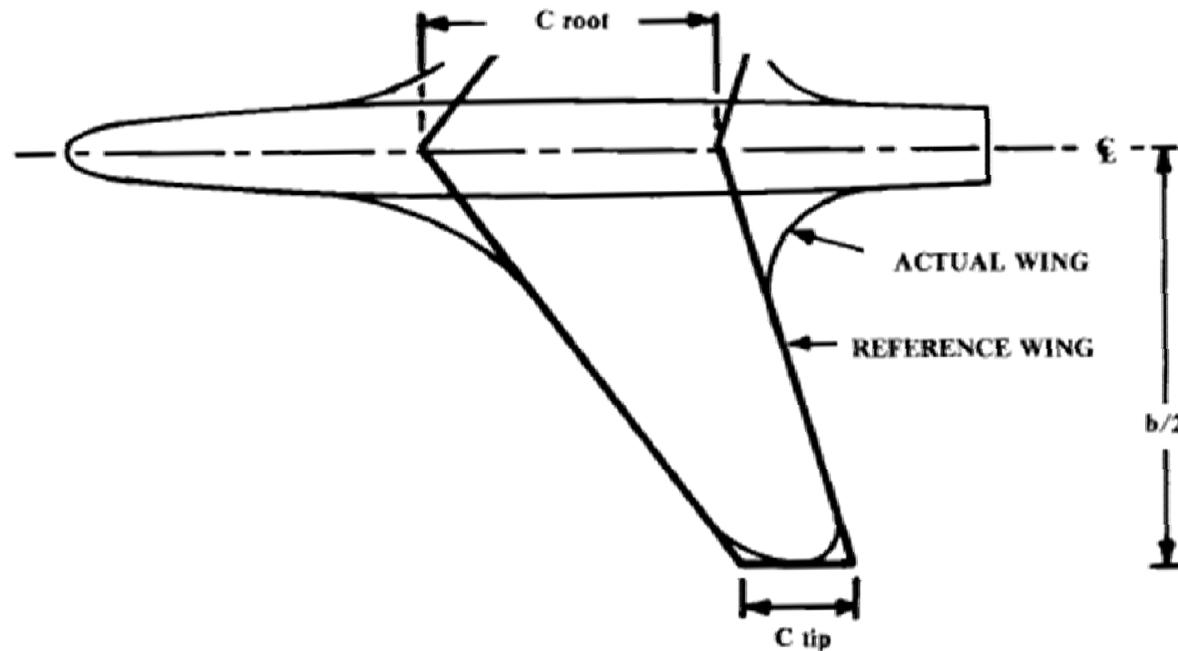


Fig. 4.11 Effects of t/c on drag.



Geometría del Ala - I



- S = REFERENCE WING AREA
- C = CHORD (DISTANCE L.E. TO T.E.)
- A = ASPECT RATIO = b^2/S
- t/c = AIRFOIL THICKNESS RATIO (MAXIMUM THICKNESS/CHORD)
- λ = TAPER RATIO = C_{tip}/C_{root}
- b = SPAN

GIVEN: $W/S, A, \lambda$

$$S = W/(W/S) \quad b = \sqrt{A \cdot S} \quad C_{root} = 2 \cdot S/[b(1 + \lambda)] \quad C_{tip} = \lambda \cdot C_{root}$$

Fig. 4.15 Wing geometry.

Geometría del Ala - II

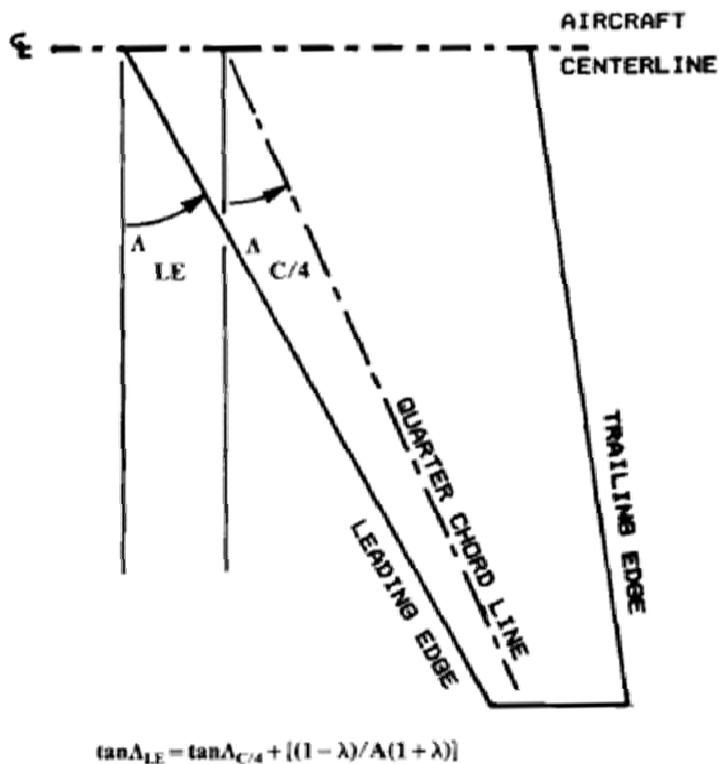
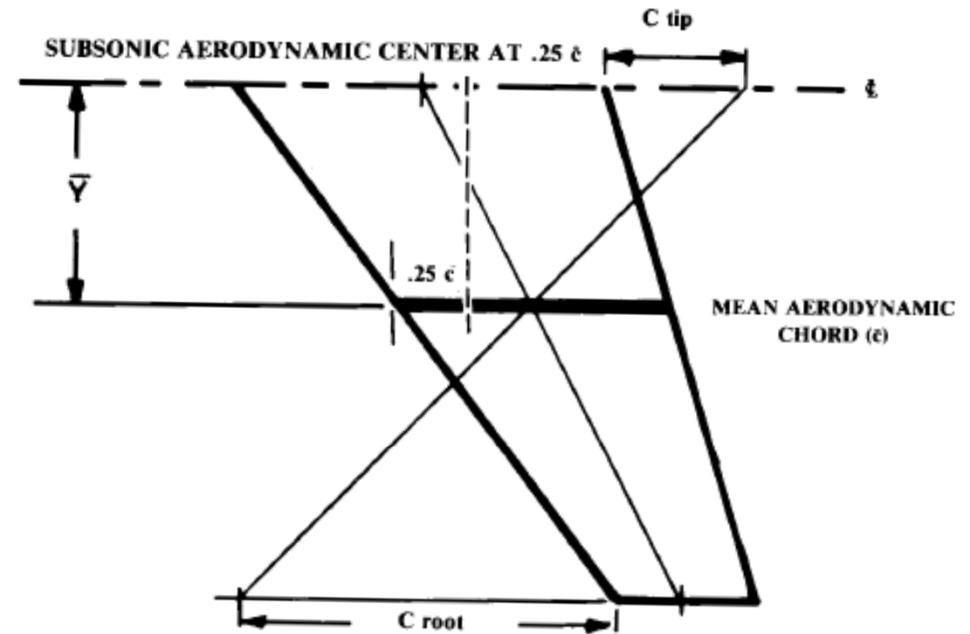


Fig. 4.16 Wing sweep Λ .



$$\bar{c} = (2/3) C_{root} (1 + \lambda + \lambda^2) / (1 + \lambda)$$

$$\bar{Y} = (b/6) [(1 + 2\lambda)(1 + \lambda)]$$

TYPICAL, WING AERODYNAMIC CENTER = $.25 \bar{C}$ SUBSONIC
 = $.4 C$ SUPERSONIC

Fig. 4.17 Mean aerodynamic chord.

Dihedro - I

- Estabiliza el momento de roll:
 - Nivelas las alas debido a que al deslizamiento provocado por el ángulo de balanceo provoca que el avión deslice hacia el ala que se ha bajado lo que cause un aumento en el ángulo de ataque y por lo tanto sustentación y genera un momento recuperador
- La flecha también produce momento estabilizador:
 - Por cada 10 grados de flecha equivale a 1 grado de diedro efectivo

Table 4.2 Dihedral guidelines

	Wing position		
	Low	Mid	High
Unswept (civil)	5 to 7	2 to 4	0 to 2
Subsonic swept wing	3 to 7	-2 to 2	-5 to -2
Supersonic swept wing	0 to 5	-5 to 0	-5 to 0

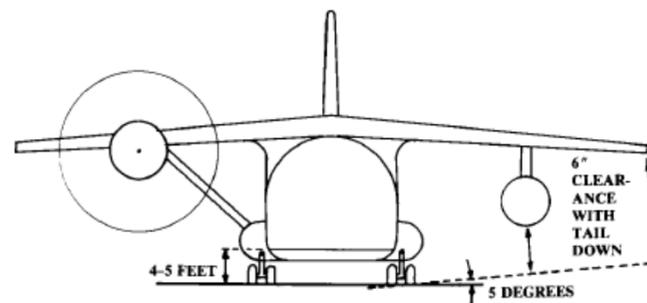
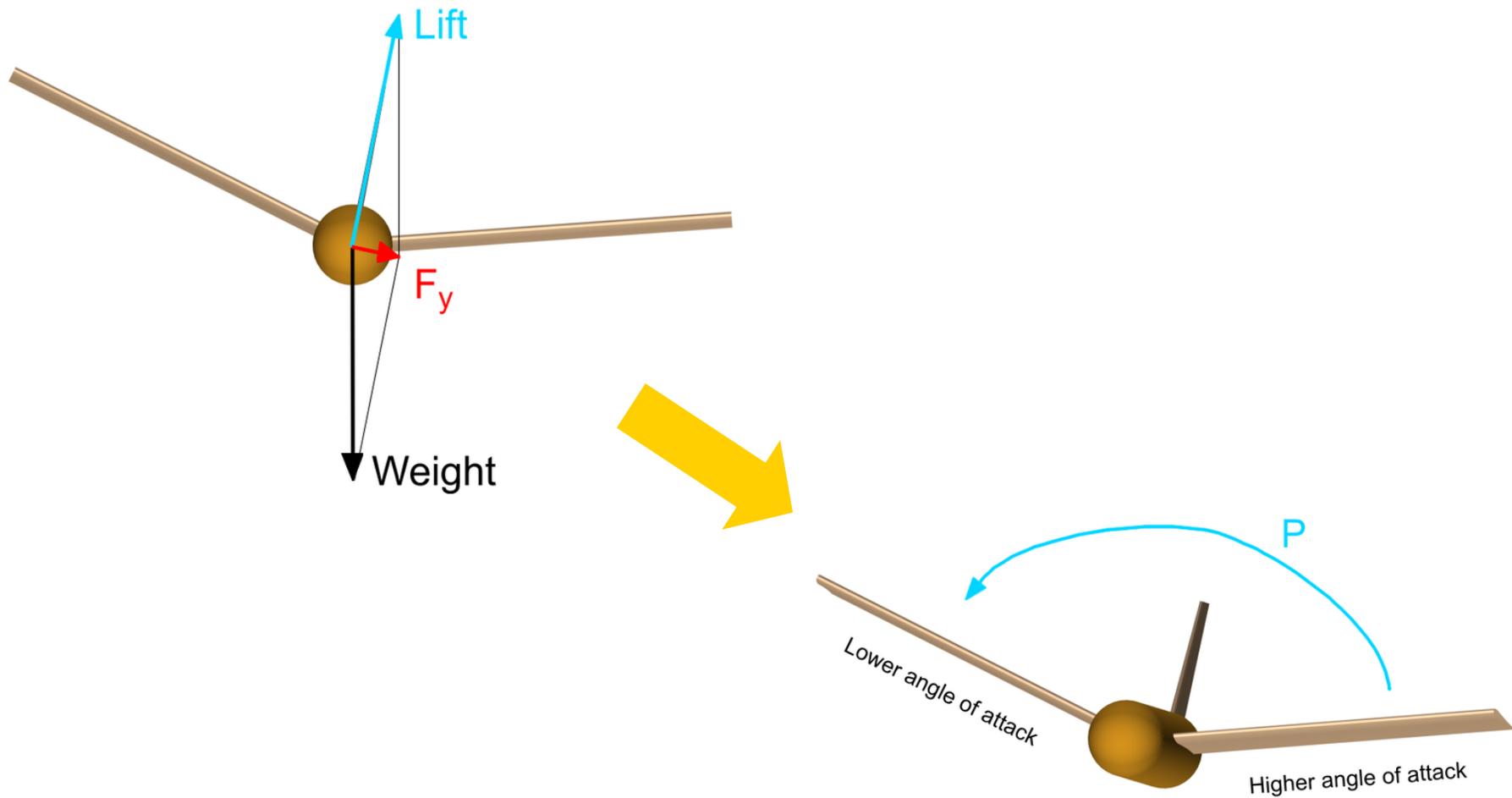


Fig. 4.24 High wing.

Dihedro - II



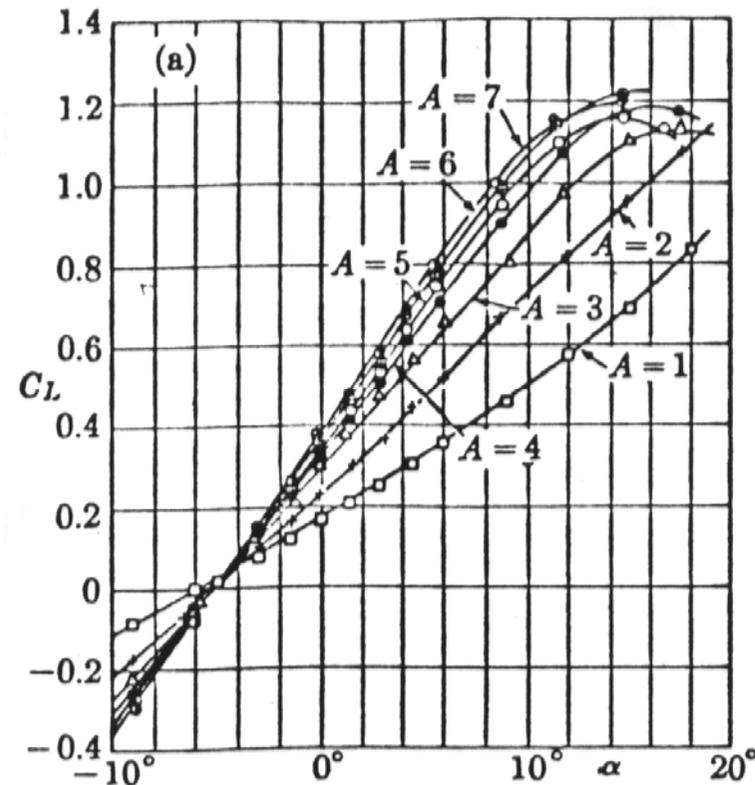
Pendiente de la Curva de sustentación - I

- Al igual que para las alas finitas tenemos que diferenciar entre la resistencia producida por un perfil (2D) y por un ala (3D), también tenemos que corregir la sustentación que genera un ala finita:
 - La sustentación para un ala finita es menor que la del perfil
 - Para:
 - Un ala elíptica
 - Sin torsión
 - Con el mismo perfil en todas las secciones

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{\frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha}}{1 + \frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha} \frac{1}{\pi \Lambda}}$$

- Caso general

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{\frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha}}{1 + \frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha} \frac{1}{\pi \Lambda}} (1 - \tau).$$



Pendiente de la Curva de sustentación - II

- Estimación $C_{L\alpha}$ - subsónica

Endplate: $A_{\text{effective}} = A(1 + 1.9 h/b)$

Winglet: $A_{\text{effective}} \cong 1.2A$

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}}\right) (F)$$

$$\eta = \frac{C_{l\alpha}}{2\pi/\beta}$$

$$\beta^2 = 1 - M^2$$

Flecha máxima en la cuerda

$$F = 1.07(1 + d/b)^2$$

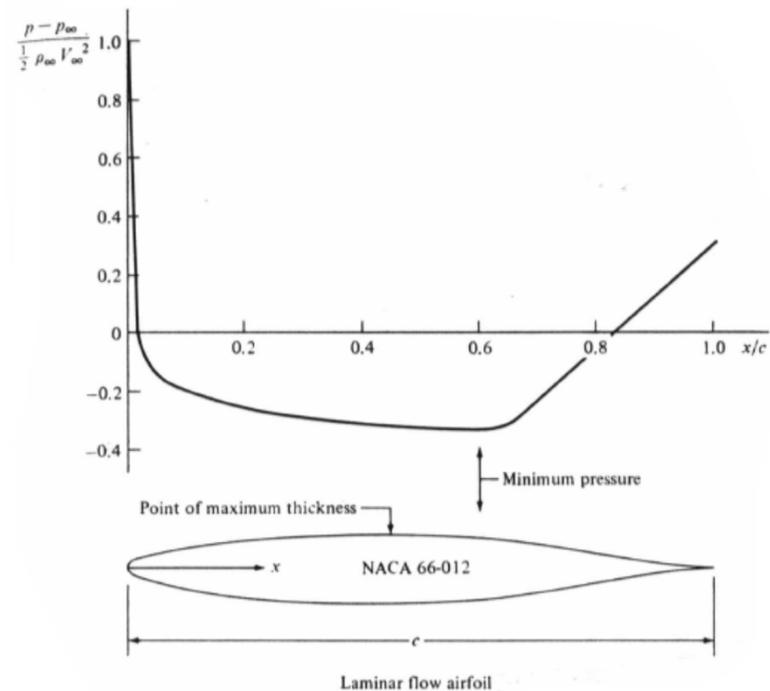
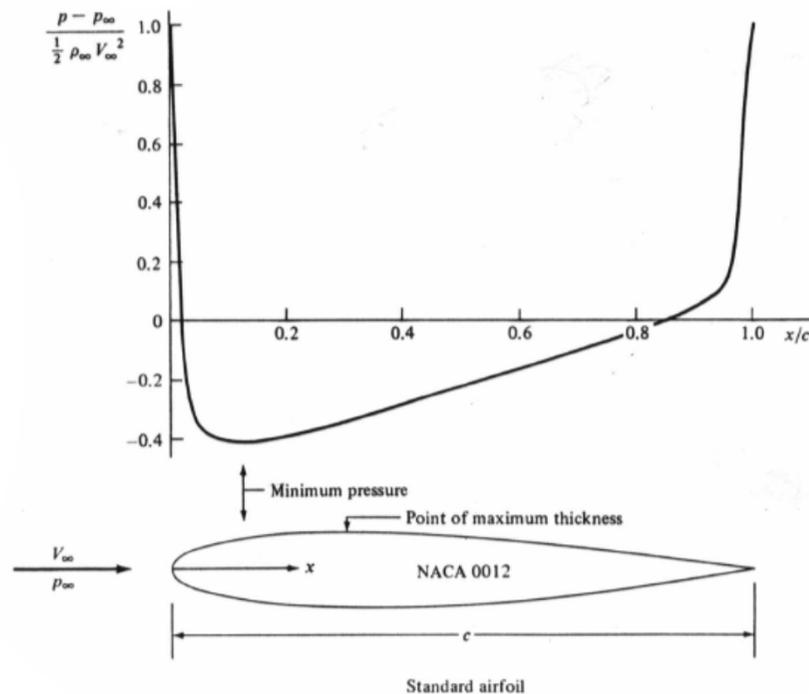
Factor de sustentación del fuselaje
d – diámetro del fuselaje

Eficiencia aerodinámica del perfil



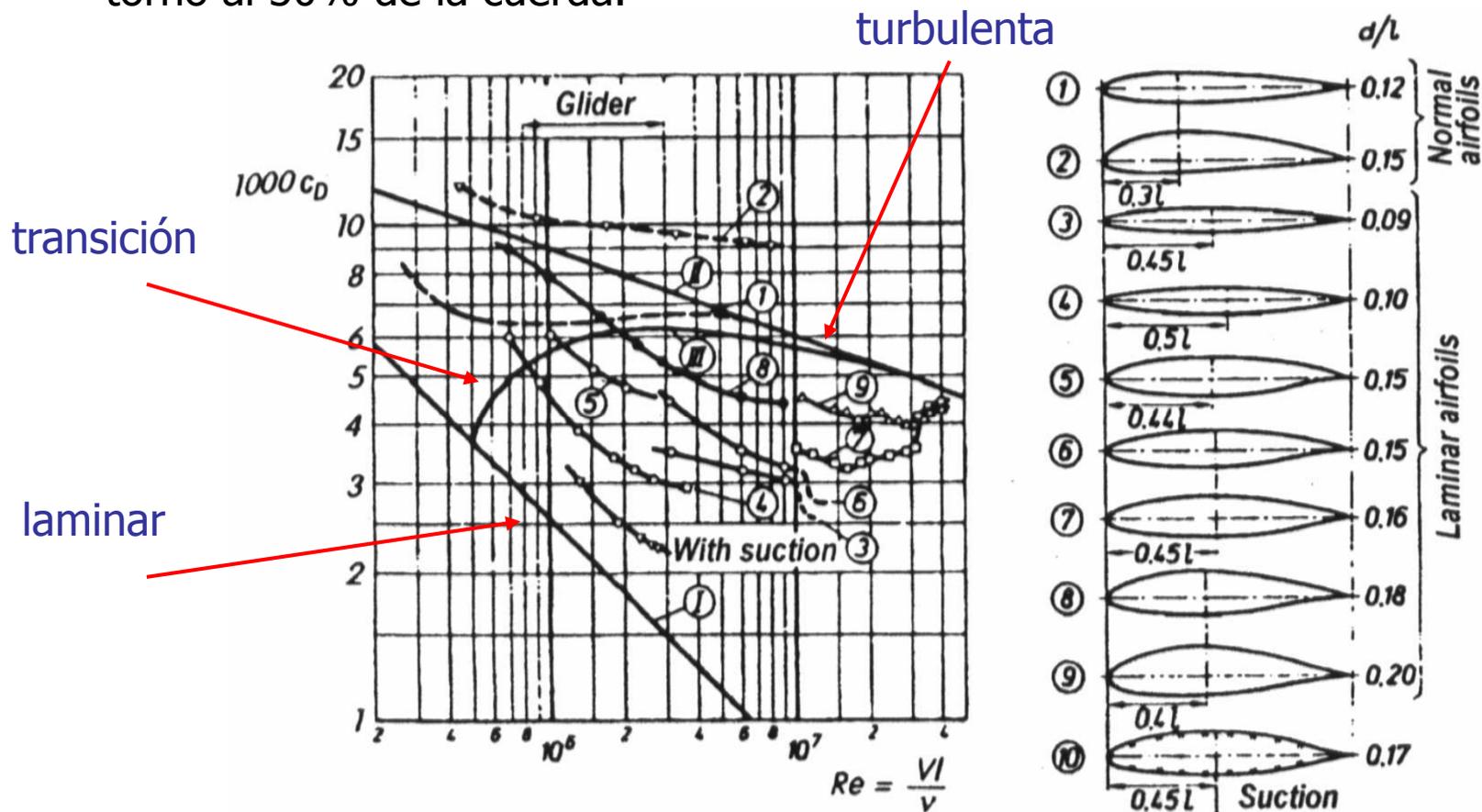
Perfiles Laminares – I

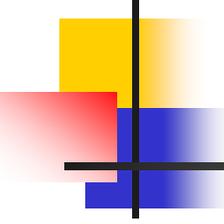
- Para disminuir la resistencia de fricción de un perfil interesa mantener la capa límite laminar a lo largo de la mayor parte del extradós del perfil.
 - Diseño de perfiles laminares:
 - perfiles en los que el mínimo de presión en el extradós se presente lo más atrás posible
 - la transición de capa límite laminar a turbulenta se retrase lo más posible
 - la capa límite laminar es más estable cuando se enfrenta a gradientes favorables de presión.



Perfiles Laminares – II

- Los perfiles laminares se utilizan en la construcción de planeadores.
- La disminución de la resistencia llega a valores del orden del 30 al 50% respecto de perfiles normales, en los que la sección de máximo espesor está en torno al 30% de la cuerda.





Perfiles Laminares – III

- Los efectos beneficiosos de los perfiles laminares sólo se obtiene en un rango pequeño de ángulos de ataque y para números de Reynolds moderados, $Re < 10^7$
 - para valores mayores de Re el efecto se pierde, ya que la zona de transición se desplaza hacia delante, donde la capa límite es laminar.
- Estos perfiles requieren que la rugosidad de la superficie sea muy pequeña, para evitar una prematura transición al régimen turbulento.
- Sería posible posponer dicha transición impidiendo el crecimiento de la capa límite, más allá de un cierto valor, ya que al restringir el espesor de la capa límite, se mantiene su estabilidad mucho más tiempo que si la capa límite crece naturalmente.
 - Este control de la capa límite puede efectuarse succionando el aire a través de ranuras u orificios practicados en la superficie del ala, o a través de una superficie porosa.
- Para ángulos de ataque pequeños C_d disminuye a valores muy pequeños

Dispositivos Hipersustentadores - I

- Los aviones pueden operar en condiciones/requerimientos sustentación muy diversos en función de las exigencias vuelo.
 - Despegue
 - Subida
 - Crucero
 - Vuelo en espera
 - Descenso
 - Aterrizaje
- Cuando diseñamos un avión lo hacemos para que sea capaz de volar de forma óptima durante el mayor tiempo de vuelo posible.
- Por lo general las situaciones más exigentes de necesidades aerodinámicas son el despegue y el aterrizaje, que a su vez representan las porciones de vuelo más cortas
- En vuelo de crucero (horizontal, rectilíneo y uniforme) el peso del avión es equilibrado por la sustentación ($L = W$):

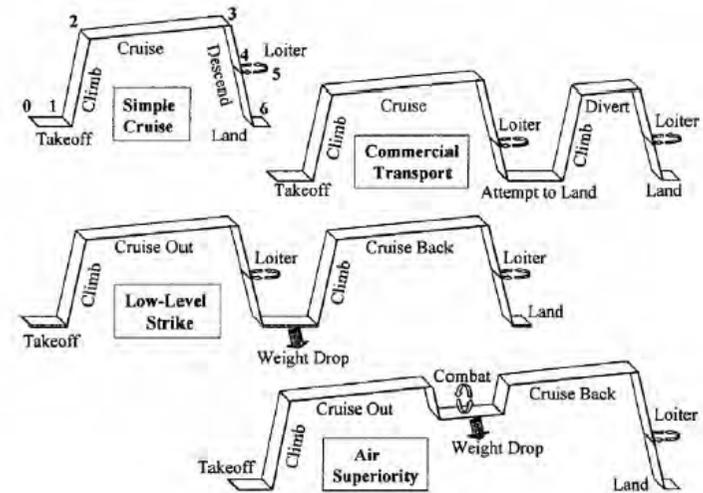


Fig. 3.2 Typical mission profiles for sizing.

Configuración de Crucero
 V_∞ y C_L dados

$$W = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S C_L$$

Velocidad de entrada en pérdida

$$V_s = \left(\frac{2W}{\rho C_{L_{max}} S} \right)^{\frac{1}{2}}$$

Carga alar

Dispositivos Hipersustentadores - II

- Siempre hay incompatibilidades en el diseño de las alas cuando se consideran todos los diferentes segmentos:
 - Idealmente durante crucero la curvatura del ala tendría que ser lo más pequeña posible para poder operar a una carga alar elevada.
 - Mientras que para despegue y aterrizajes ala tiene que generar mucha sustentación lo que implica elevadas curvaturas.
- Para llegar a un compromiso entre los diferentes segmentos se utilizan superficies hipersustentadoras que aumentan la cuerda efectiva.
- El aumento en sustentación (C_{Lmax}) 60-80 %.
- Tipos de dispositivos hipersustentadores
 - Activos: dispositivos que comunican energía al aire
 - Pasivos:
 - Aumento de la curvatura
 - Aumento de la cuerda
 - Control de la capa límite

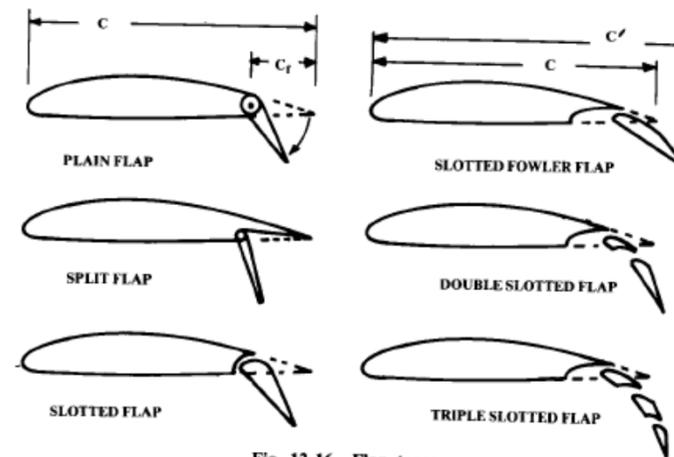
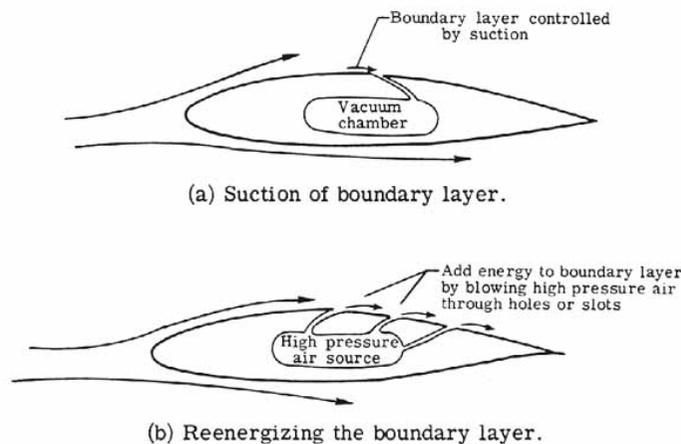


Fig. 12.16 Flap types.

Dispositivos Hipersustentadores - III

- Dispositivos Hipersustentadores Pasivos
 - Los dispositivos hipersustentadores pueden ser de:
 - borde de salida
 - borde de ataque.
 - Las características del perfil con dispositivos hipersustentadores dependen de la forma del perfil básico.
- Superficies hipersustentadoras:
 - Prevenir que el avión alcance valores no aceptables de velocidad durante despegue, acercamiento y aterrizaje.
- ¿Como funcionan? – Aunque no todas al mismo tiempo
 - Aumentan la curvatura del perfil.
 - Control de la capa límite mejorando la distribución de presiones, re-energizando o eliminando las capas límite de baja energía.
 - Aumento efectivo del área total del ala:
 - Extendiendo la cuerda del perfil.
- Aleta hipersustentadora – *Flaps & Slats*
 - Flaps de borde de salida - *Flaps*:
 - Aumentan la curvatura y mejoran el flujo en el borde de salida.
 - Tienden a promover entrada en pérdida del borde de ataque
 - Flaps de borde de entrada - *Slats*:
 - Posponen o eliminan la entrada en pérdida del borde de ataque.
 - No aporta beneficio a la curvatura.

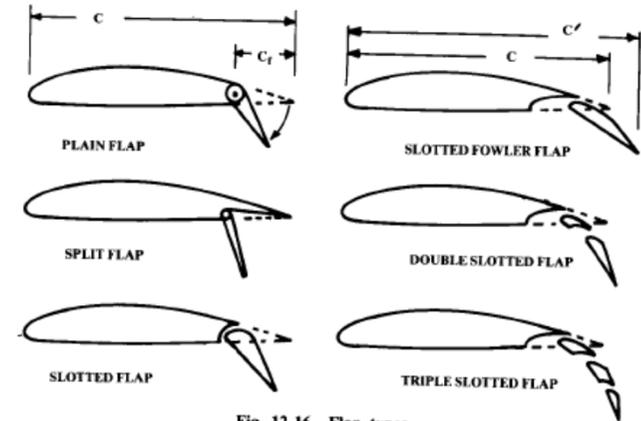
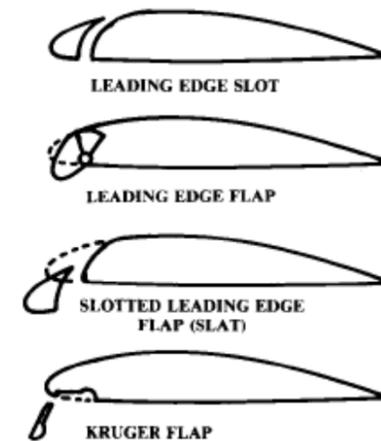
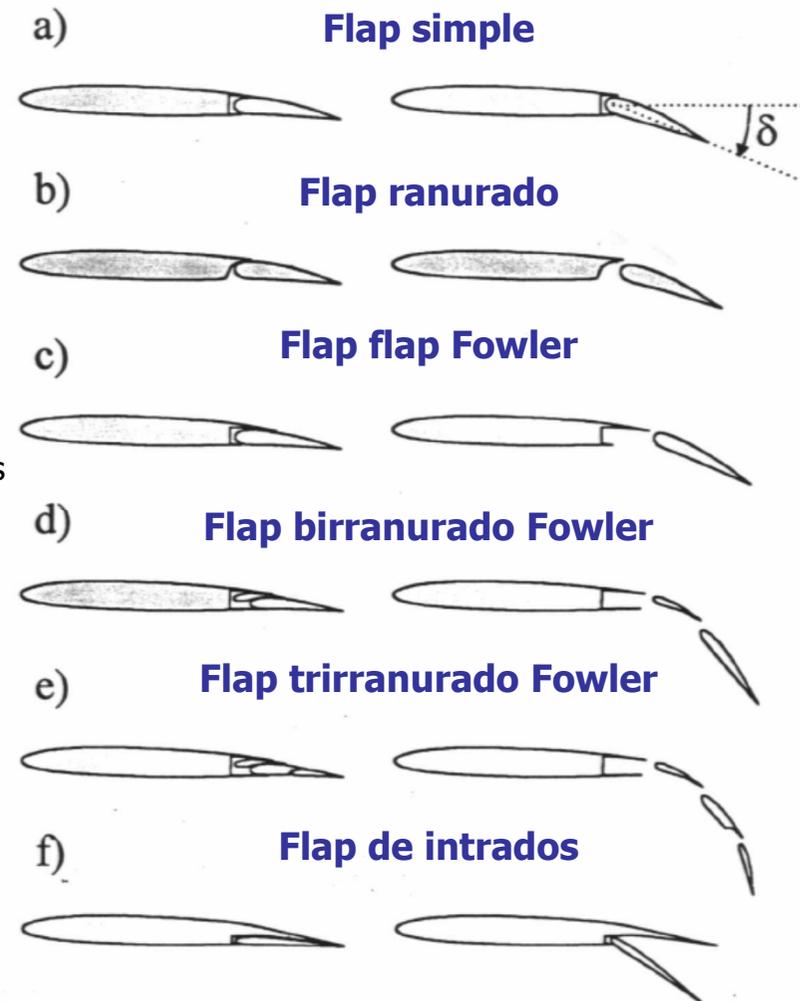


Fig. 12.16 Flap types.



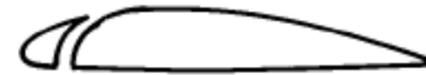
Dispositivos Hipersustentadores - IV

- **El flap simple:**
 - aumenta la curvatura
 - disminuye algo la superficie alar
 - el aumento de resistencia es muy grande.
- **El flap ranurado:**
 - aumenta la curvatura y controla la capa límite.
 - el aire pasa de intradós a extradós por la ranura, succionando la capa límite de la parte fija del perfil
 - este flap permite deflexiones de hasta 40°
 - el aumento de resistencia es mucho menor que en el flap simple
 - en aviones con cargas alares muy grandes se utilizan flaps birranurados y flaps trirranurados, que permiten deflexiones más grandes.
- **El flap Fowler:**
 - aumenta la curvatura
 - aumenta la superficie alar
 - controla la capa límite
 - el incremento de resistencia es menor que en los casos anteriores.
- **El flap Fowler birranurado y el trirranurado:**
 - son superiores al anterior
 - limitaciones son la complejidad y el peso.
- **El flap de intradós**
 - aumenta la curvatura
 - el aumento de resistencia es muy grande incluso para deflexiones pequeñas
 - una solución anticuada

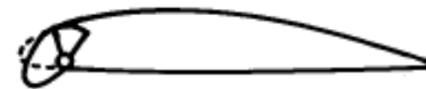


Dispositivos Hipersustentadores - V

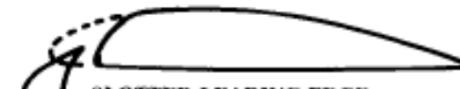
- El slot, o ranura de borde de ataque:
 - controla la capa límite mediante soplado, evitando el desprendimiento de la corriente
 - cuando no hay desprendimiento no incrementa el C_l
- El slat
 - es un perfil pequeño, con curvatura muy grande, cuyo objetivo es retrasar el desprendimiento de la corriente en las proximidades del borde de ataque mediante una modificación de la corriente exterior
 - tiene como resultado una disminución del pico de succión
 - Cuando no hay desprendimiento el C_l apenas se incrementa, ya que el C_l del slat, que es muy grande, se compensa con la disminución del C_l del perfil básico debida a la disminución del pico de succión.
- El objetivo principal del slot y del slat es evitar el desprendimiento.
- El flap de borde de ataque y el flap Krueger:
 - aumentan la curvatura.
 - pero disminuyen el ángulo de ataque efectivo del perfil
 - Con deflexiones pequeñas, la sustentación puede disminuir



LEADING EDGE SLOT



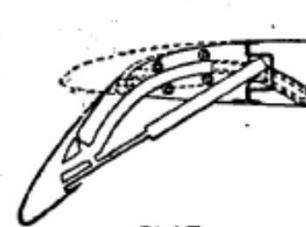
LEADING EDGE FLAP



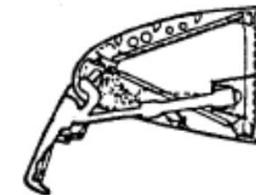
SLOTTED LEADING EDGE FLAP (SLAT)



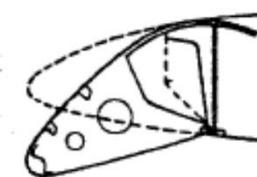
KRUGER FLAP



SLAT



KRUEGER FLAP



HINGED NOSE

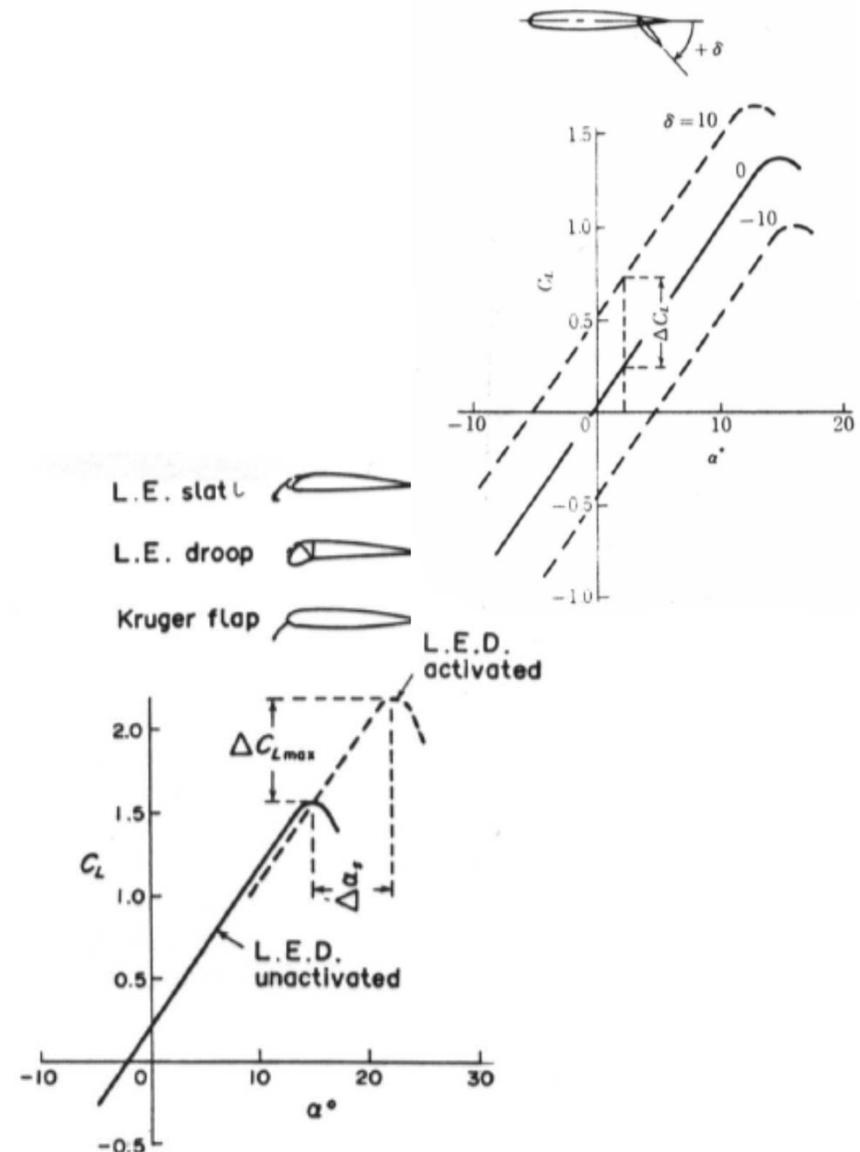
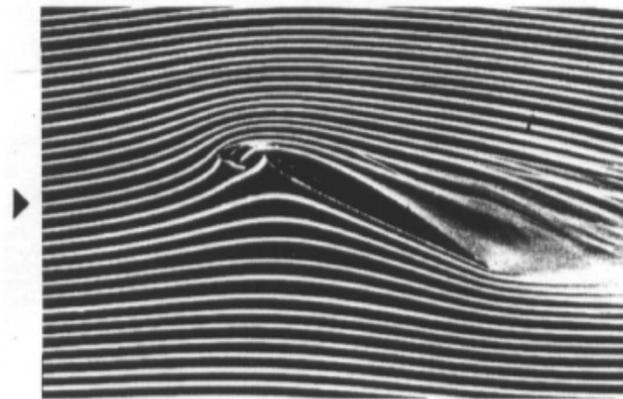


FIXED SLOT

Fig. 7-26. Leading-edge high-lift devices.

Dispositivos Hipersustentadores - VI

- Los dispositivos de borde de salida dan lugar a un incremento de C_l a ángulo de ataque fijo
 - al aumento de la curvatura
 - el ángulo de ataque al cual se produce la entrada en pérdida del perfil disminuye.
 - dan un momento de picado, que es necesario equilibrar.
 - Si se equilibra con el timón de profundidad, mediante una sustentación negativa, se disminuye la sustentación total del avión en contra de lo que se pretende.
- Los dispositivos de borde de ataque incrementan el C_{lmax}
 - Retrasando la entrada en pérdida hasta ángulos de ataque grandes, también se presenta la configuración fluida correspondiente a un perfil con slat a ángulo de ataque
 - dan un momento de encabritado, por lo que
 - Pueden usarse en combinación con los de borde de salida para equilibrar los momentos.



Dispositivos Hipersustentadores - VII

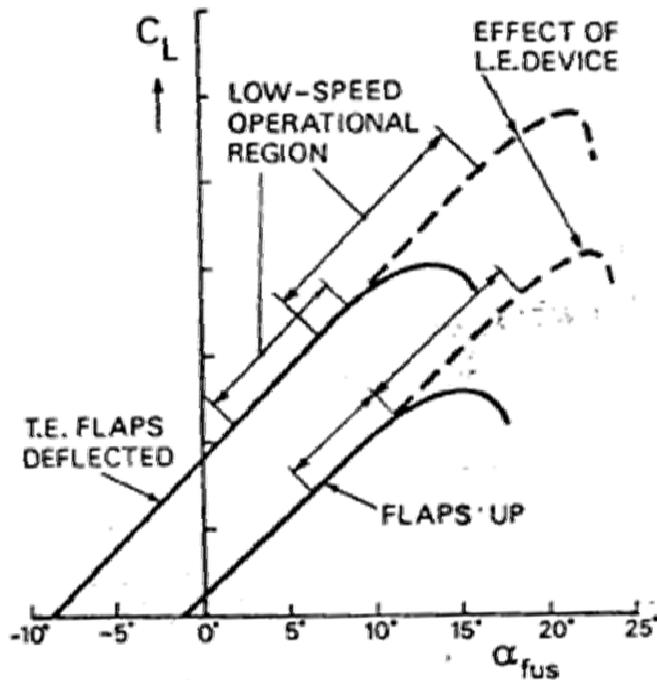


Fig. 7-23. Lift curves with and without high-lift devices.

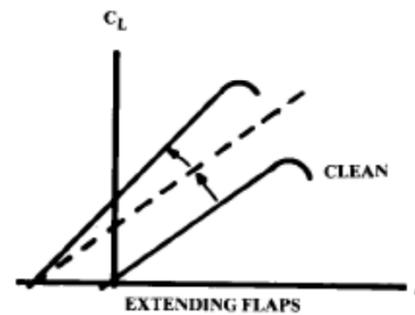
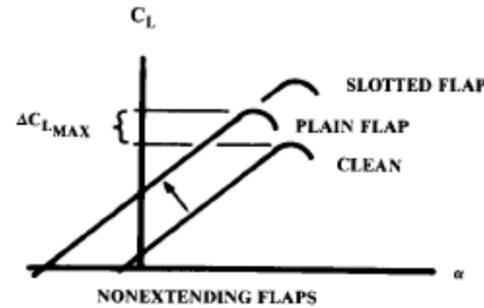
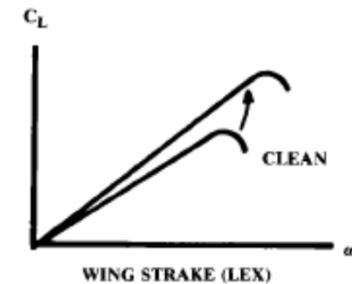
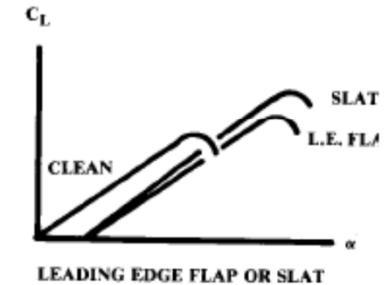
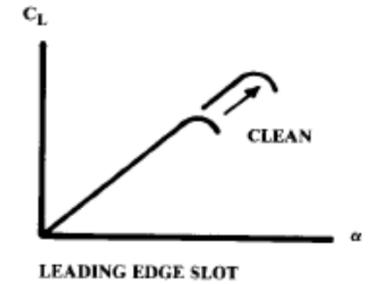
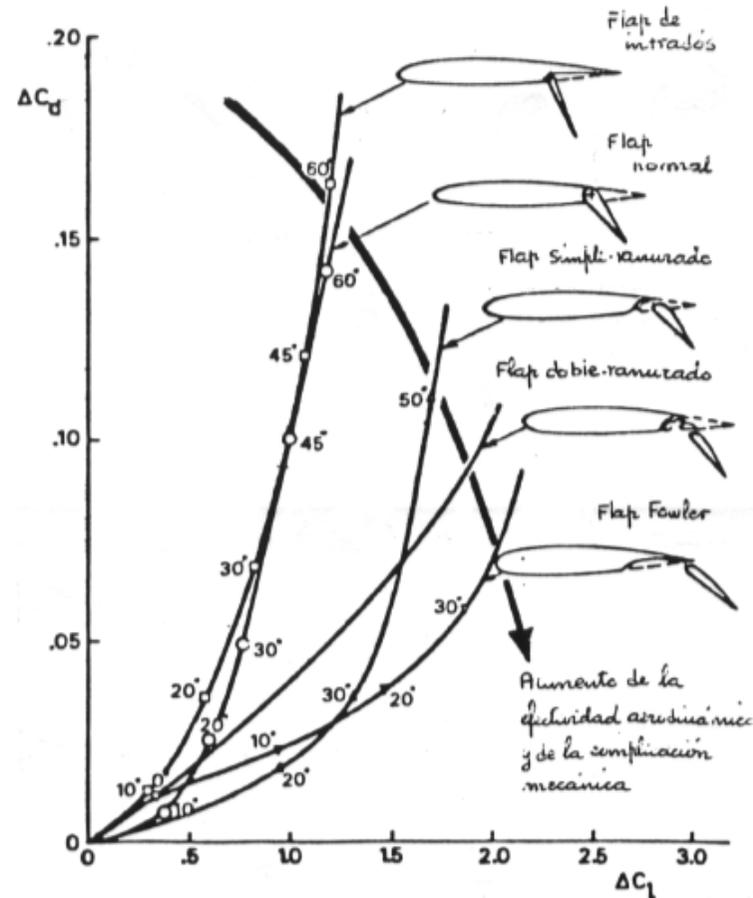


Fig. 12.18 Effects of high lift devices.



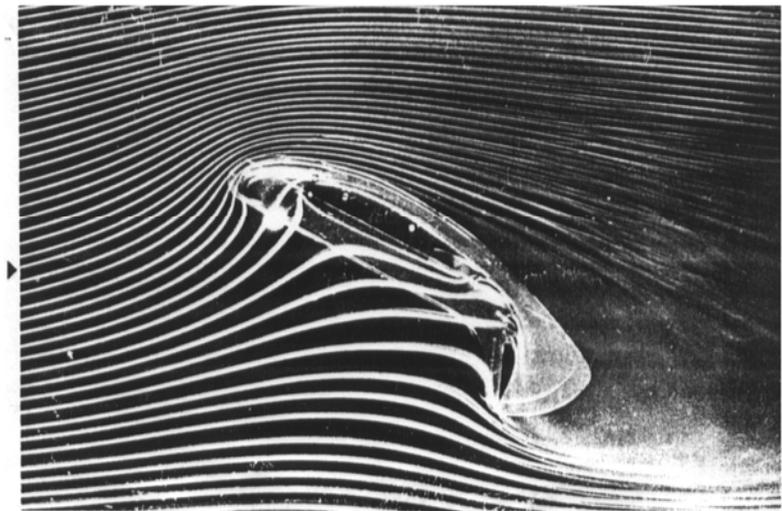
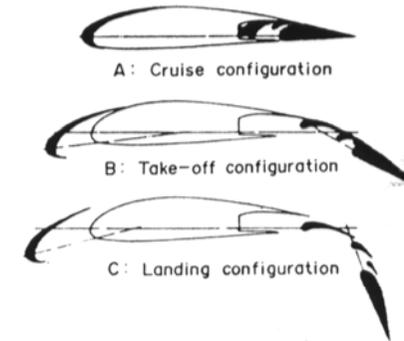
Dispositivos Hipersustentadores - VIII

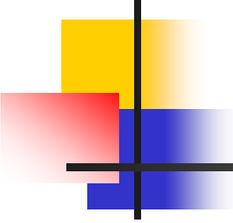
- La utilización de dispositivos hipersustentadores lleva asociado un incremento de la resistencia aerodinámica.
- La efectividad aerodinámica y la complejidad mecánica de los dispositivos hipersustentadores de borde de salida crecen en paralelo.



Dispositivos Hipersustentadores - IX

- En el aterrizaje una resistencia aerodinámica grande no origina problemas, siendo incluso deseable porque contribuye al frenado del avión.
- Por ello las deflexiones de los dispositivos hipersustentadores en la configuración de aterrizaje son máximas (40 a 60°)
- Por contra, en la configuración de despegue, con objeto de aprovechar bien la aceleración proporcionada por el sistema motopropulsor, sólo se pueden tolerar incrementos moderados de resistencia, por lo que las deflexiones son moderadas, (15 a 20°)
- En despegue el C_{Lmax} del avión está en el rango de 2 a 2.5, y en aterrizaje, en el rango de 3 a 3.5.
- Una combinación óptima:
 - Slat con el flap Fowler birranurado (o trirranurado)
 - Parte de la corriente se ha separado, pero que la corriente que pasa de intradós a extradós por las ranuras del flap se mantiene adherida.





Bibliografía

- Aircraft Performance and Design – John D. Anderson.
- Airplane Aerodynamics and Performance, Dr. Jan Roskam and Dr. Chuan-Tau Edward Lan.
- Aircraft Design: a conceptual approach, D.P. Raymer, AIAA Education Series, 2006.
- Synthesis of subsonic airplane design, E. Torenbeek, Springer, 1982
- Transporte Aéreo – Actuaciones del Avión – S. Pindao – ETSIA
- [And00] J.D. Anderson. Introduction to flight. McGraw Hill, 2000.
- [Riv07] Damián Rivas. Aeronaves y Vehículos Espaciales, Febrero de 2007.
- Wikipedia, <http://es.wikipedia.org>