



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

OVERVIEW

Flussi non viscosi

Strato limite (*Boundary Layer*)

Numero di Reynolds (*Reynolds Number*)

Gradienti di pressione *Pressure Gradients*

Flusso separato (*Separated Flow*)

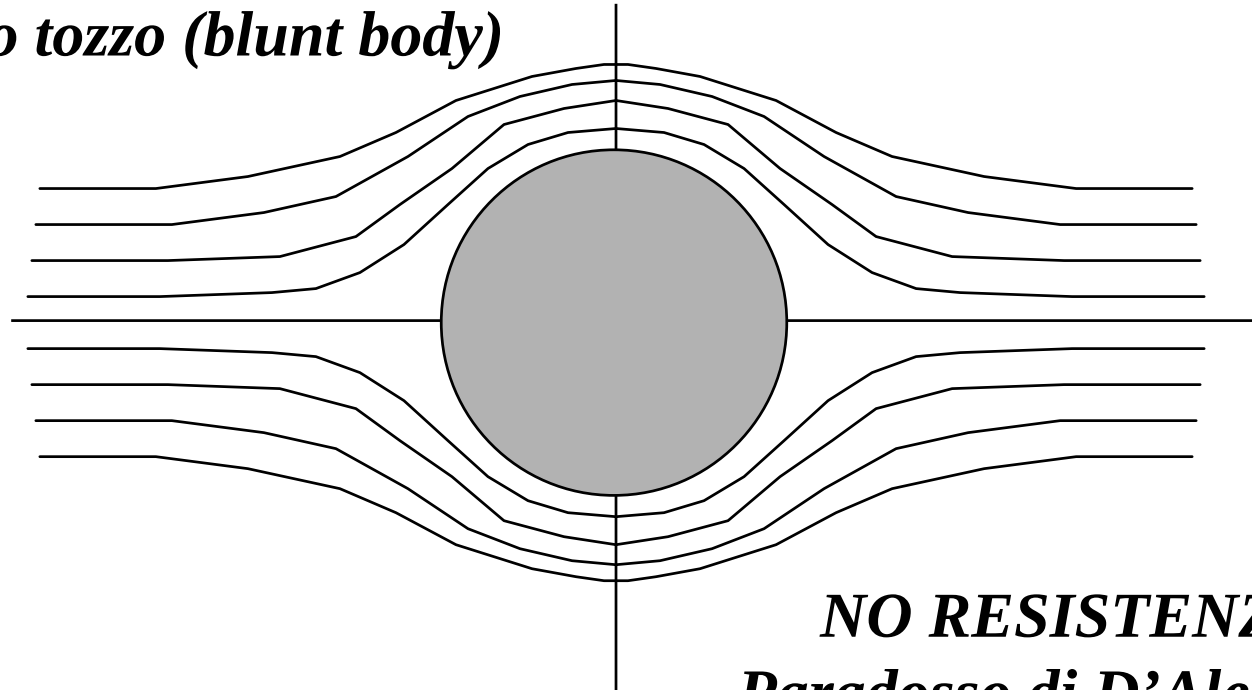
Resistenza viscosa (*Viscous Drag*)



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

Corpo tozzo (blunt body)



Note: No resistenza e niente portanza



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso non viscoso

*Oggetto aerodinamico (streamlined)
profilo*



*In entrambi I casi non c'è resistenza
perchè abbiamo trascurato l'attrito*

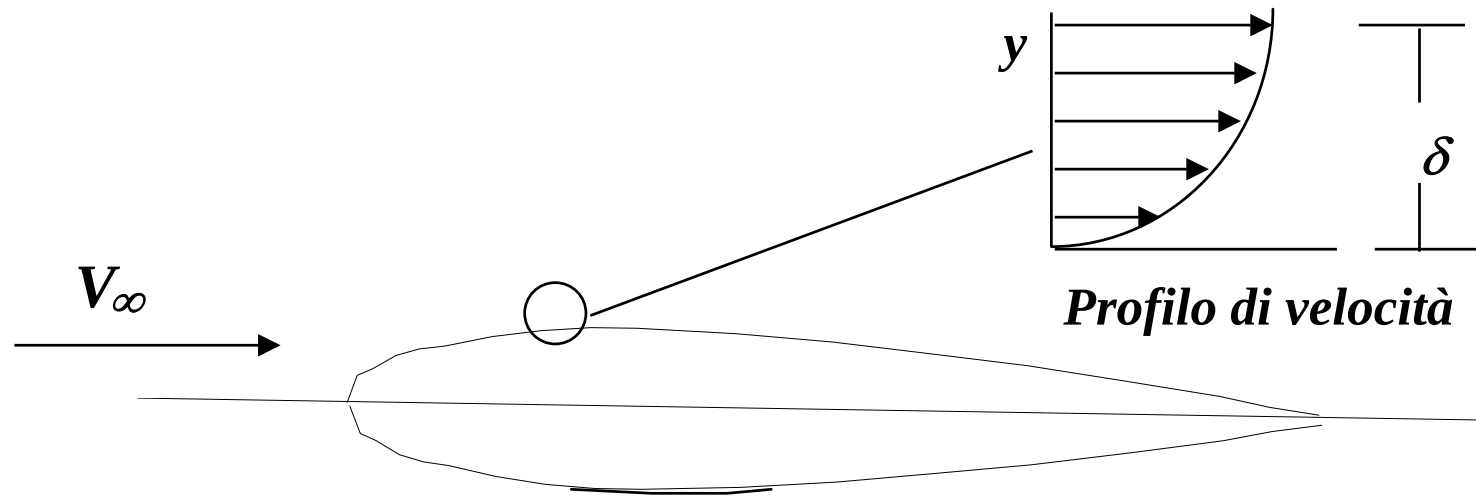


Strato limite (*Boundary layers*)

- Nella regione vicina alla superficie di un oggetto, la velocità del flusso è ritardata per l'attrito.
- Questa regione è denominata “strato limite”.
- Al di fuori dello strato limite possiamo considerare il flusso non viscoso (no attrito)



Strato limite (*Boundary layers*)



δ = *spessore di strato limite (boundary layer thickness)*
la distanza dalla superficie in cui la velocità locale
È uguale al 99% della velocità della corrente indisturbata



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

L'attrito produce uno sforzo tangenziale sul corpo

Lo sforzo tangenziale alla parete è proporzionale a:

- Coefficiente di viscosità , μ
 - Derivata (gradiente) della velocità in prossimità della parete
- E' questa la sorgente di quella che viene chiamata resistenza d'attrito ("skin friction" drag)

***Sforzo tangenziale
alla parete:***

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0}$$



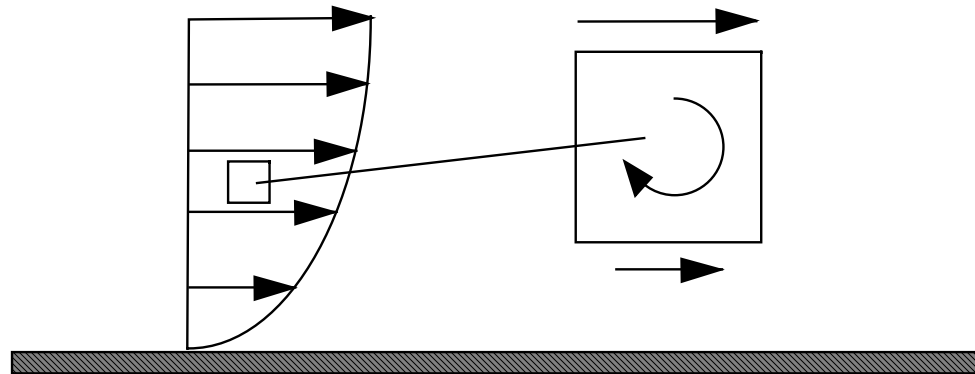
Strato limite (*Boundary layers*)

Inizialmente lo strato limite è “laminare”

Sforzi tangenziali variabili all'interno dello strato limite causano una “rotazione del flusso”

Lo strato limite va verso la “transizione”

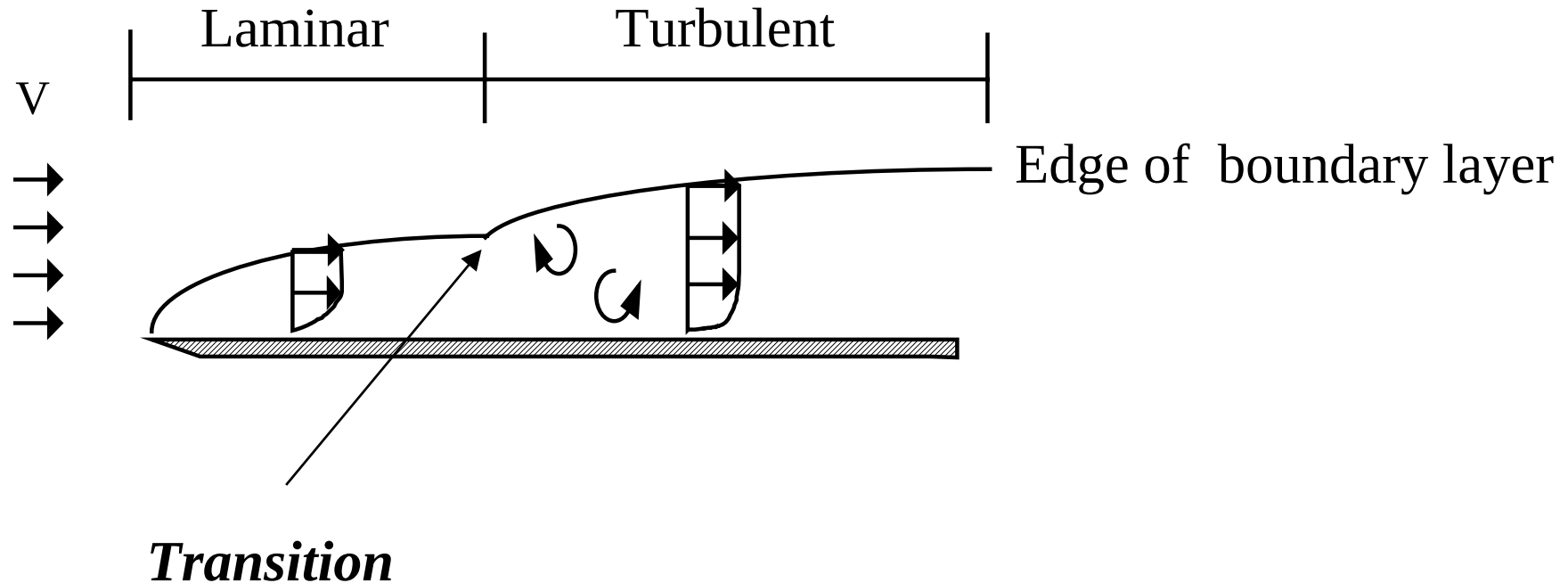
Alla fine diventa “turbolento”





INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

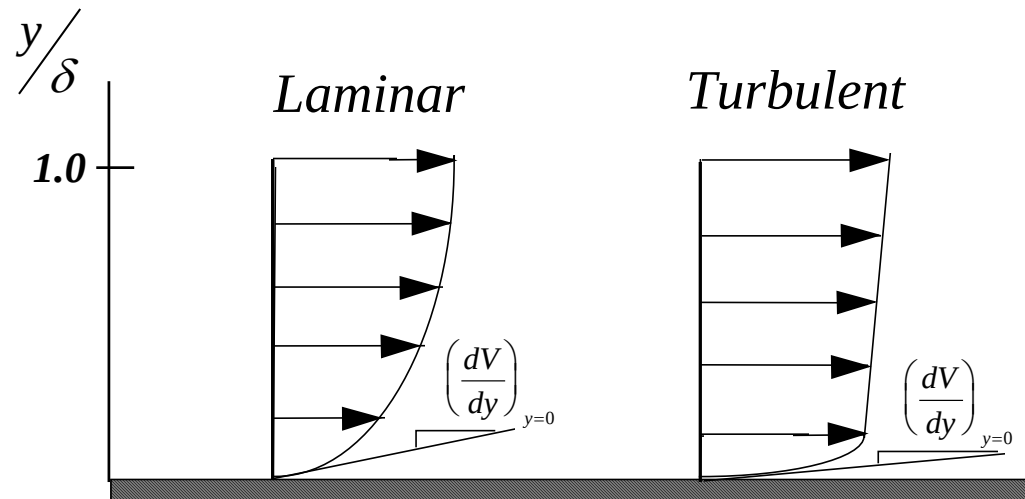




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Strato limite (*Boundary layers*)

Un confronto tra I profili di velocità di strato limite laminare e turbolento mostra una certa differenza, specialmente vicino alla parete



Note: $\left.\frac{dV}{dy}\right|_{y=0, \text{lam}} < \left.\frac{dV}{dy}\right|_{y=0, \text{turb}}$ SO, $\tau_{w, \text{lam}} < \tau_{w, \text{turb}}$



Strato limite (*Boundary layers*)

Fattori che influenzano lo strato limite:

- Densità, ρ
Incrementando la densità aumenta lo spessore dello strato limite
- Velocità, V
Incrementando la velocità lo strato limite diventa più sottile
- Distanza lungo la superficie, x
Incrementando la distanza lo strato limite diventa più spesso
- Viscosità, μ
 - Incrementando la viscosità cresce lo spessore di strato limite
 - La viscosità dipende dalla temperatura



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Reynolds number

Questi fattori vengono combinati per definire un importante parametro adimensionale :

Il numero di Reynolds - Reynolds number (Re)

Rappresenta l'importanza relativa tra le forze di tipo inerziale rispetto a quelle di tipo viscoso

Descrive l'importanza relativa dell'attrito nel campo di moto

=> Basso Re = attrito significativo

=>Alto Re = L'attrito diviene poco importante (ma c'è comunque resistenza)

Per gli aeroplani, tipico Re = 3-20 milioni (basato sulla corda alare)

$$Re = \frac{\rho V x}{\mu}$$

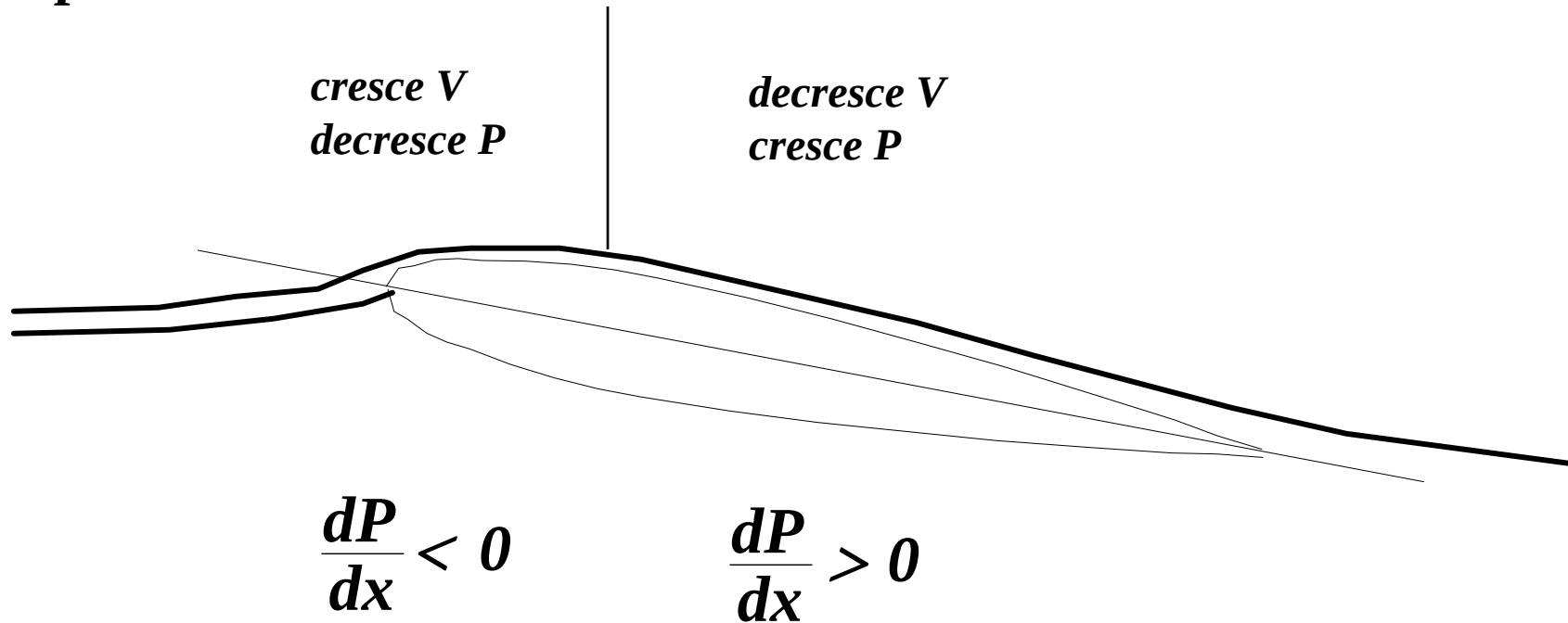


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Gradienti di pressione (*Pressure gradients*)

FAVOREVOLE – la regione
con pressione decrescente

AVVERSO - la regione con
Pressione crescente

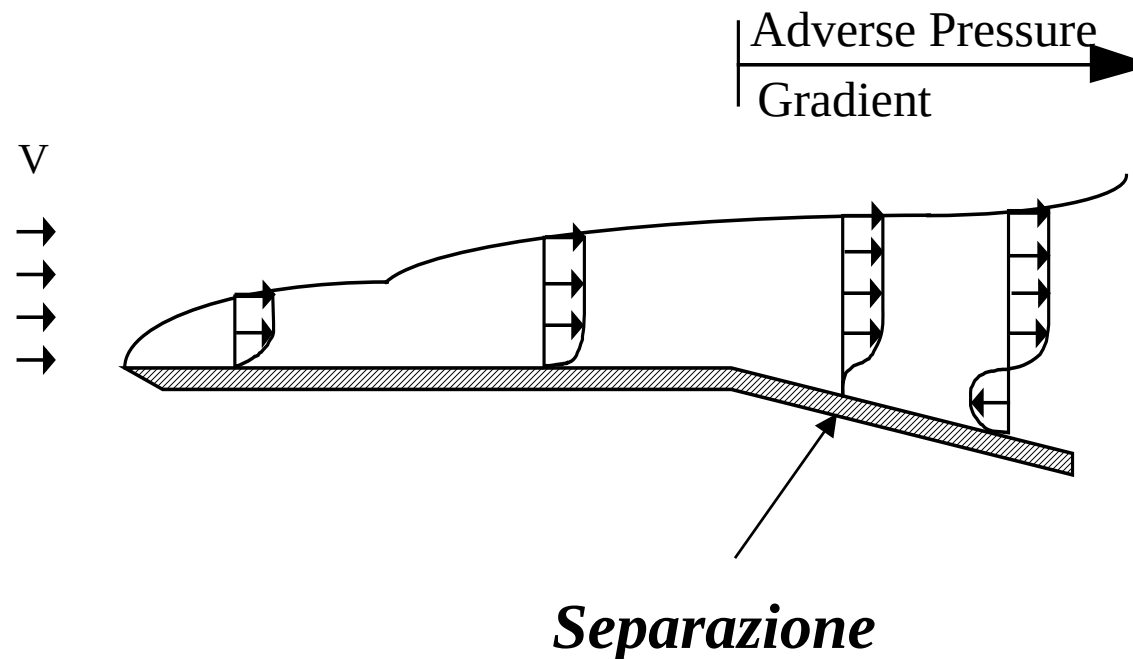




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Lo strato limite non riesce a superare forti gradienti di pressione avversi e separa. Il punto di separazione è quello in cui lo sforzo di attrito va a zero.

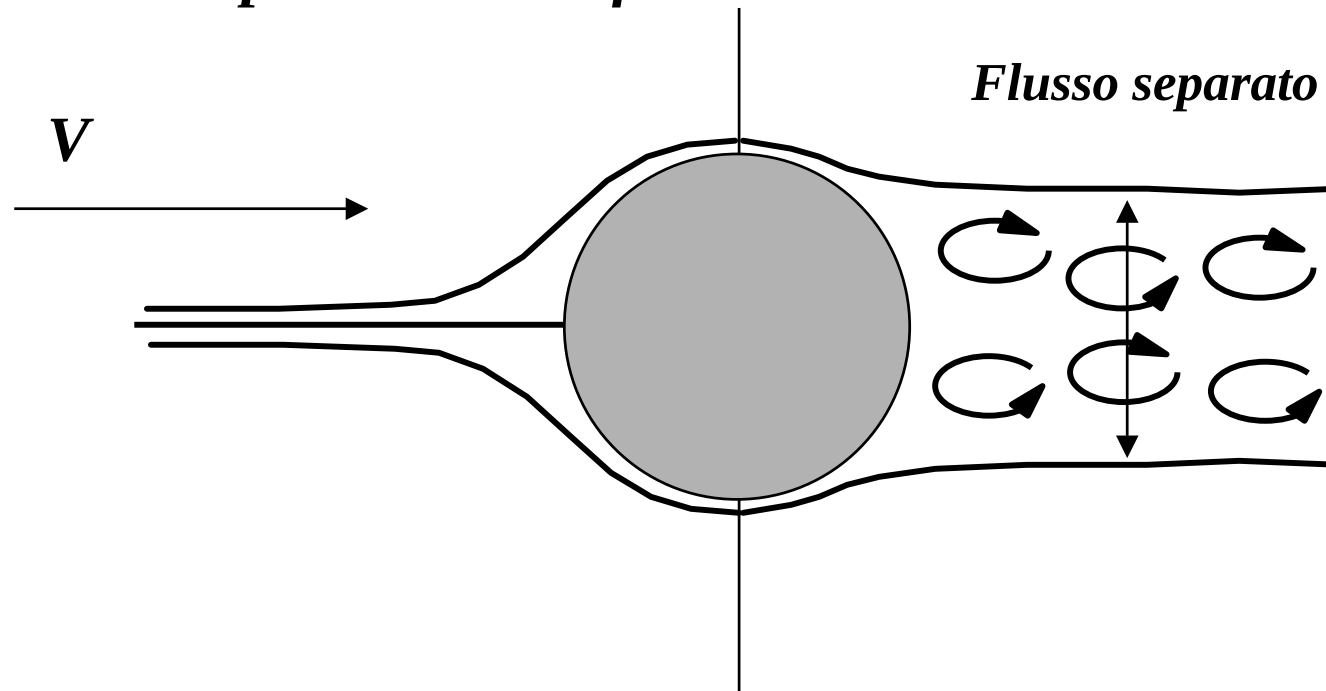




INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Sulla parte posteriore di un corpo tozzo c'è un forte gradiente di pressione avverso che il flusso non riesce a superare. Questo causa separazione del flusso.





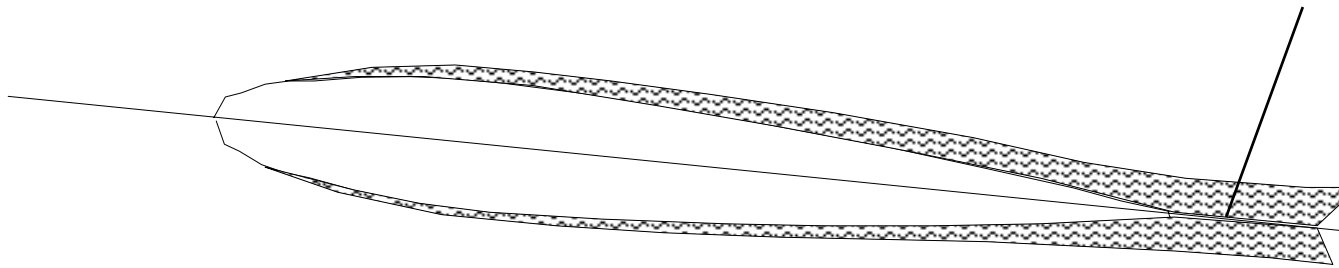
INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

Analogamente , per questo profilo alare.

Il flusso separato da origine ad una seconda fonte di resistenza, la resistenza di pressione o di scia (wake drag).

Scia del flusso separato



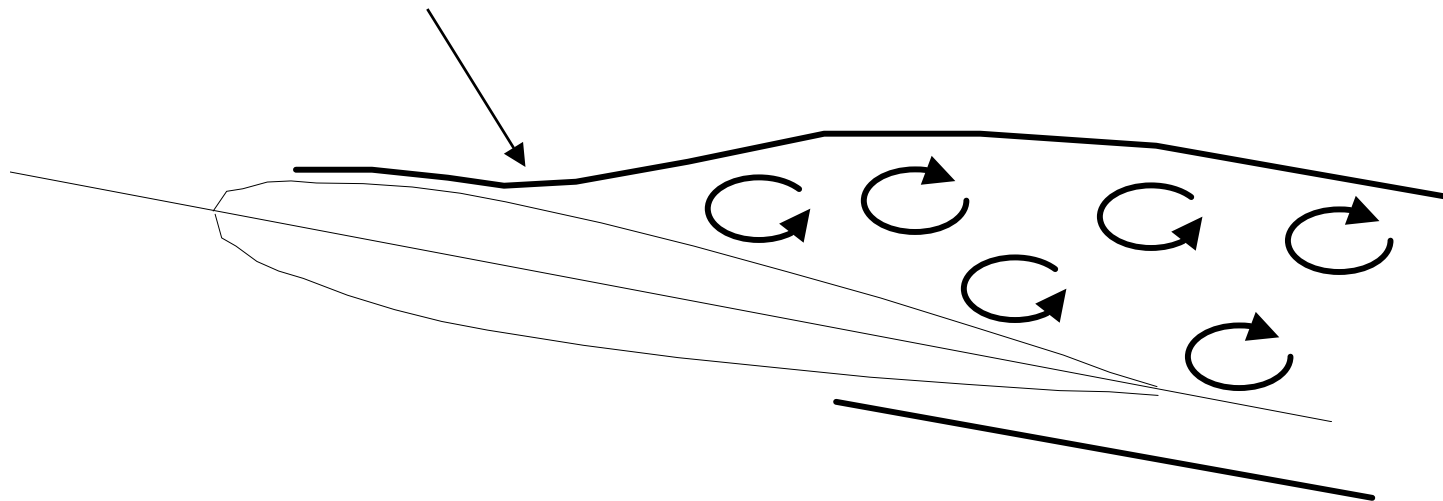


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)

La separazione ha importanti conseguenze per profili posti ad alto angolo di attacco; produce lo STALLO.

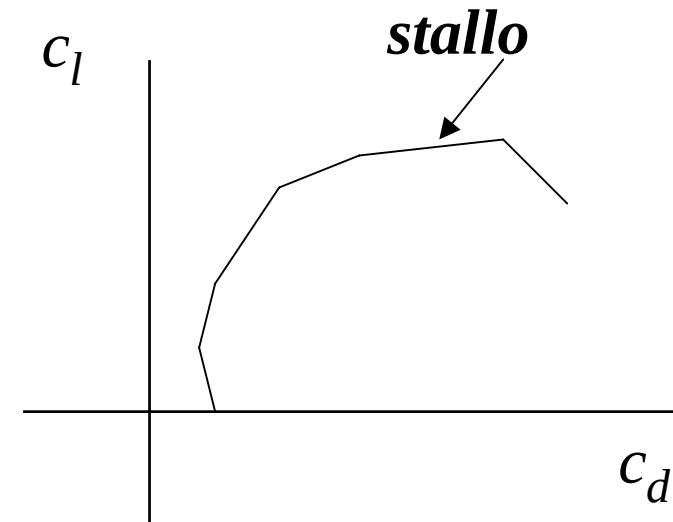
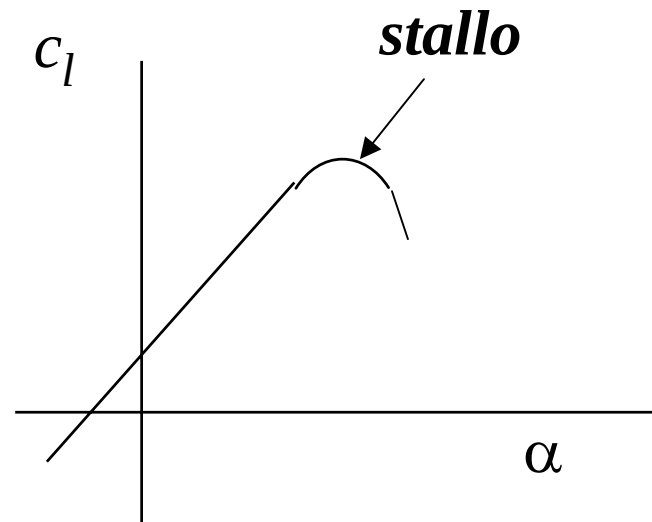
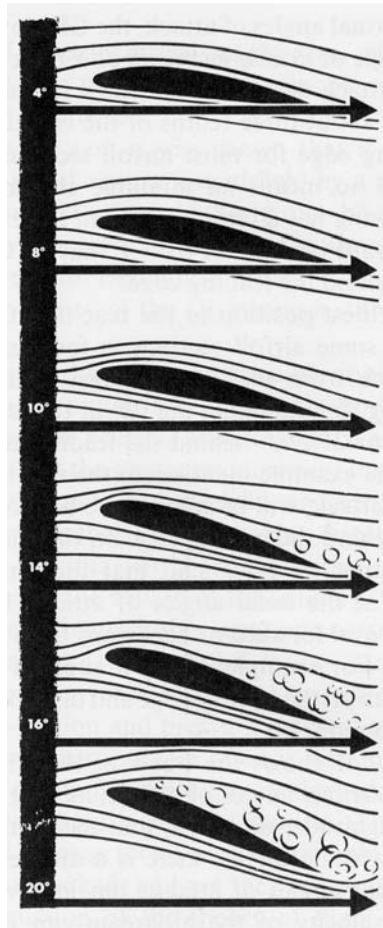
Separazione





INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Flusso separato (*Separated flow*)



Nello stallo, un profilo vede ridurre la propria portanza e crescere fortemente la propria resistenza.



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

La resistenza totale dovuta agli effetti viscosi è:

$$D_{viscous} = D_{skin\ friction} + D_{Pressure\ drag}$$

$$D_{viscosa} = D_{attrito} + D_{scia}$$



INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

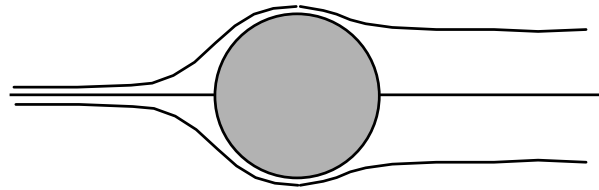
Resistenza viscosa (*Viscous drag*)

- Abbiamo due tipi di strato limite
 “laminare” e “turbolento”
- Strato limite laminare (Laminar boundary layers)
 - Basso valore di resistenza di attrito
 - Non molto capace di superare gradienti avversi
 - Buono per profili ed oggetti aerodinamici
- Strato limite turbolento (Turbulent boundary layers)
 - Possiede alta energia in vicinanza della parete
 - Buone capacità di superare gradienti avversi e ritardare la separazione
 - Alta resistenza d'attrito
 - Buono per corpi tozzi (esempio della pallina da golf).

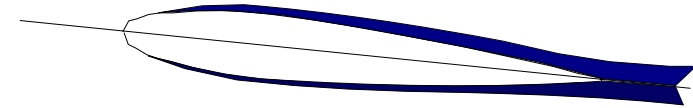


INTRODUZIONE AI FLUSSI VISCOSI

Resistenza viscosa (*Viscous drag*)



Corpo tozzo (Blunt)



Aerodinamico (Streamlined)

Skin Friction:

Poco importante

Molto importante

Pressure Drag:

Molto importante

Poco importante

***Strato limite
desiderato:***

Turbulento

Laminare



INTRODUZIONE AI PROFILI ALARI



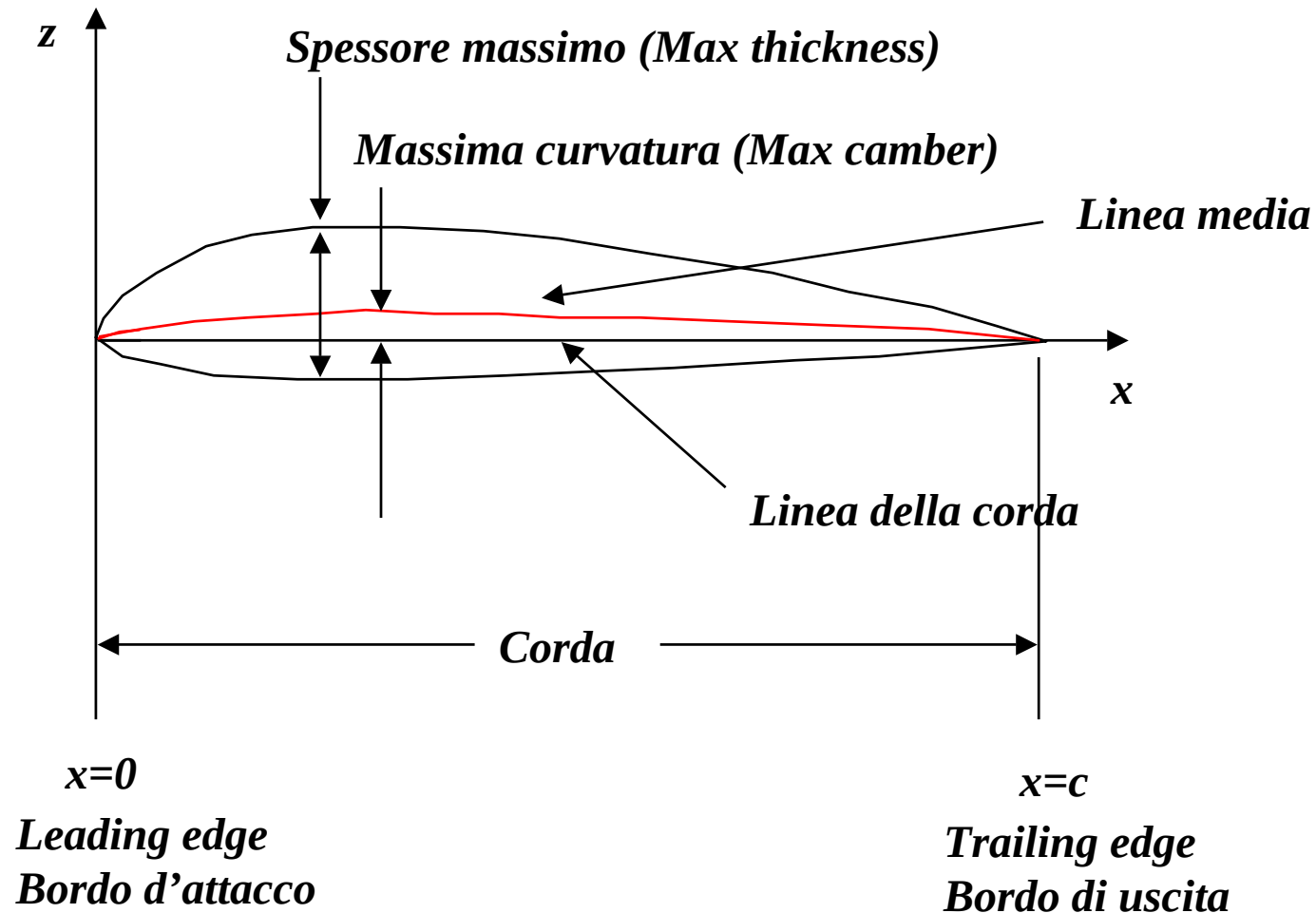
Overview

- **Caratteristiche dei profili**
- **Forze e momenti sui profili**
- **Centro di pressione**
- **Centro aerodinamico**
- **Coefficienti di forza e momento**
- **Effetti del numero di Reynolds**
- **Effetti della comprimibilità (numero di Mach)**



PROFILI (AIRFOILS)

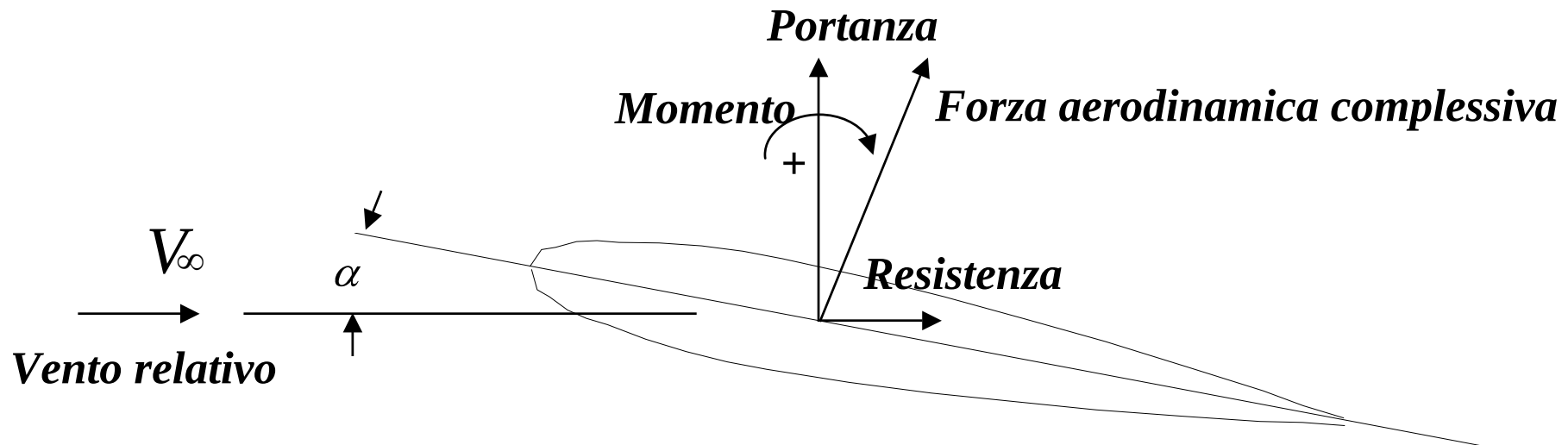
Caratteristiche dei profili





PROFILI (AIRFOILS)

Forze e momenti



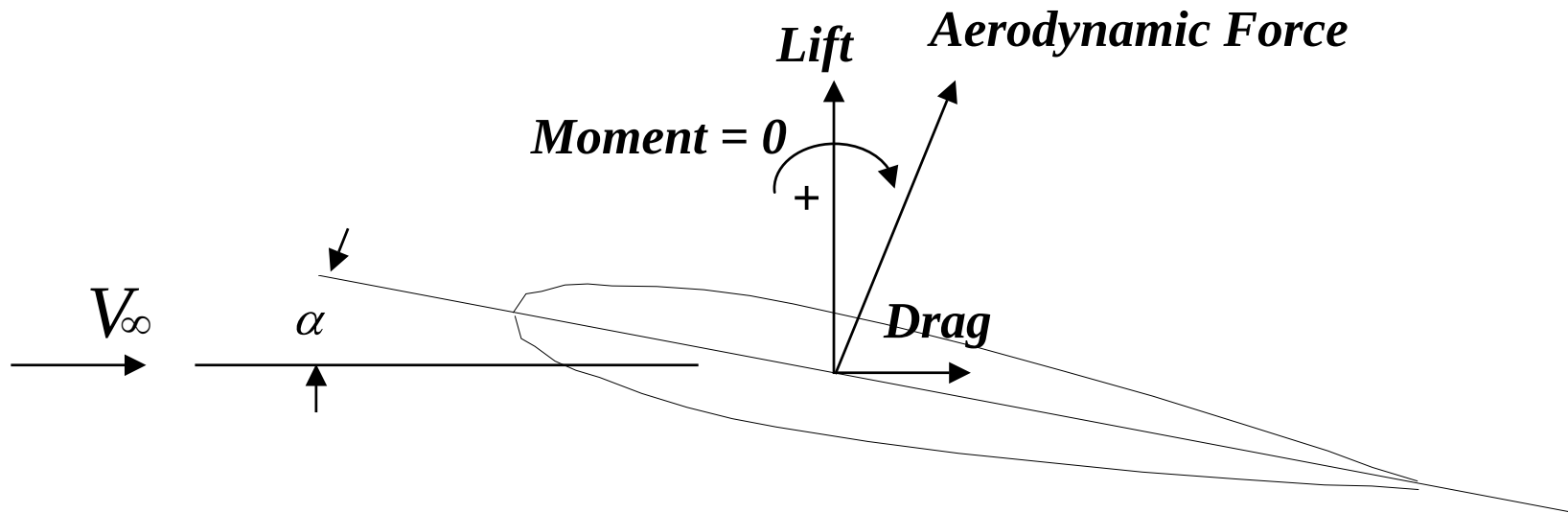
Angolo d'attacco (α): angolo tra la velocità relativa e la corda

- Note:**
- 1) La portanza è perpendicolare alla velocità della corrente indisturbata**
 - 2) Resistenza è parallela**
 - 3) Il momento è positivo se cabrante**



PROFILI (AIRFOILS)

Centro di pressione

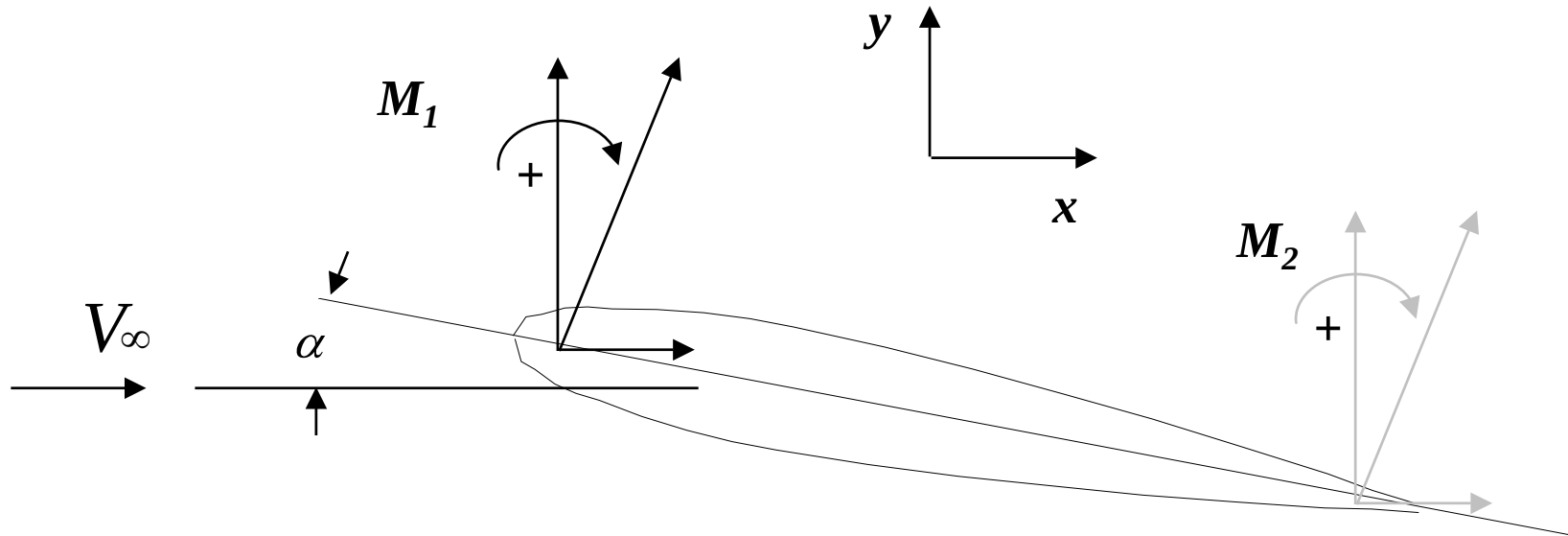


Centro di pressione: il punto del profilo rispetto al quale il momento dovuto alle forze aerodinamiche è zero



PROFILI (AIRFOILS)

Centro Aerodinamico

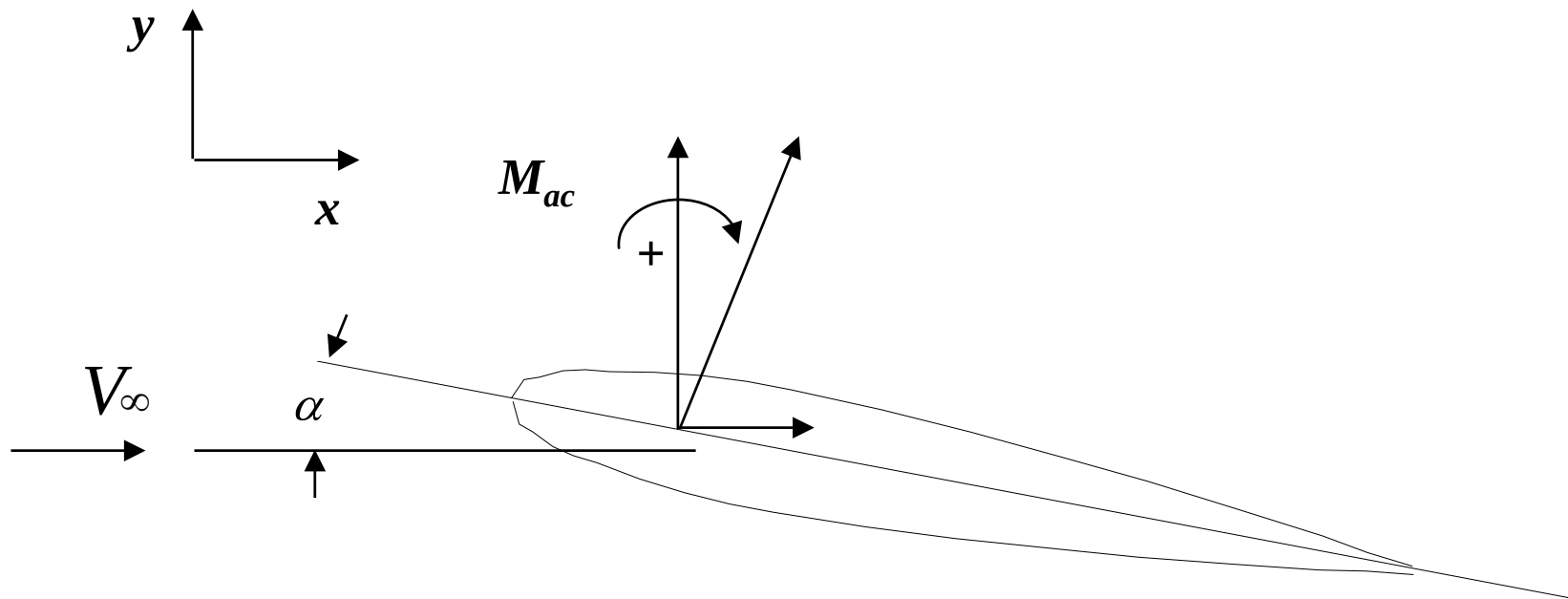


Nota: La forza ed il momento possono essere rappresentati rispetto a qualsiasi punto sulla corda.

La forza non cambia, ma il momento dipende assolutamente dal punto rispetto al quale si decide di valutarlo



Centro Aerodinamico



Centro aerodinamico: il punto del profilo rispetto al quale il momento aerodinamico risulta indipendente dall'angolo d'attacco.

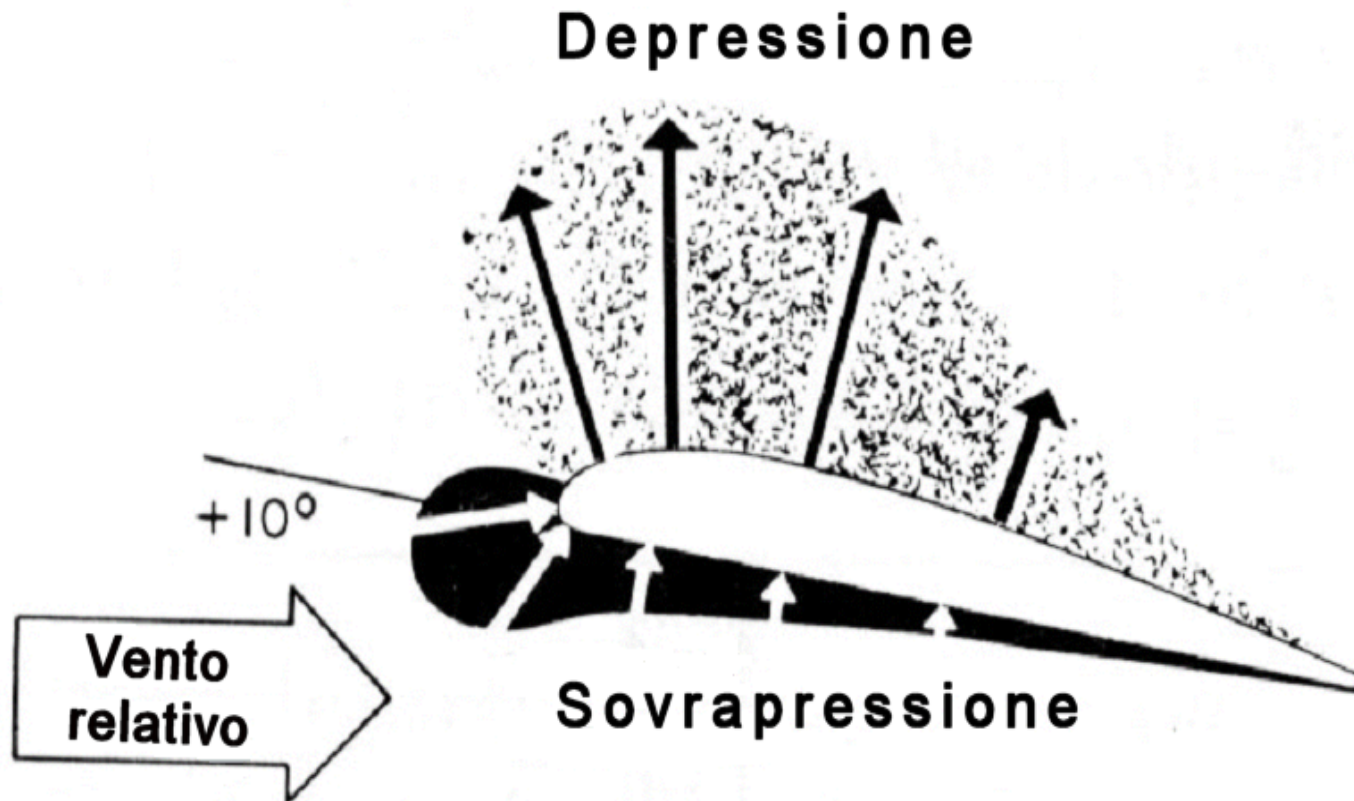
Il momento rispetto al centro aerodinamico, detto “momento aerodinamico” è quindi costante al variare di alfa.

Tale momento è negativo(picchiante) per usuali profili alari a curvatura positiva.



PROFILI (AIRFOILS)

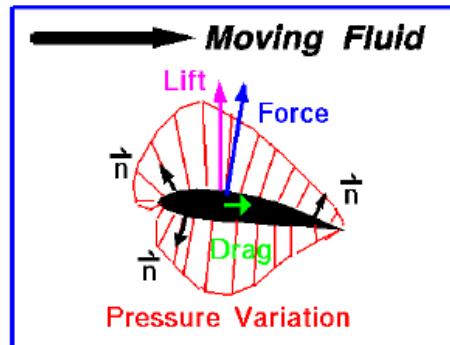
Distribuzione di pressione





PROFILI (AIRFOILS)

Centro di pressione

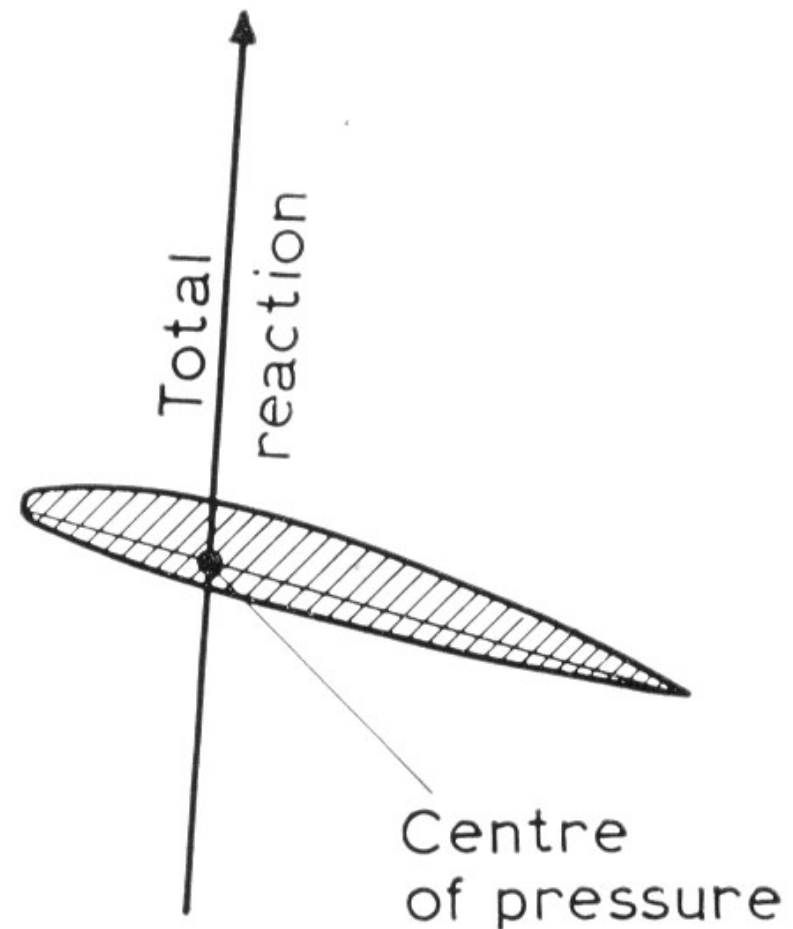


Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.
Force on the body is the vector sum of the pressure x area
around the entire solid body.

$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

$$\text{Lift} = F_{\text{normal}}$$

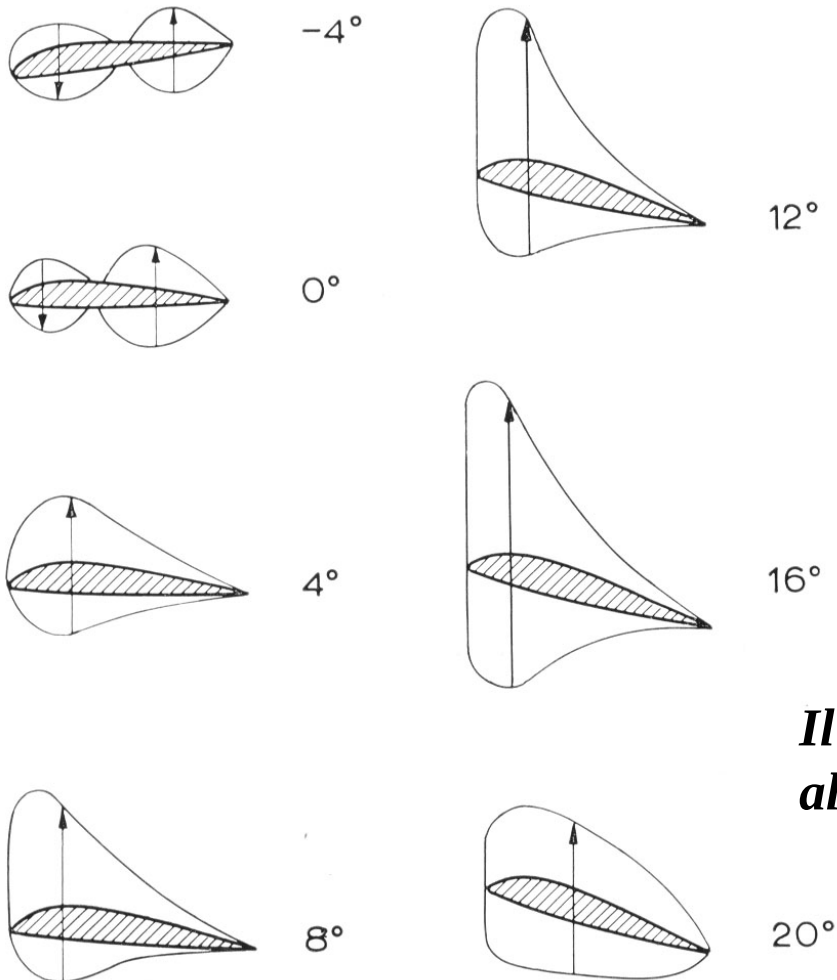
$$\text{Drag} = F_{\text{stream}}$$





PROFILI (AIRFOILS)

Centro di pressione



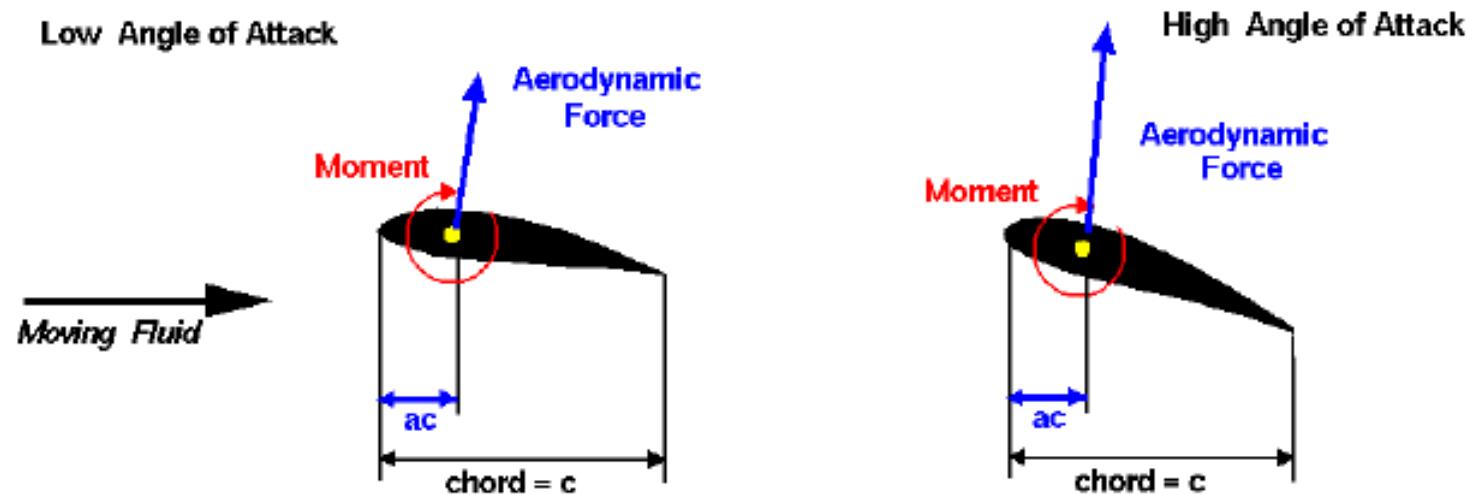
*Il centro di pressione si sposta sul profilo
al variare dell'angolo d'attacco.*



PROFILI (AIRFOILS)

Centro Aerodinamico

Assumendo $V = \text{cost}$



Aerodynamic Center

For low speed, thin airfoils (flat plate):

$$ac = \frac{c}{4}$$

Moment about the aerodynamic center is constant with angle.

Aerodynamic center does not move with angle.



PROFILI (AIRFOILS)

Coefficienti aerodinamici di forza e momento

Portanza (Lift):

$$c_l \equiv \frac{l}{q_\infty S}$$

Resistenza (Drag):

$$c_d \equiv \frac{d}{q_\infty S}$$

Momento(Moment):

$$c_m \equiv \frac{m}{q_\infty S \bar{c}}$$

Nota: coefficienti adimensionali

Il coefficiente di portanza ha un legame lineare con l'angolo d'attacco fino a che non sopraggiungono separazioni e si entra in regime non-lineare.

Il gradiente della retta di portanza misura all'incirca 0.10 [1/deg] per quasi tutti i profili (sottili).

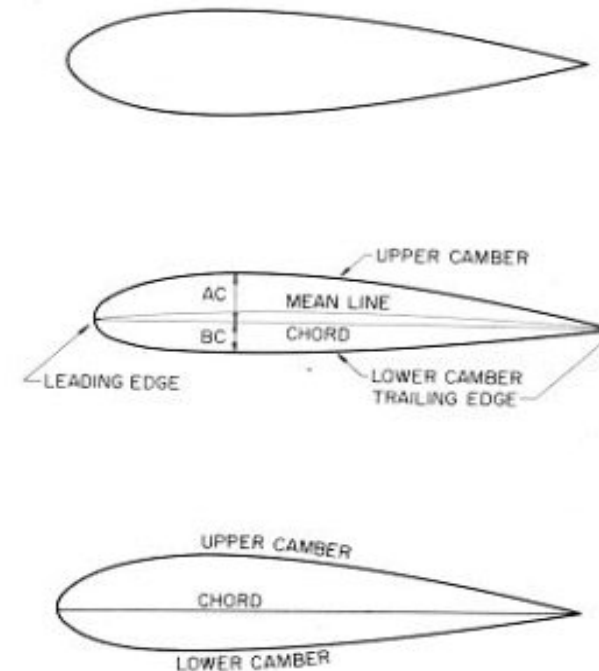
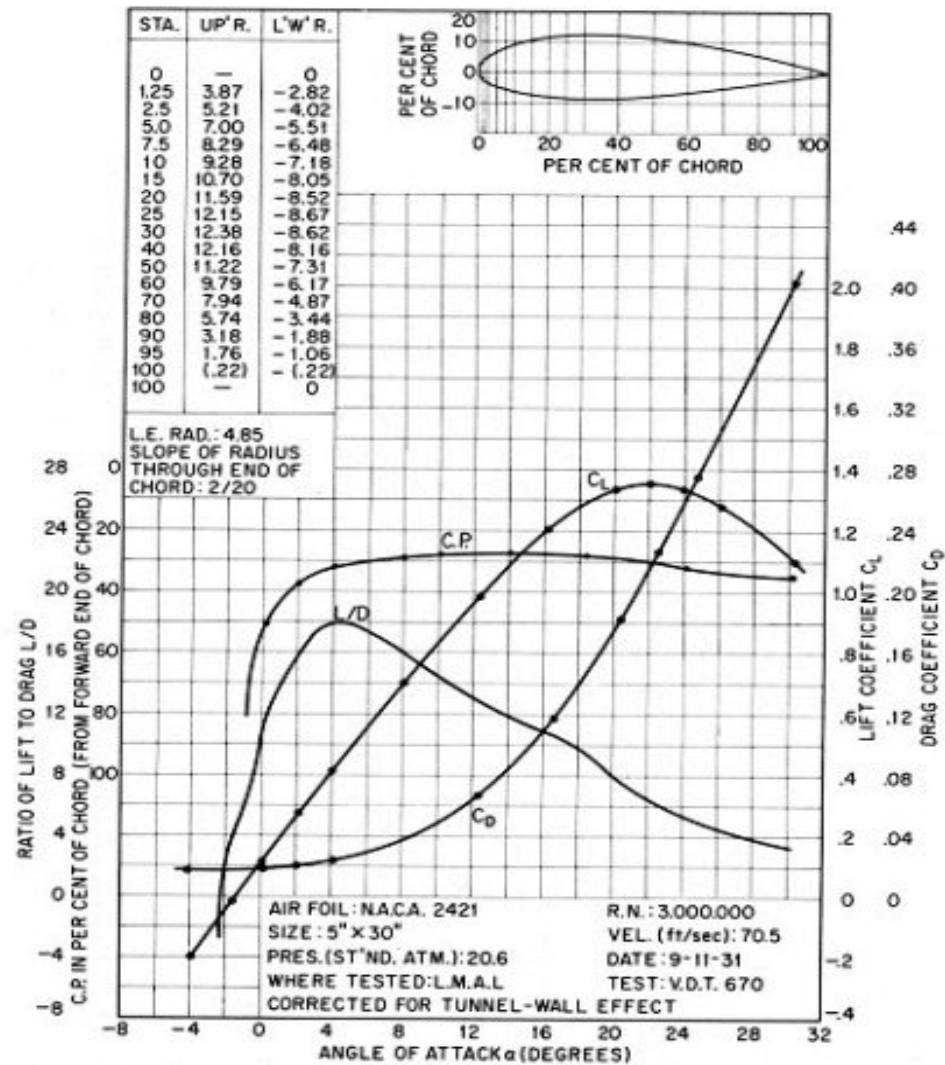
Il valore del coefficiente di portanza massimo allo stallo varia tra 1.3 ed 1.7 per profili normalmente usati in aviazione e numeri di Reynolds tra 3 e 9 milioni.

Sempre ad usuali Reynolds di impiego (tra 6 e 9 milioni) il coefficiente di resistenza di un profilo ha valori compresi tra 0.004-0.005 (profili con elevata estensione di flusso laminare) e 0.006-0.008 (profili turbolenti).

Il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico è negativo (cioè picchiante) per profili a curvatura positiva ed è tanto più forte quanto più il profilo è curvo. Per profili normalmente utilizzati sui velivoli il valore varia tra -0.02 (profili poco curvi) e -0.10 (profili abbastanza curvi).



PROFILI (AIRFOILS)



Andamento dei coefficienti aerodinamici

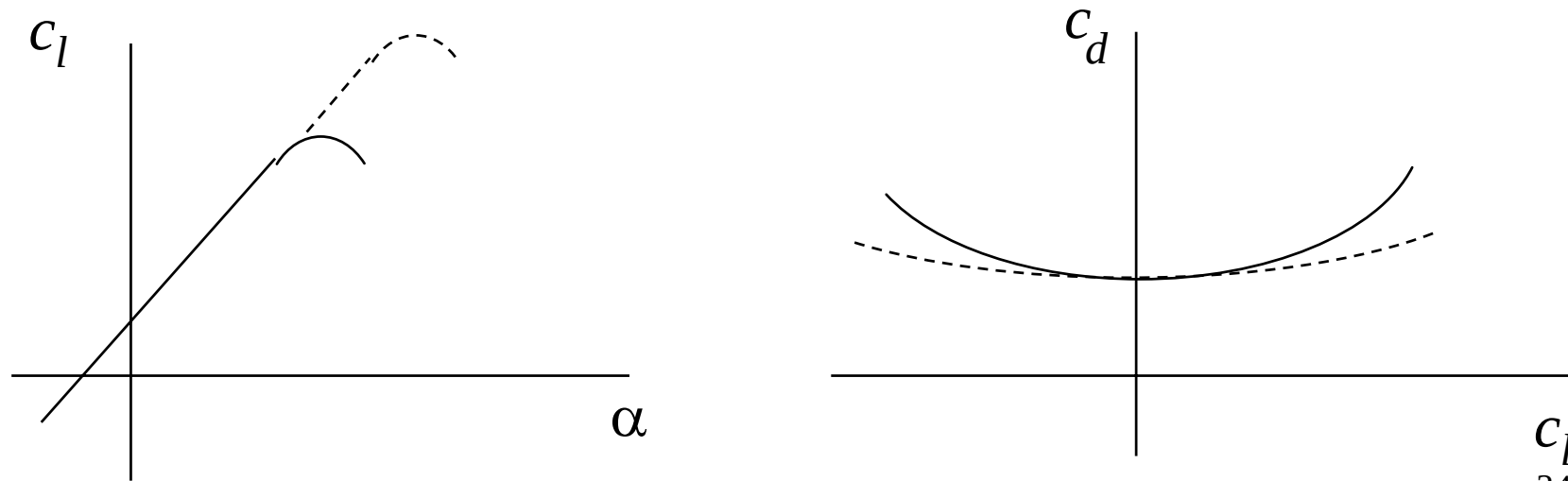


PROFILI (AIRFOILS)

Effetti del numero di Reynolds

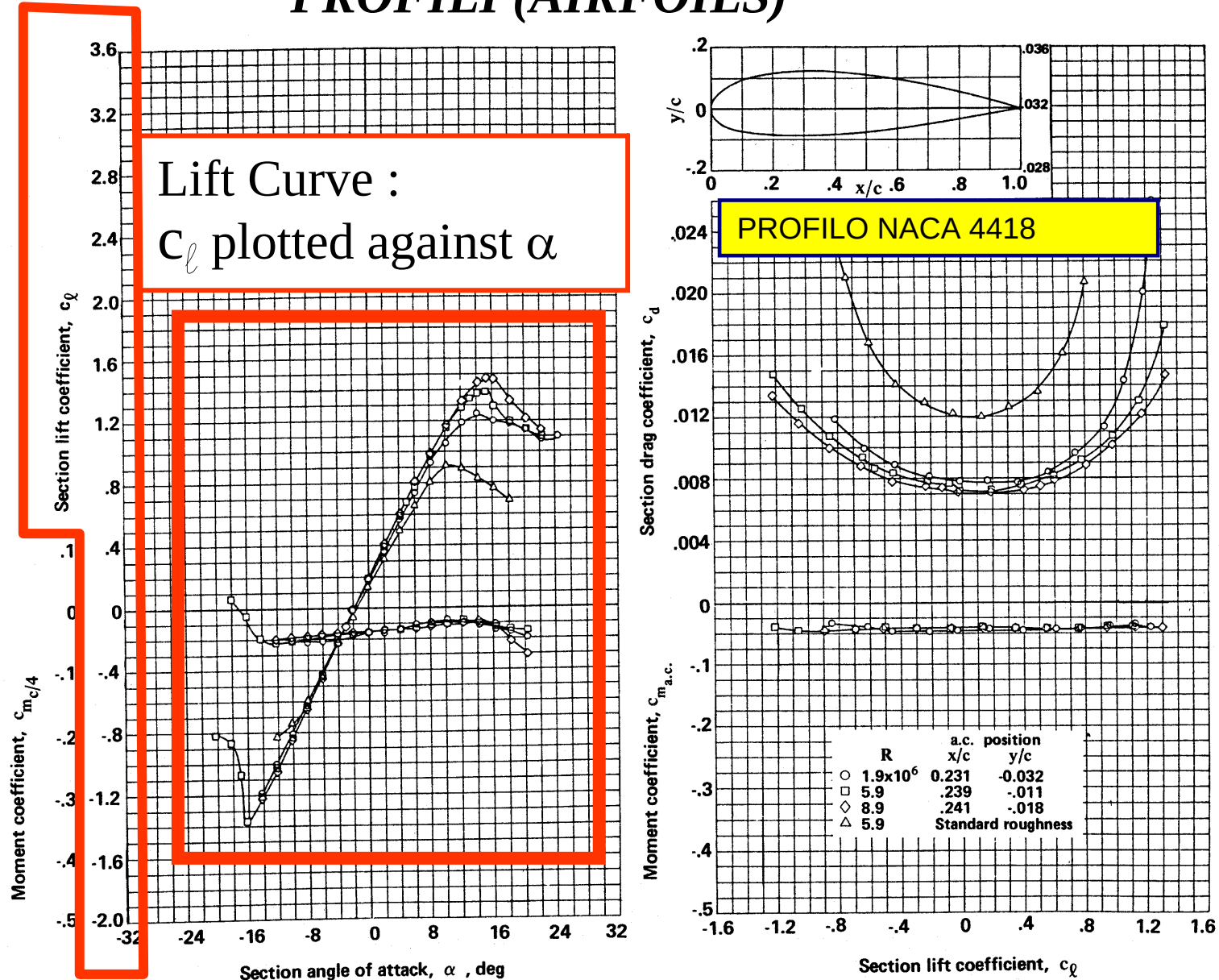
Ad alti numeri di Reynolds lo strato limite riesce a fluire laminare per una minore estensione. Quindi lo strato limite diventa turbolento (attraverso la transizione) in posizione anticipata sul corpo. In generale lo strato limite ad alti Reynolds diventa quindi più resistente alla separazione.

Ritardata separazione comporta stallo ad alfa maggiori e minore resistenza di pressione (scia).



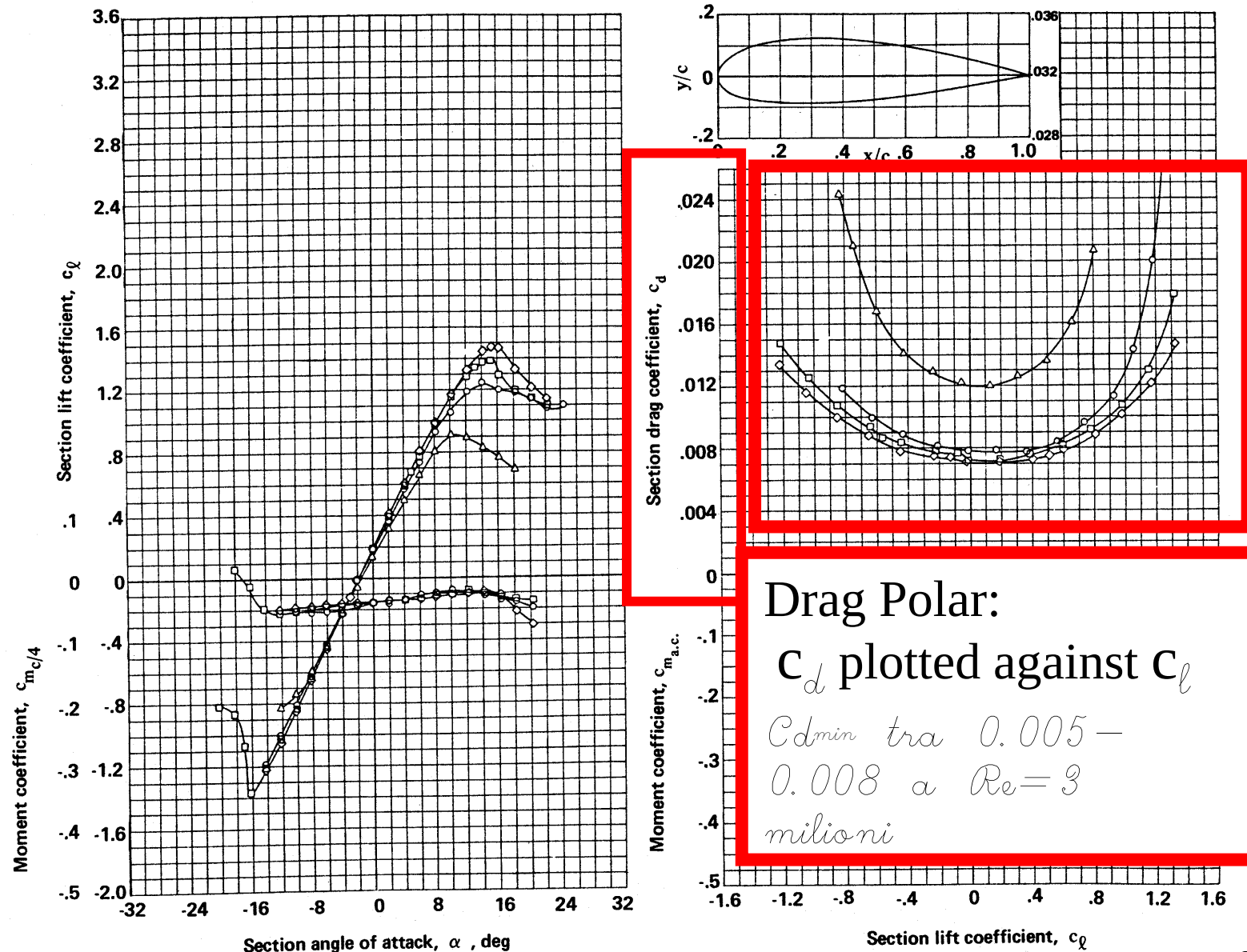


PROFILI (AIRFOILS)



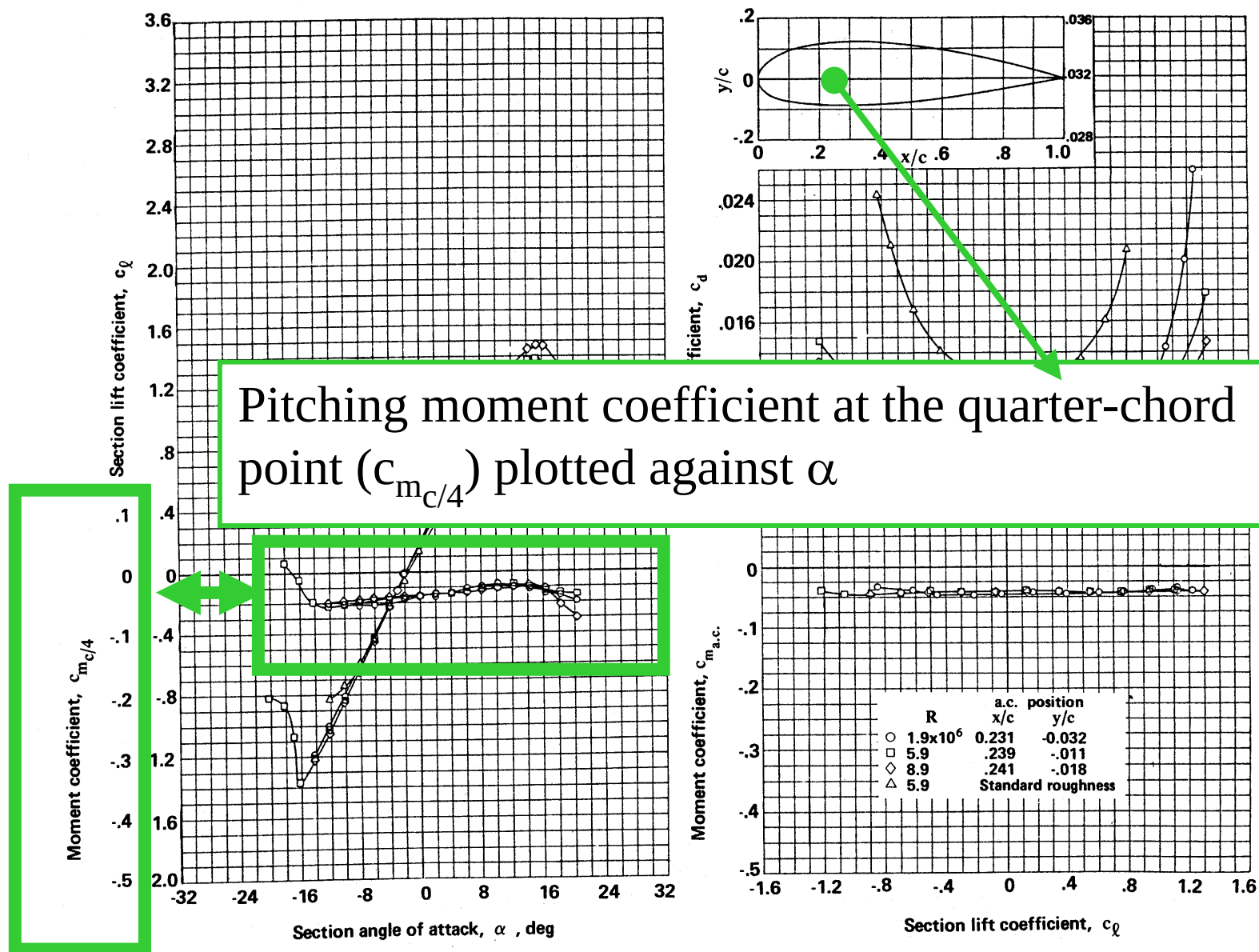


PROFILI (AIRFOILS)



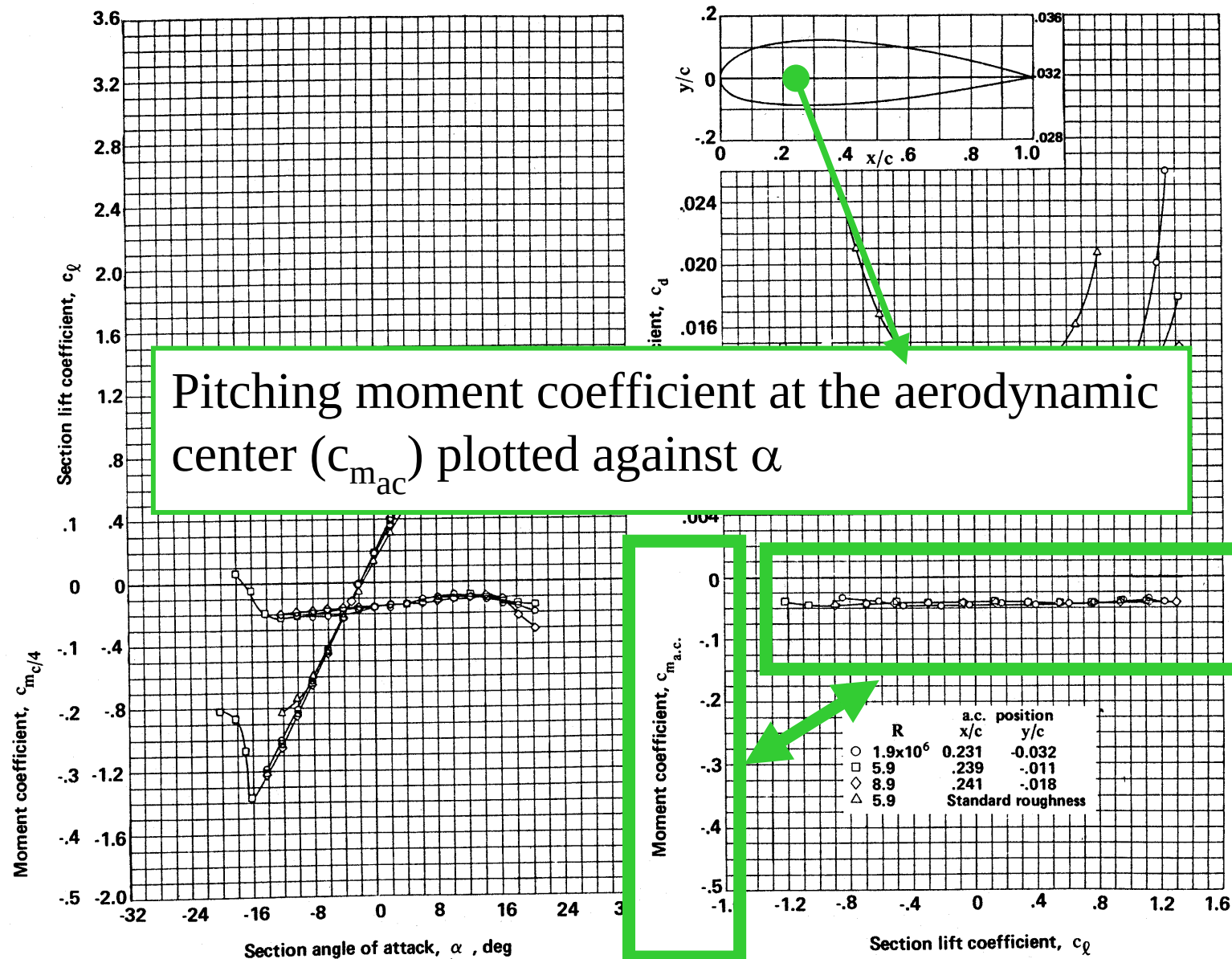


PROFILI (AIRFOILS)





PROFILI (AIRFOILS)





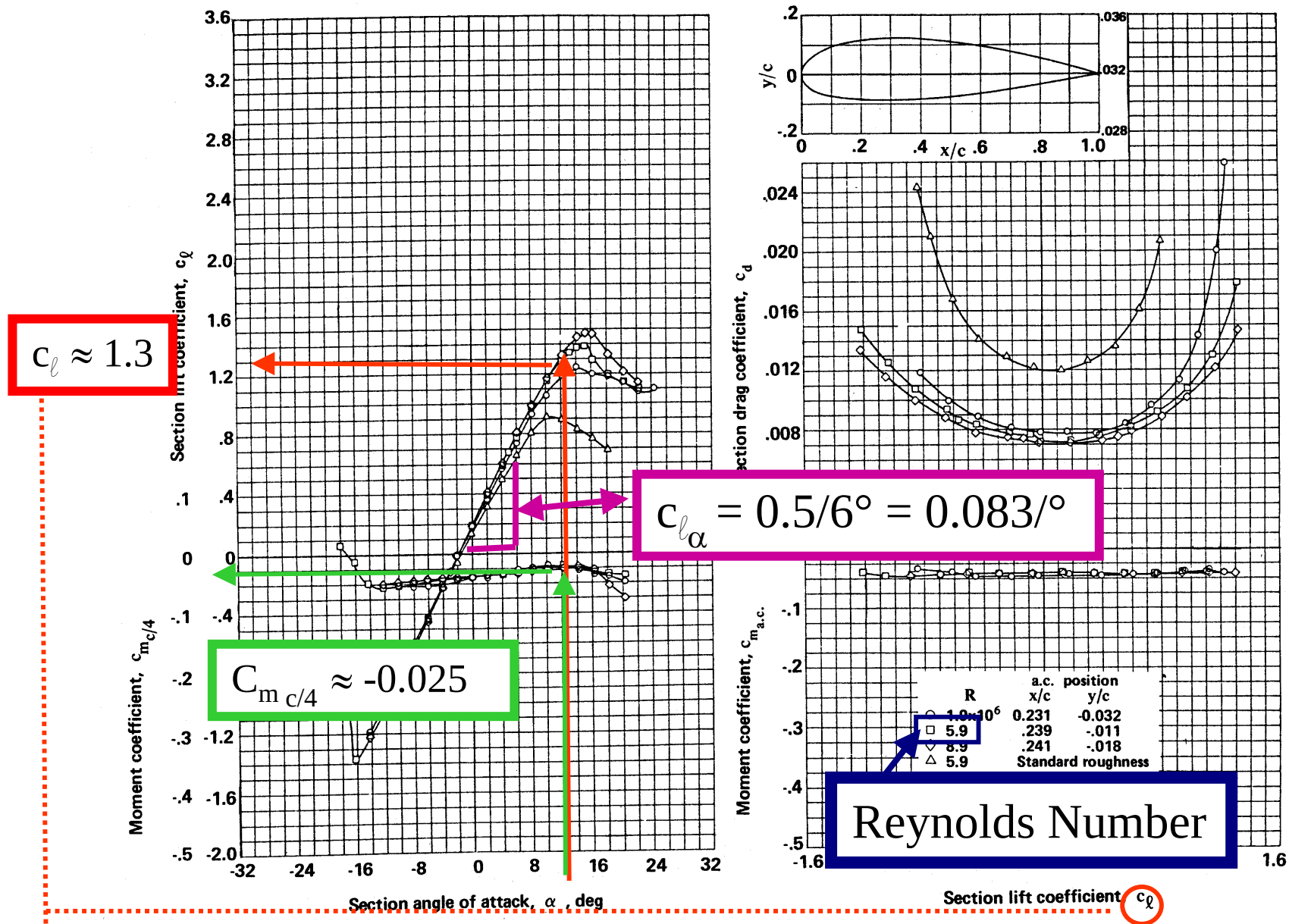
PROFILI (AIRFOILS)

Esempio:

Dato:	Profilo NACA 4412 Reynolds Number = 5.9×10^6 Angle of Attack = 12°
Trovare:	$c_\ell =$ $c_{\ell\alpha} = (\Delta c_\ell / \Delta\alpha) =$ coeff. Angolare della retta di portanza $c_d =$ coeff di resistenza $c_{m\ c/4} =$ coeff di momento rispetto a $c/4$ $c_{m\ a.c.} =$ coeff di momento risp. al centro aerod. $c_{\ell\max} =$ coeff. di portanza massimo $\alpha_{\text{stall}} =$ alfa di stallo $\alpha_{l=0} =$ alfa di portanza nulla (alfa_zero_lift)

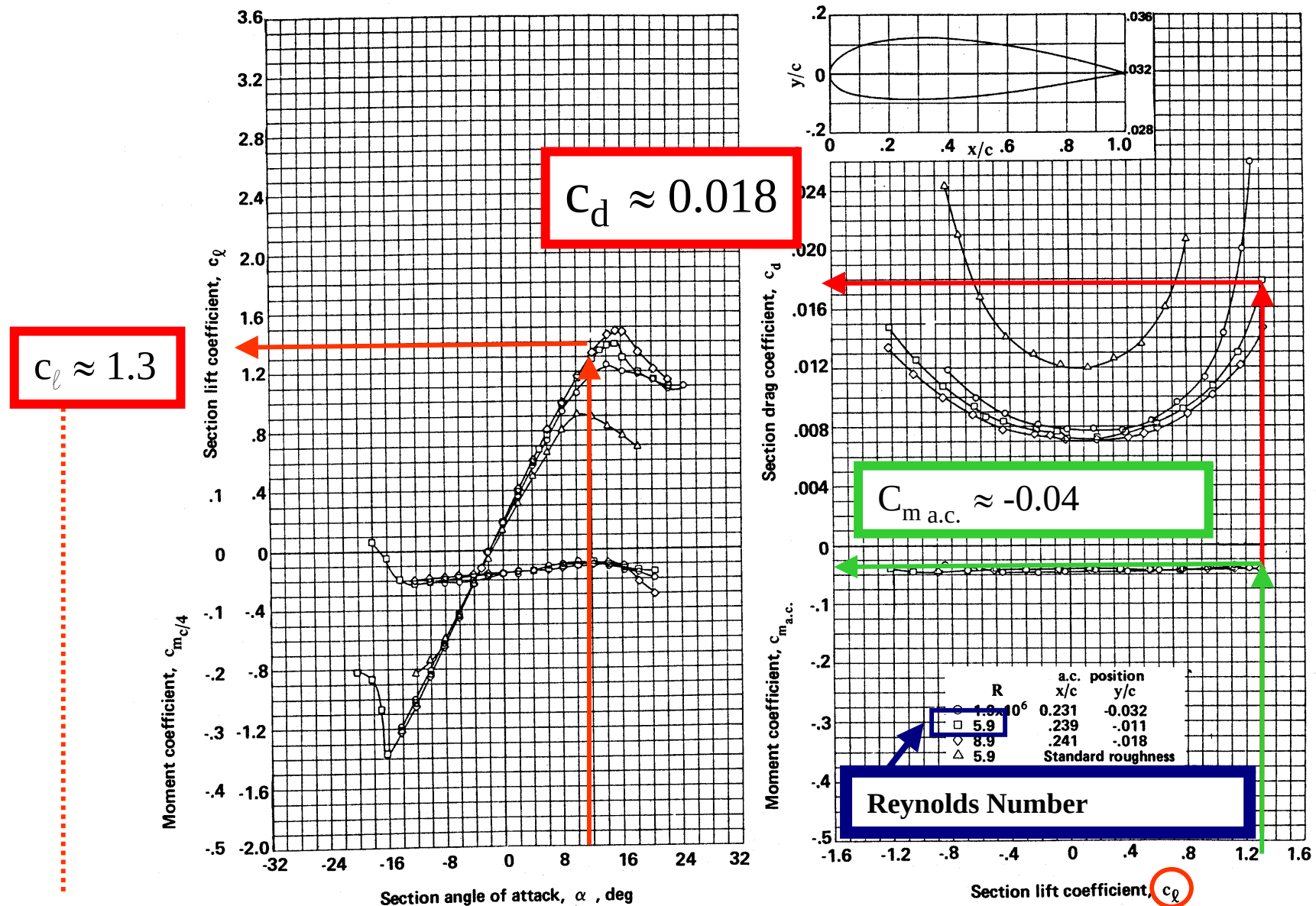


PROFILI (AIRFOILS)



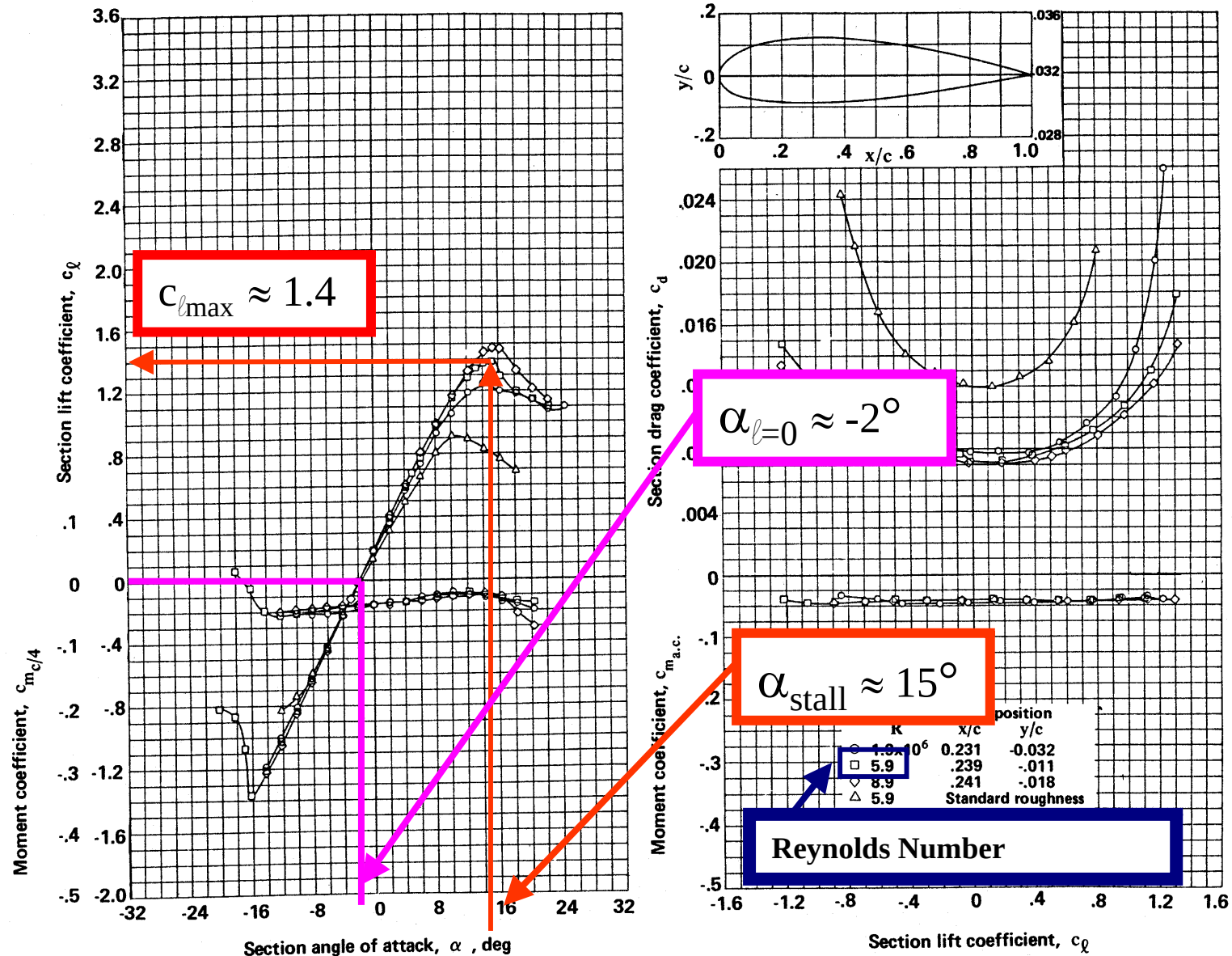


PROFILI (AIRFOILS)





PROFILI (AIRFOILS)





Effetti di comprimibilità

- Ad alte velocità ci sono grosse variazioni di pressione
- La densità non è più circa costante
 - Alta pressione alta densità
 $\xrightarrow{\quad}$
 - Alta densità più impatti molecolari
 - Più impatti maggiore trasferimento di quantità di moto
 - Trasferimento di quantità di moto => Pressione
- Quindi ci sarà un incremento di portanza rispetto a quella predetta con $l = c_l q S$
- *Tutto ciò è rappresentato da una variazione di c_l*



PROFILI (AIRFOILS)

Effetti di comprimibilità

Numero di Mach (Mach number)

- Rappresenta un indice della comprimibilità
- Rapporto tra la velocità del flusso rispetto al corpo rispetto alla velocità del suono
- Chiamato “Mach number,” M

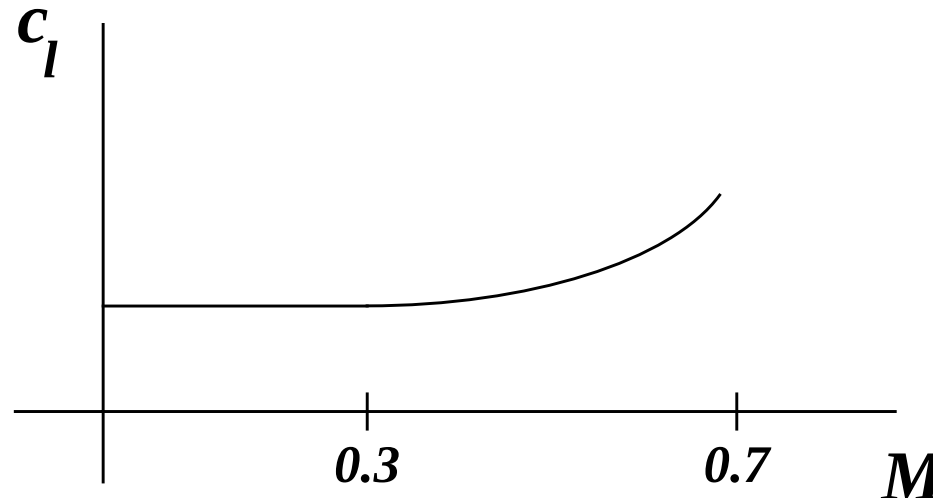
$$M = \frac{V}{a}$$



PROFILI (AIRFOILS)

Comprimibilità

- Nel range ($0 < M < 0.3$) il fluido è praticamente incomprimibile, la portanza è costante
- Quando $M > 0.3$ bisogna introdurre la correzione di comprimibilità (la portanza aumenta)





PROFILI (AIRFOILS)

Influenza del Mach sulla portanza

- Nel range $0.3 < M < 0.7$, il coeff. di portanza segue la regola di *Prandtl-Glauert*

$$c_l = \frac{c_{l_{M=0}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

c_l : *Compressible
lift coefficient*

$c_{l_{M=0}}$: *Incompressible
lift coefficient (chart)*

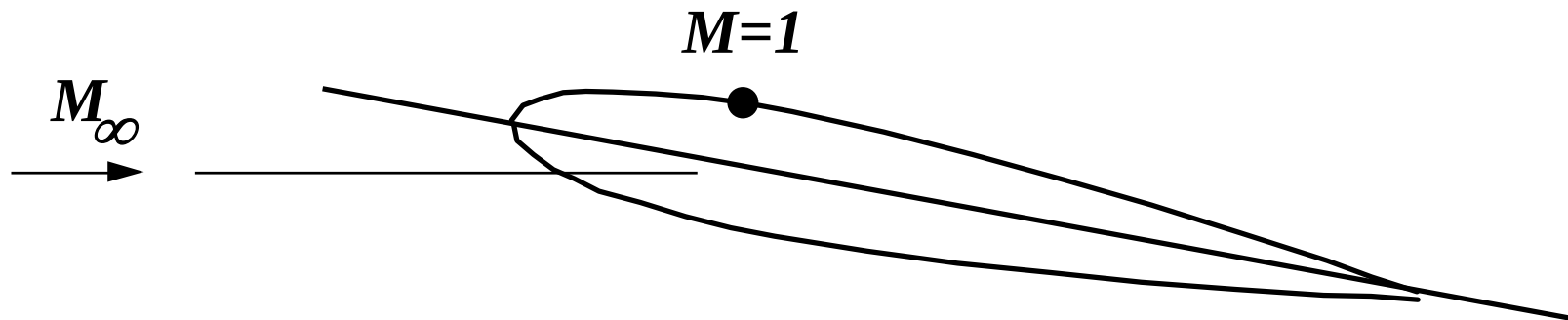


PROFILI (AIRFOILS)

Mach critico

- Quando il numero di Mach della corrente si avvicina a 1, condizioni di flusso sonico saranno raggiunte in qualche punto del profilo (la velocità sul dorso del profilo è maggiore di quella della corrente a monte)
- Il numero di Mach della corrente per il quale per la prima volta si raggiungono condizioni “soniche” (cioè $M=1$) sul profilo, viene detto :

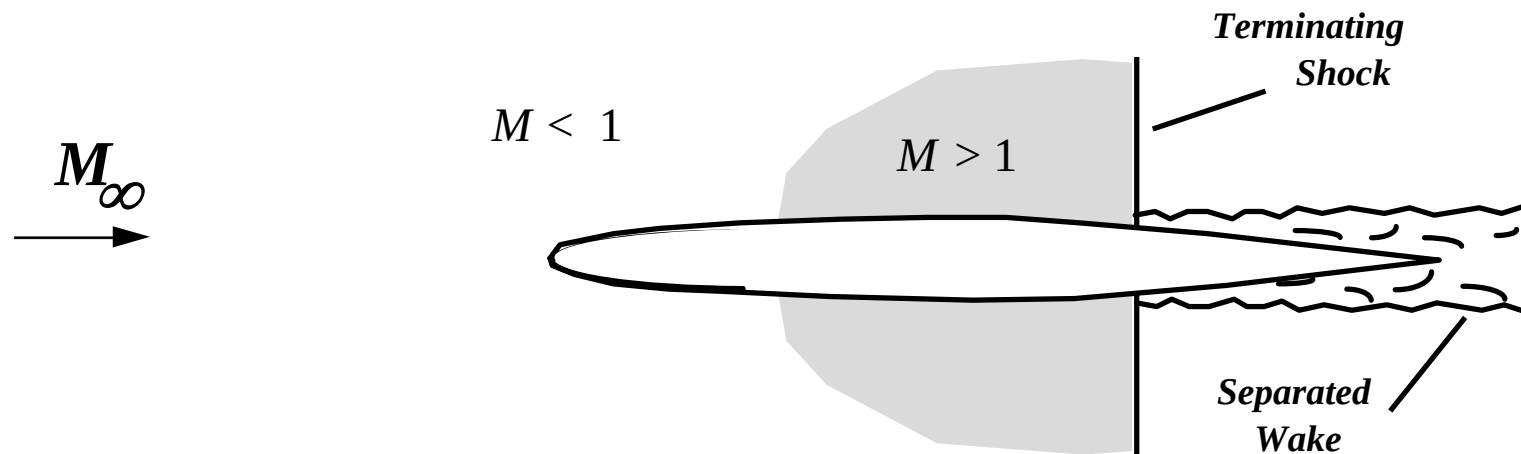
Il numero di Mach critico (Critical Mach number (M_{crit}))





Onde d'urto

- Quando il numero di Mach della corrente M_∞ supera quello critico, un' "onda d'urto" si forma sul profilo (generalmente inizialmente sul dorso del profilo)
- L'onda d'urto rappresenta una forte discontinuità di pressione (in aumento a valle) ed interagisce anche con lo strato limite causando inspessimento e possibile separazione





PROFILI (AIRFOILS)

Barriera del suono

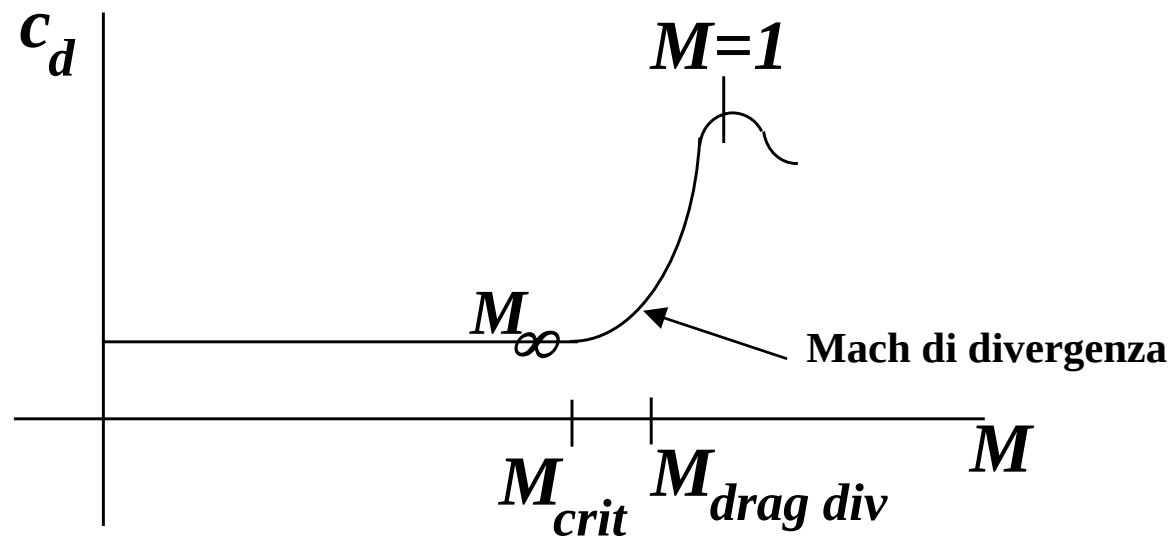
- **La resistenza associata all' "onda d'urto" e la separazione viscosa associata comportano quindi un forte aumento della resistenza. All'aumentare del Mach oltre quello critico l'onda d'urto diventa intensa e si sposta verso il bordo d'attacco del profilo.**
- **Il forte aumento di resistenza e le vibrazioni associate (buffeting) sono quelle che i piloti avvertono come "barriera del suono"**
- **Quando la resistenza aumenta molto si è raggiunto il cosiddetto *Drag Divergence Mach number* (*Mach di divergenza della resistenza*)**



PROFILI (AIRFOILS)

Resistenza in campo comprimibile

- Il coefficiente di resistenza è pressochè costante fino al raggiungimento del numero di Mach critico
- A tale valore il C_d inizia a crescere e raggiunge il suo valore massimo attorno a $M=1$



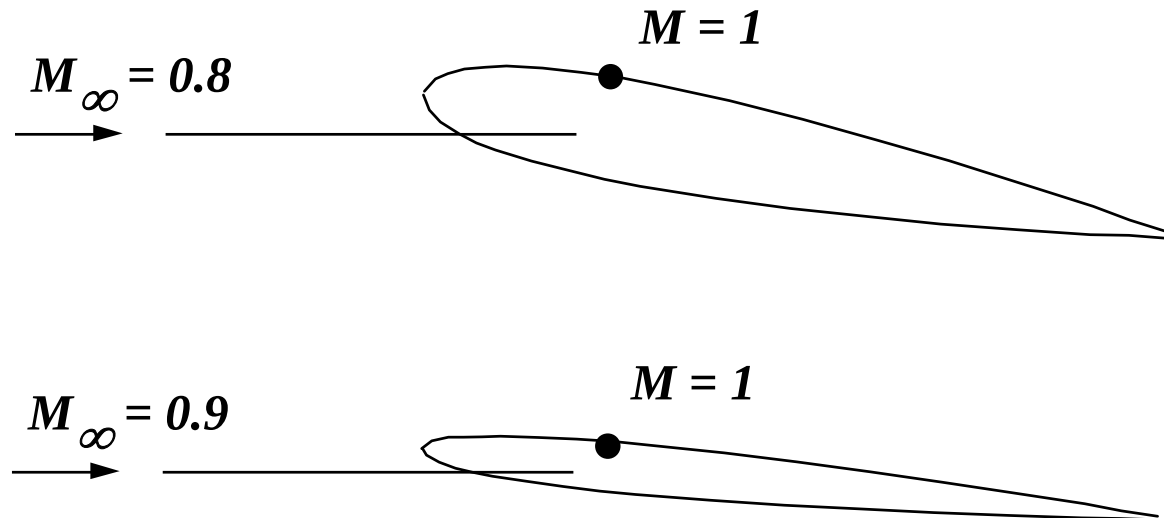


PROFILI (AIRFOILS)

Resistenza in campo comprimibile

- Poichè l'accelerazione del flusso sul dorso di un profilo alare dipende ed aumenta con :
 - angolo d'attacco
 - spessore percentuale del profilo
 - curvatura del profilo
- Il numero di Mach critico aumenta (quindi si riesce a volare fino a Mach più elevati) :
 - => riducendo lo spessore percentuale del profilo
 - => riducendo la curvatura del profilo (linea media meno curva "cambered")

Esempio:



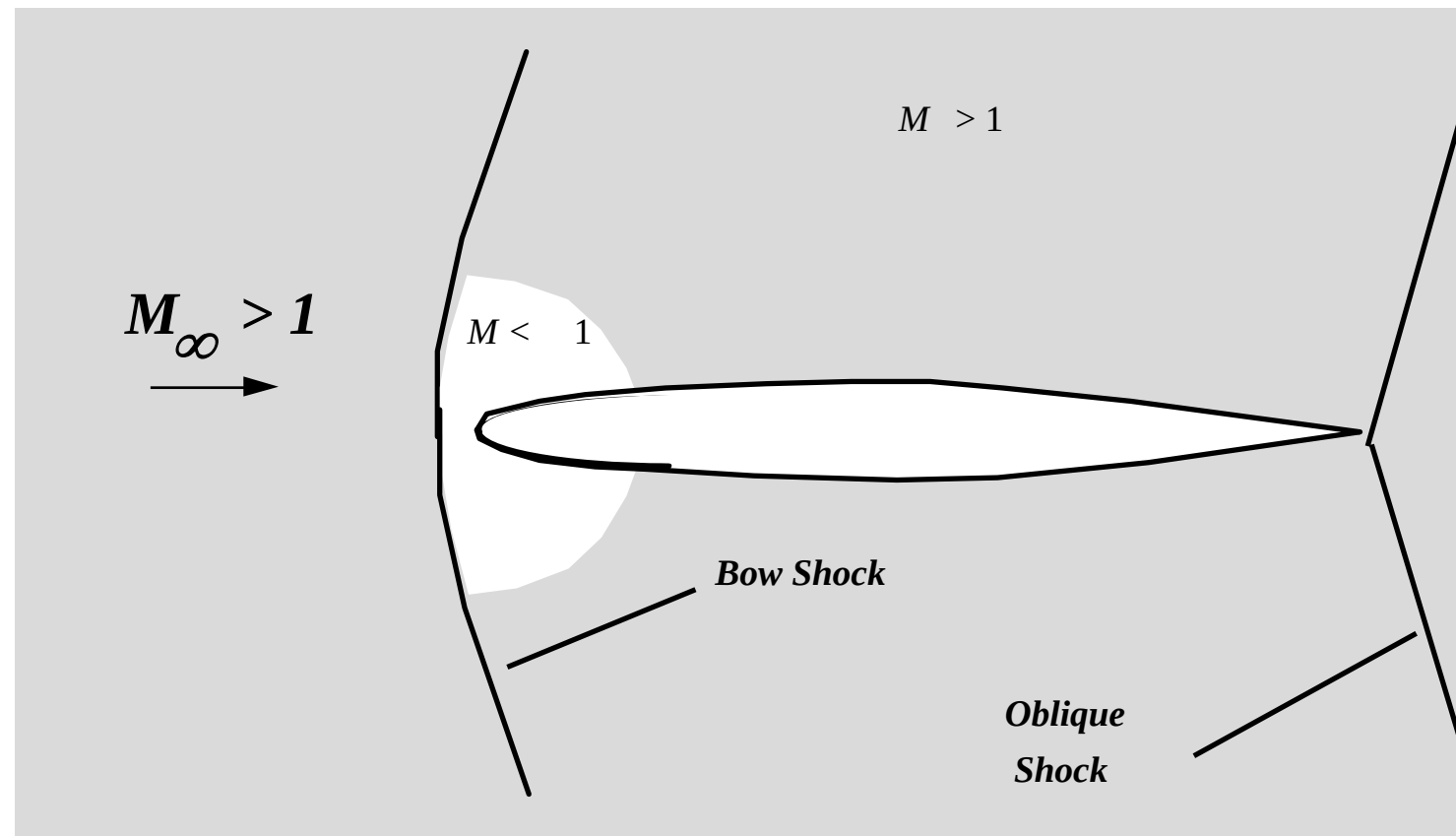
Nota: Poichè un'ala più sottile e meno curva ha minore portanza saranno essenziali I sistemi di ipersostentazione per le condizioni di bassa velocità



PROFILI (AIRFOILS)

Supersonico

- Quando il Mach della corrente diventa supersonico ($M > 1$) si formano onde d'urto curve con corpi a bordo d'attacco arrotondato

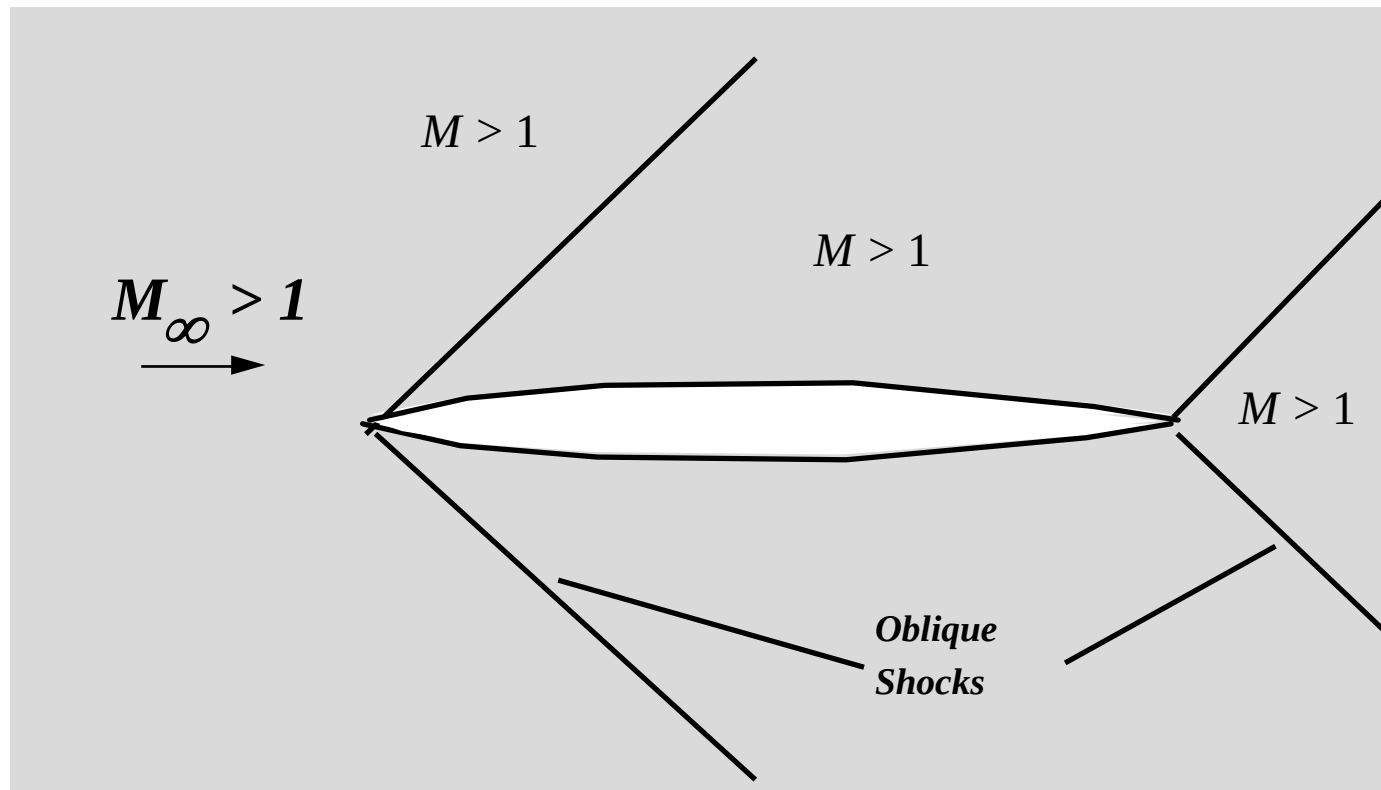




PROFILI (AIRFOILS)

Supersonico

- Ad alti numeri di Mach supersonici si formano delle onde d'urto oblique su corpi con bordo d'attacco aguzzo (vedi figura). Tutti I velivoli supersonici adottano profili alari con bordo d'attacco e di uscita aguzzo (profilo "lenticolare" come in figura). Il sistema di onde d'urto oblique offre meno resistenza d'onda rispetto all'onda curva (figura precedente)





ALA FINITA

L'ALA FINITA





ALA FINITA

Overview

- **Wings versus Airfoils**
- **Aspect Ratio**
- **Wingtip Vortices**
- **Induced Drag**
- **Total Drag**
- **3-D Effects on Lift**
- **Calculating 3-D Lift and Drag Coefficients**
- **Minimizing Induced Drag**



ALA FINITA

Wings Versus Airfoils

Airfoils (2 – *D Flow*): c_l, c_d, c_m

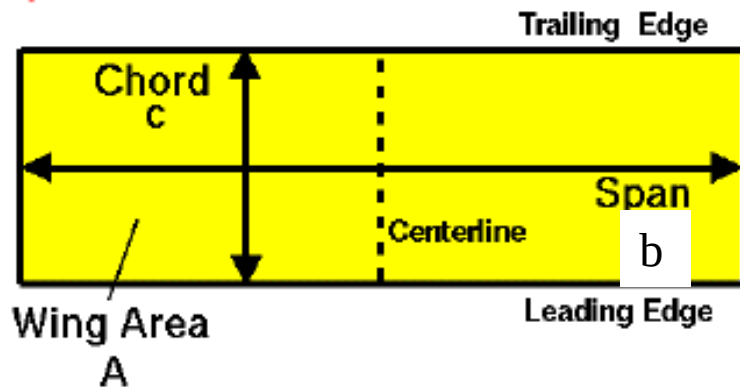
Wings (3 – *D Flow*): C_L, C_D, C_M



ALA FINITA

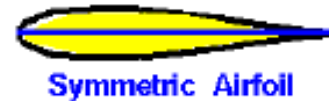
Wings geometry

Top View

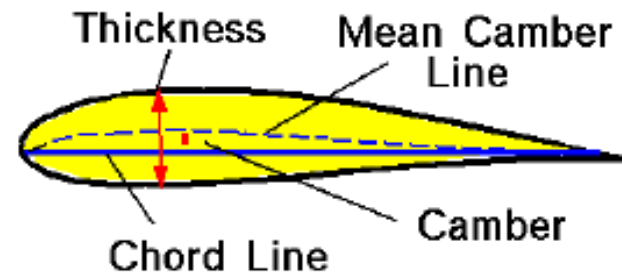


Aspect Ratio = AR

$$AR = \frac{b^2}{S}$$



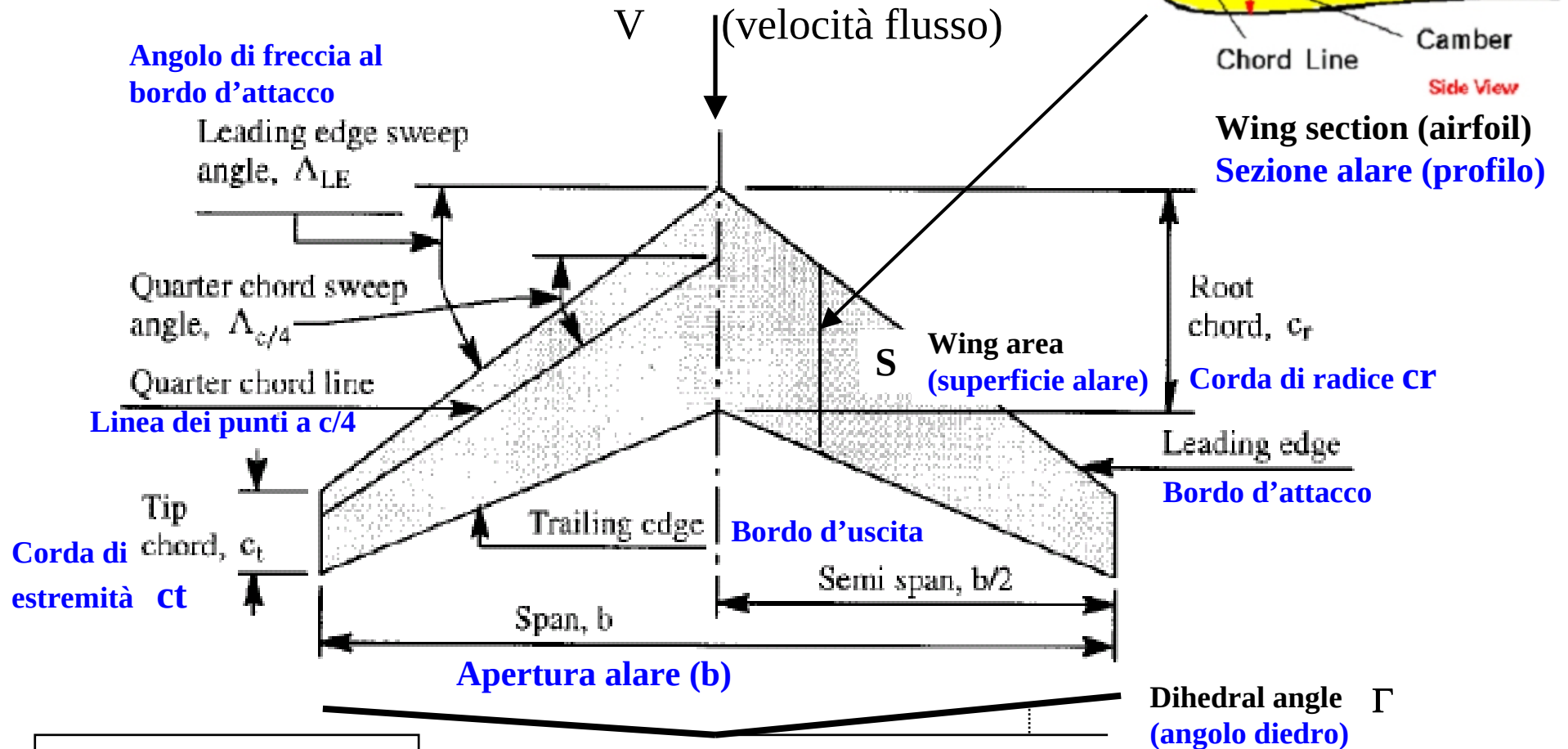
Front View



Side View



ALA FINITA



AR Aspect ratio
(allungamento alare)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Sono parametri
adimensionali

$\lambda = c_t/c_r$ taper ratio (0-1)
(rapporto di rastremazione)

Le ali dei velivoli da trasporto
sono caratterizzate da ali
➤ Rastremate
➤ a freccia



ALA FINITA

Wings geometry

In figura viene indicata :

l'apertura alare, in inglese *span*,

b (in figura indicata con s)

la corda, (*chord*)

c

corda di radice c_R (*root chord*) corda di estremità c_t (*tip chord*)

la mezzeria dell'ala, posta all'altezza della mezzeria del velivolo (*centerline*)

i bordi d'attacco (*leading edge*) e di uscita (*trailing edge*)

e l'area della superficie alare (*wing area*) S

Sono indicate anche le estremità alari (*tips*)

l'angolo diedro (*dihedral angle*) solitamente indicato con Γ

E' anche data le espressione dell'allungamento alare AR (*Aspect Ratio*)

Sono mostrate inoltre due tipiche sezioni alari, la simmetrica e la curva. La sezione alare è fatta a forma di profilo (*airfoil* in inglese). Sono indicate la corda (*chord line*), la linea media (*mean camber line*) e lo spessore (*thickness*)



ALA FINITA

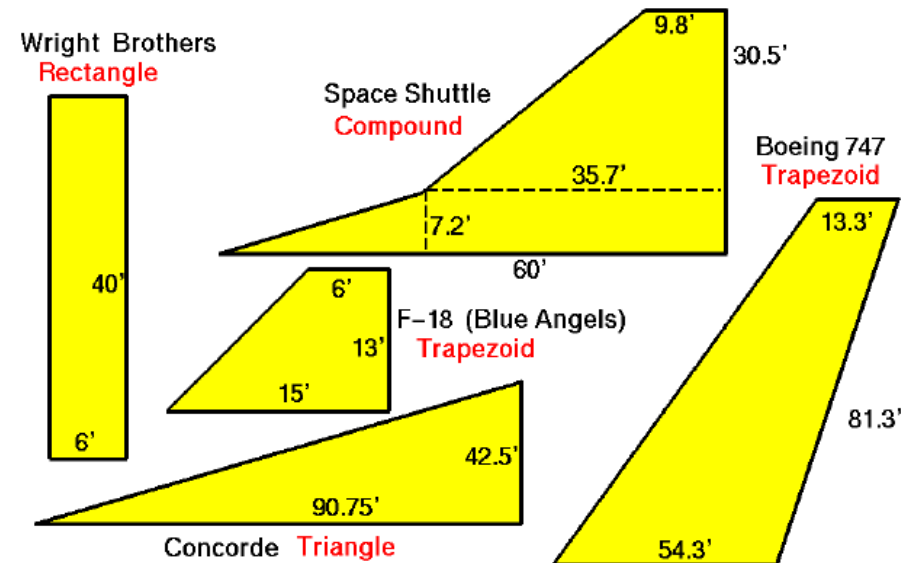
L'ala può essere rettangolare (profilo costante) oppure essere rastremata, cioè con corda di estremità più piccola rispetto a quella di radice.

Il rapporto tra la corda di estremità (c_t) e la corda di radice c_R viene detto rapporto di rastremazione (*taper ratio*) ed indicato con

$$\lambda = c_t/c_R < 1 \quad (\text{tip. Tra } 0.3 \text{ e } 0.7)$$

L'ala rastremata (*tapered wing*) viene adottata principalmente perché sposta il carico di portanza verso la radice (corde maggiori forniscono forze di portanza maggiori). Ovviamente bisogna ragionare a parità di superficie alare necessaria a fornire la portanza che equilibra il peso. Rastemando l'ala si riduce la sollecitazione flettente in corrispondenza dell'attacco ala-fusoliera.

Wings geometry



⇒ Si riesce a ridurre il peso
strutturale dell'ala



ALA FINITA

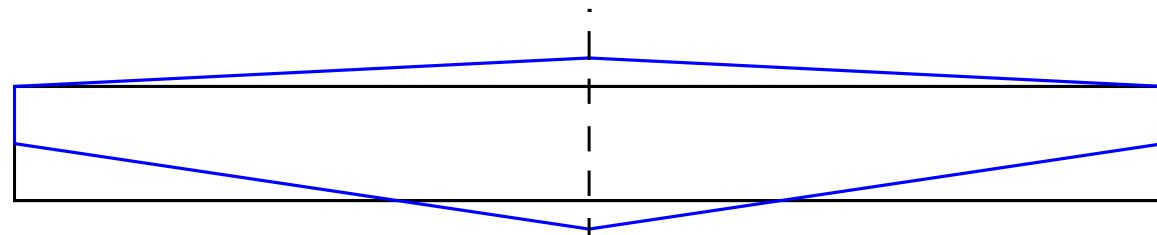
Effetto della rastremazione

Le due ali hanno la
stessa :
Apertura b
Superficie S
Aspect Ratio $AR=10$

$AR=10$

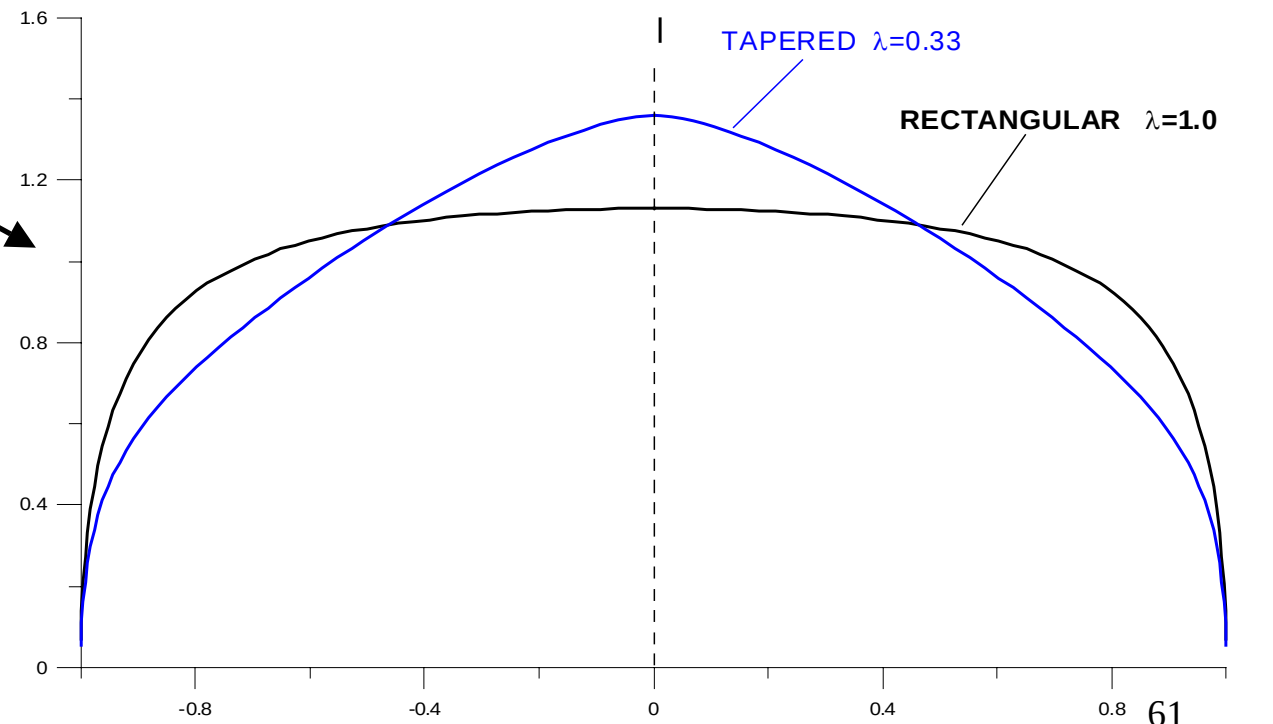
Rectangular wing $\lambda=1$

Tapered wing $\lambda=0.33$



Distribuzione di
carico
Aerodinamico

L'area sottesa dalle
due curve (che
rappresenta la
portanza totale) è
uguale per le due ali.





ALA FINITA

Wings geometry

Viene definita la

CORDA MEDIA AERODINAMICA

(*mean aerodynamic chord*)

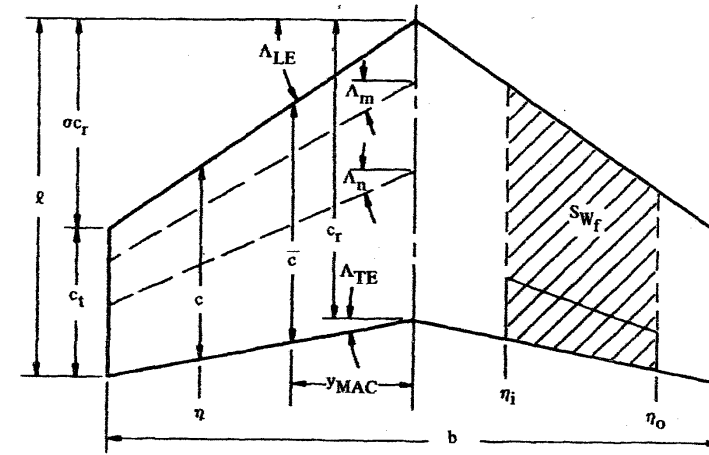
MAC

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy$$

Si può anche introdurre una corda media come :

$$C_{av} = S/b$$

Solitamente ci si riferisce sempre alla corda media aerodinamica definita come sopra



Definitions

- b. wing span *Apertura alare*
- c. chord of wing (parallel to axis of symmetry) at any given span station y
Corda alare parallela all'asse di simmetria a ciascuna stazione y lungo l'apertura



ALA FINITA

Wings geometry

I velivoli che operano a velocità elevate (transonico e alto transonico) (cioè numero di Mach tra 0.6 e 0.9), devono adottare un certo angolo di freccia (*sweep angle*)

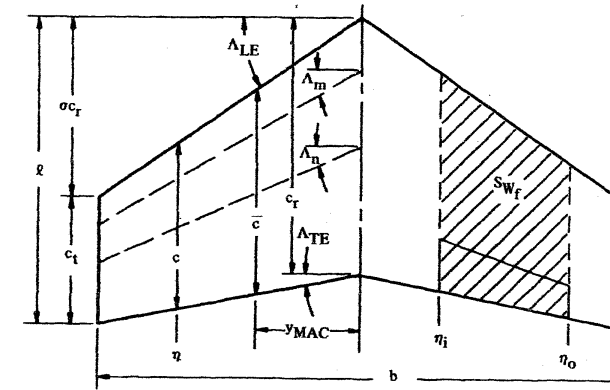
Viene definito :

Λ_{le} angolo di freccia al bordo d'attacco

$\Lambda_{c/4}$ angolo di freccia della linea a $c/4$

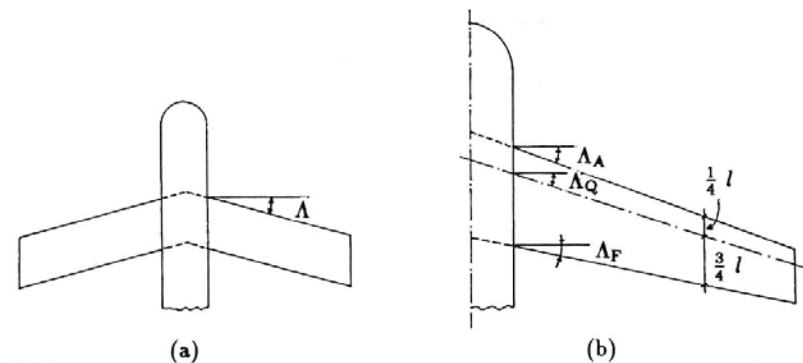
Λ_{te} angolo di freccia al bordo d'uscita

Un'ala a freccia (*swept wing*) può essere a freccia positiva (verso dietro *sweepback*, come in figura) o a freccia negativa (verso avanti), quest'ultima molto più rara.



Definitions

- b. wing span *Apertura alare*
- c. chord of wing (parallel to axis of symmetry) at any given span station y
Corda alare parallela all'asse di simmetria a ciascuna stazione y lungo l'apertura



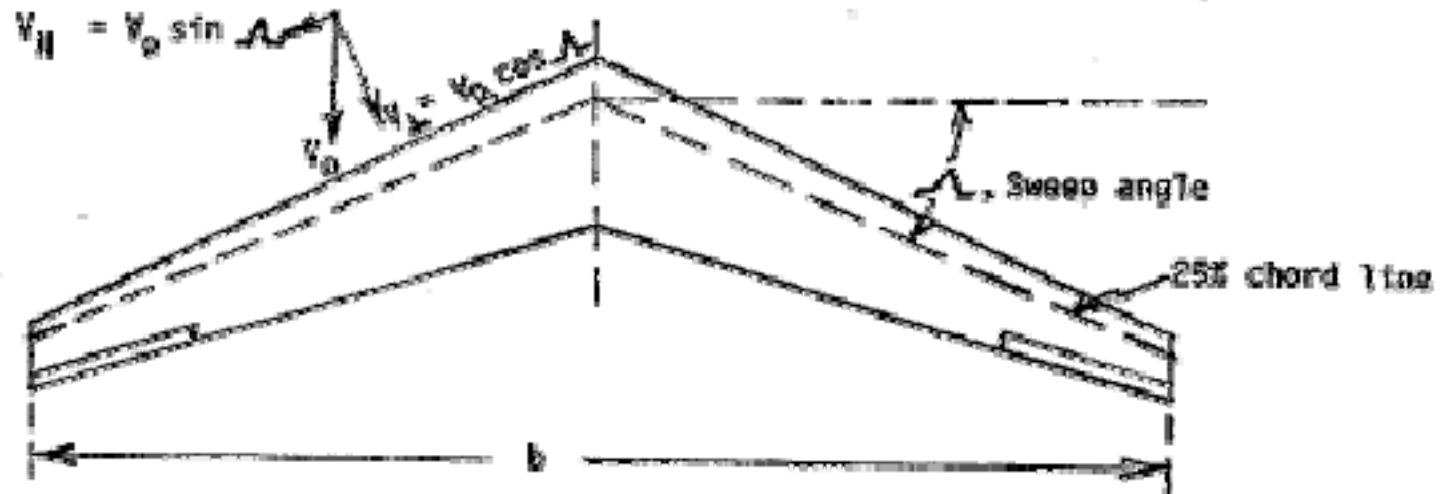
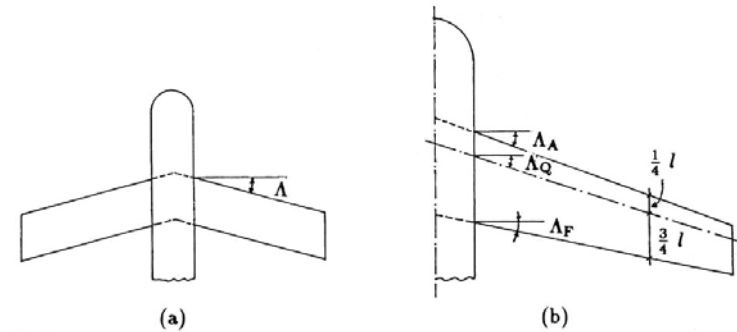


ALA FINITA

Wings geometry

I velivoli che operano a velocità elevate (transonico e alto transonico) (cioè numero di Mach tra 0.6 e 0.9), devono adottare un certo angolo di freccia (*sweep angle*).

L'angolo di freccia riduce la componente di velocità della corrente (cioè del Mach) perpendicolare al bordo d'attacco.



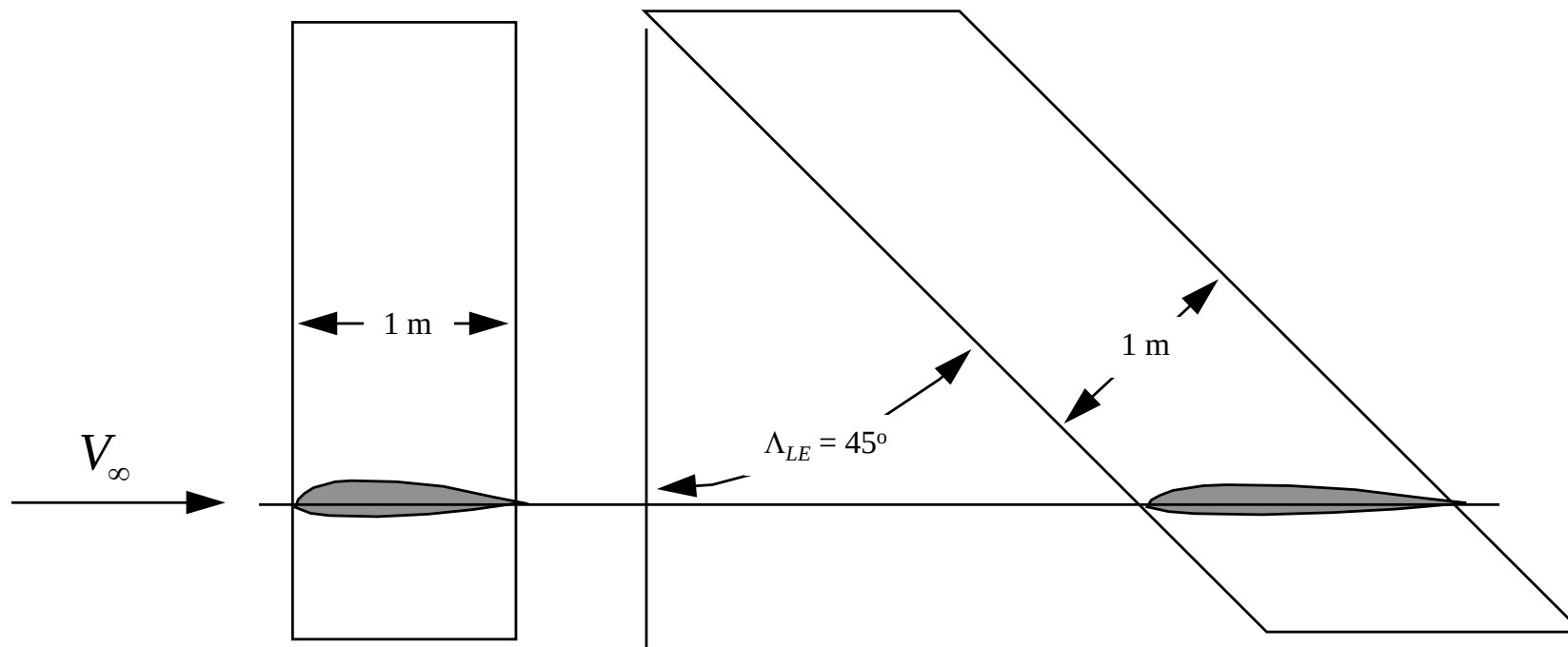


ALA FINITA

Angolo di freccia e Mach critico

- Si riesce ad incrementare il numero di Mach critico del velivolo agendo sull'angolo di freccia

$$M_{crit} = 1.0 - \cos^{0.6} \Lambda_{0.25c} (1.0 - M_{crit (unswept)})$$





ALA FINITA

Angolo di freccia e Mach critico

- Solo attraverso l'adozione di angoli di freccia tra 20° e 35° si riesce a volare con velivoli da trasporto a getto a valori di Mach tra 0.80 e 0.86.
- L'angolo di freccia comporta però minore capacità di generare portanza (minore coefficiente di portanza massimo) per il velivolo. Quindi, per non accrescere troppo le corse di decollo e di atterraggio, i valori di tale angolo vengono limitati ai valori precedentemente esposti.



ALA FINITA

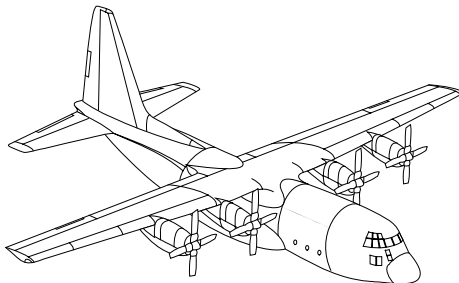
Aspect Ratio

Aspect Ratio (AR):

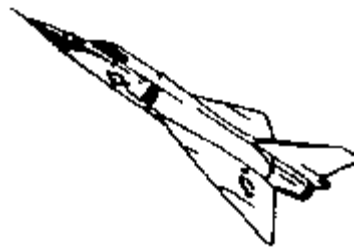
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Note: $AR = b/c$ for rectangular wings.

High AR



Low AR



Typical Values

Fighters: 2-5

Transports: 6-10

Gliders: 10-15



ALA FINITA

Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Valori tipici:

1 Lockheed Electra AR=7.5

2 Shorts 360 AR=12.4

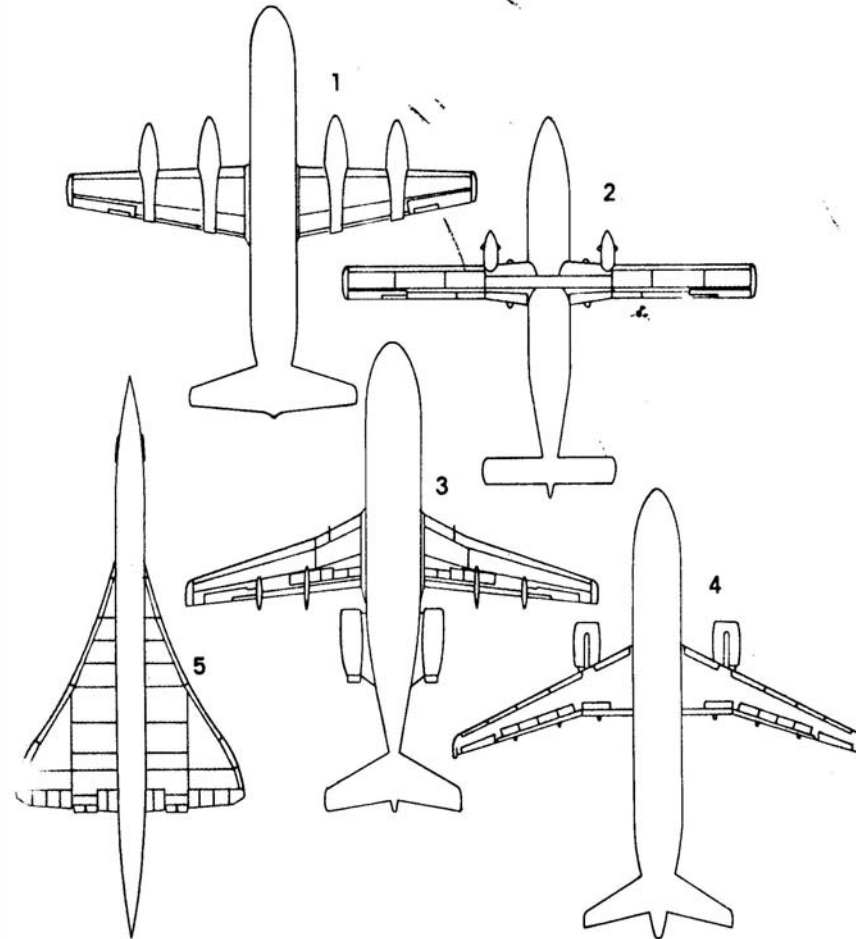
3 Fokker F28 AR=8

4 Airbus A320 AR=9.4

5 Concorde AR=2

Aspect Ratio

Allungamenti alari a confronto



27

00



ALA FINITA

Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Aspect Ratio

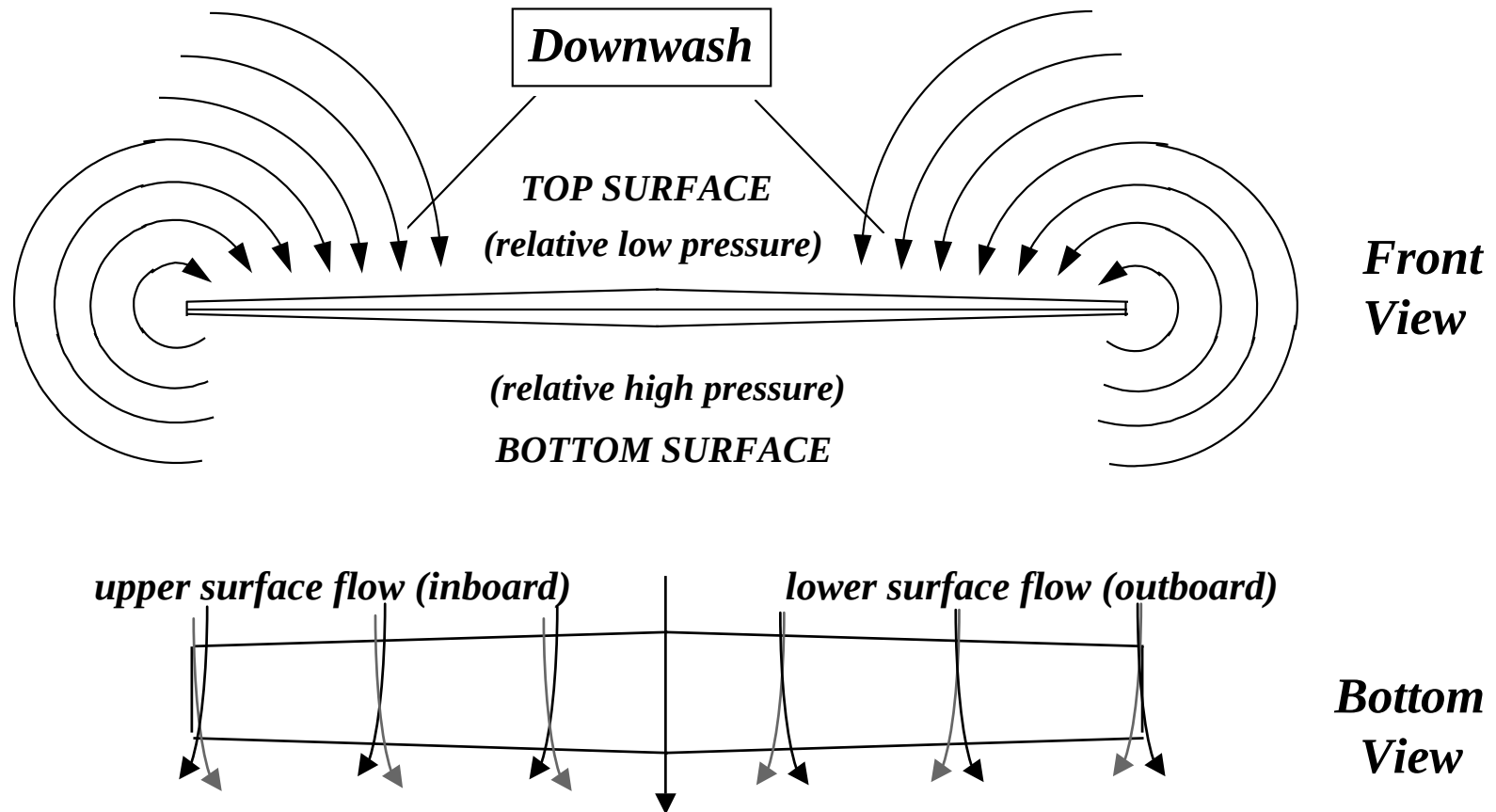
AR elevato è sempre positivo da un punto di vista aerodinamico (migliore portanza e minore resistenza indotta).

E' evidente che valori troppo elevati di AR comportano però un aumento della sollecitazione strutturale flettente alla radice dell'ala (a parità di peso e quindi di portanza da generare per il volo). E' quindi altresì chiaro che un'ala con AR maggiore avrà anche maggiore peso strutturale. Non dimentichiamo che il progettista di velivoli tende sempre ad ottimizzare il rapporto tra il peso strutturale del velivolo ed il peso del cosiddetto "carico UTILE", cioè carico pagante(passeggeri o merci) e carico di combustibile.



ALA FINITA

Wingtip Vortices

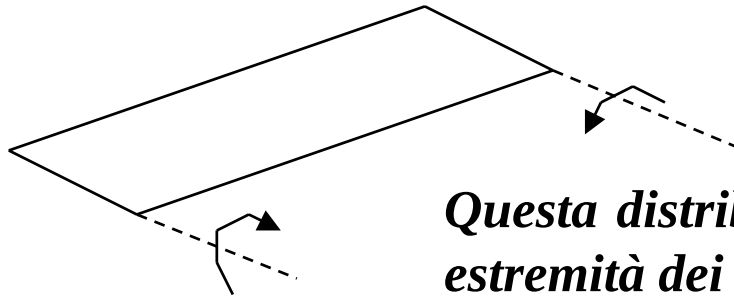


The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.



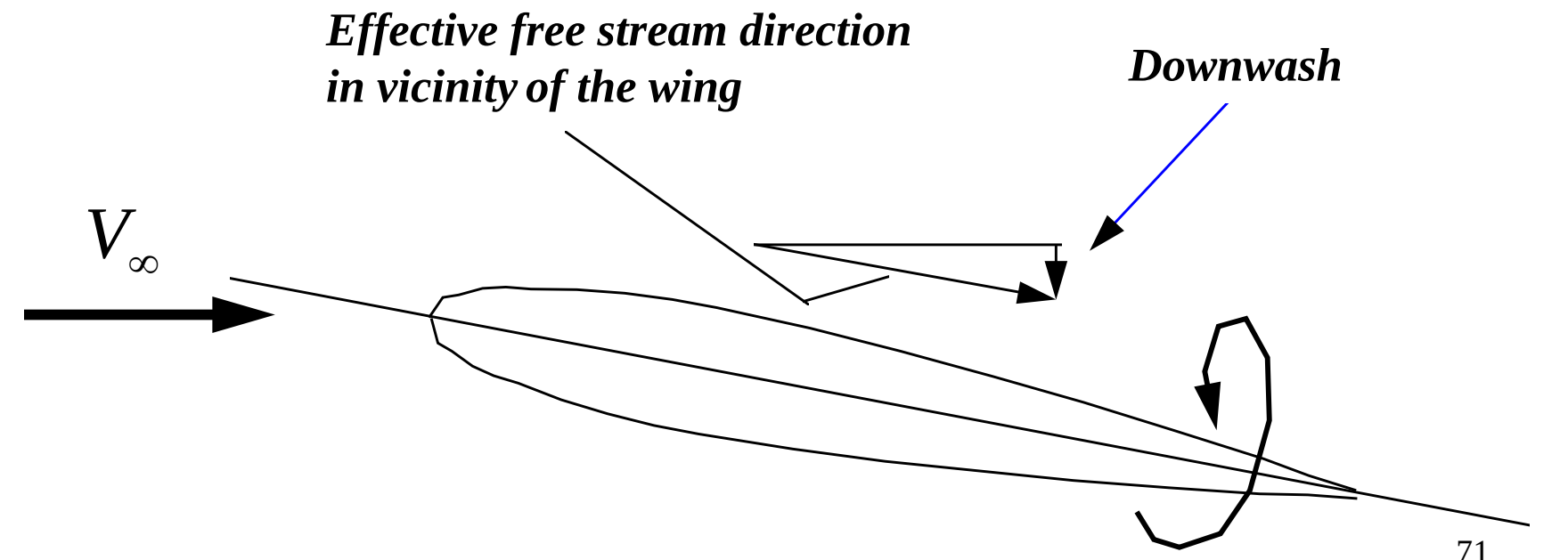
ALA FINITA

Wingtip Vortices



Questa distribuzione di pressione e flusso produce alle due estremità dei vortici che si estendono a valle.

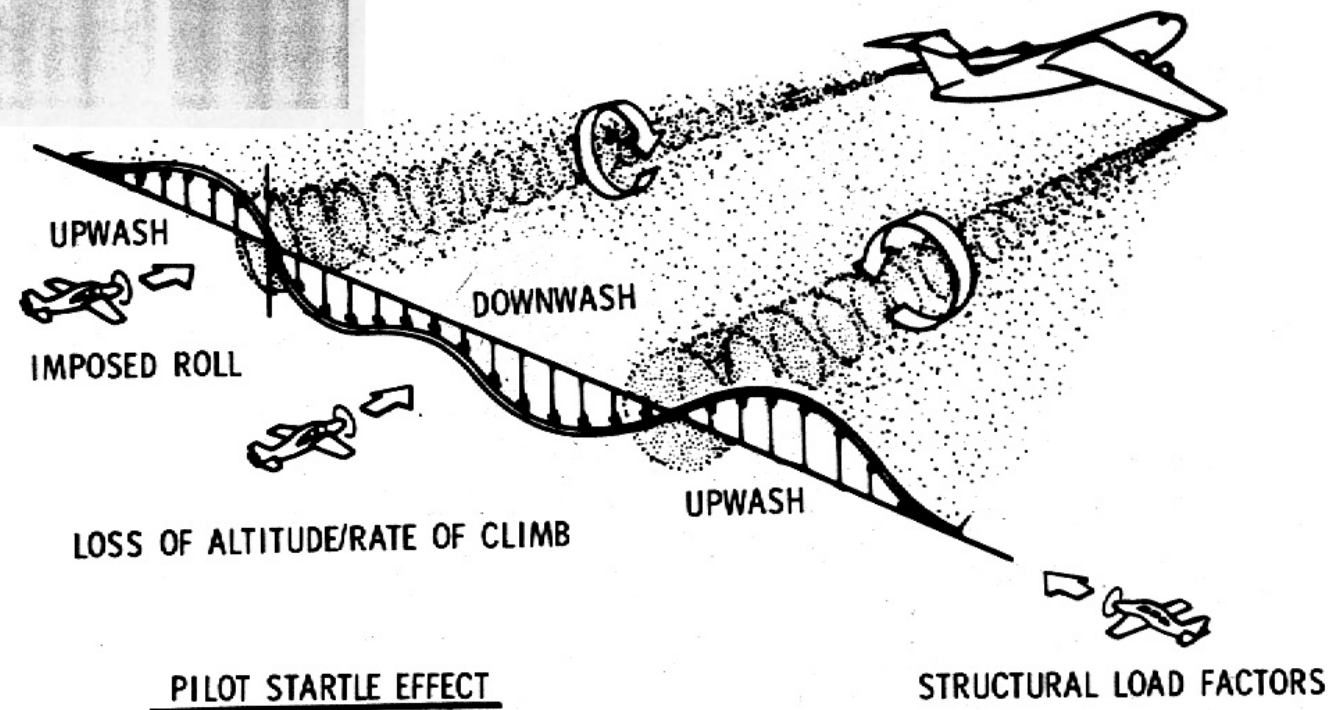
Tali vortici vanno però a modificare anche la direzione della corrente che investe l'ala. Tale deflessione della corrente viene detta "downwash".





ALA FINITA

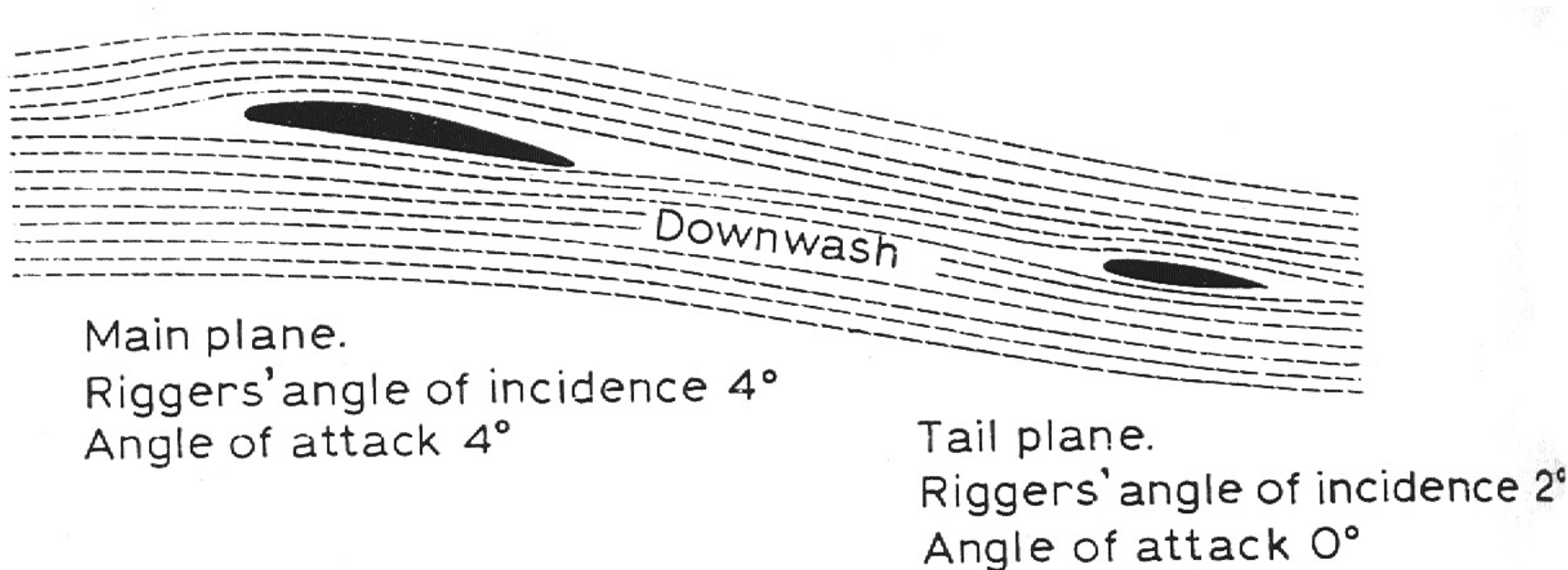
Wingtip Vortices





ALA FINITA

Wingtip Vortices

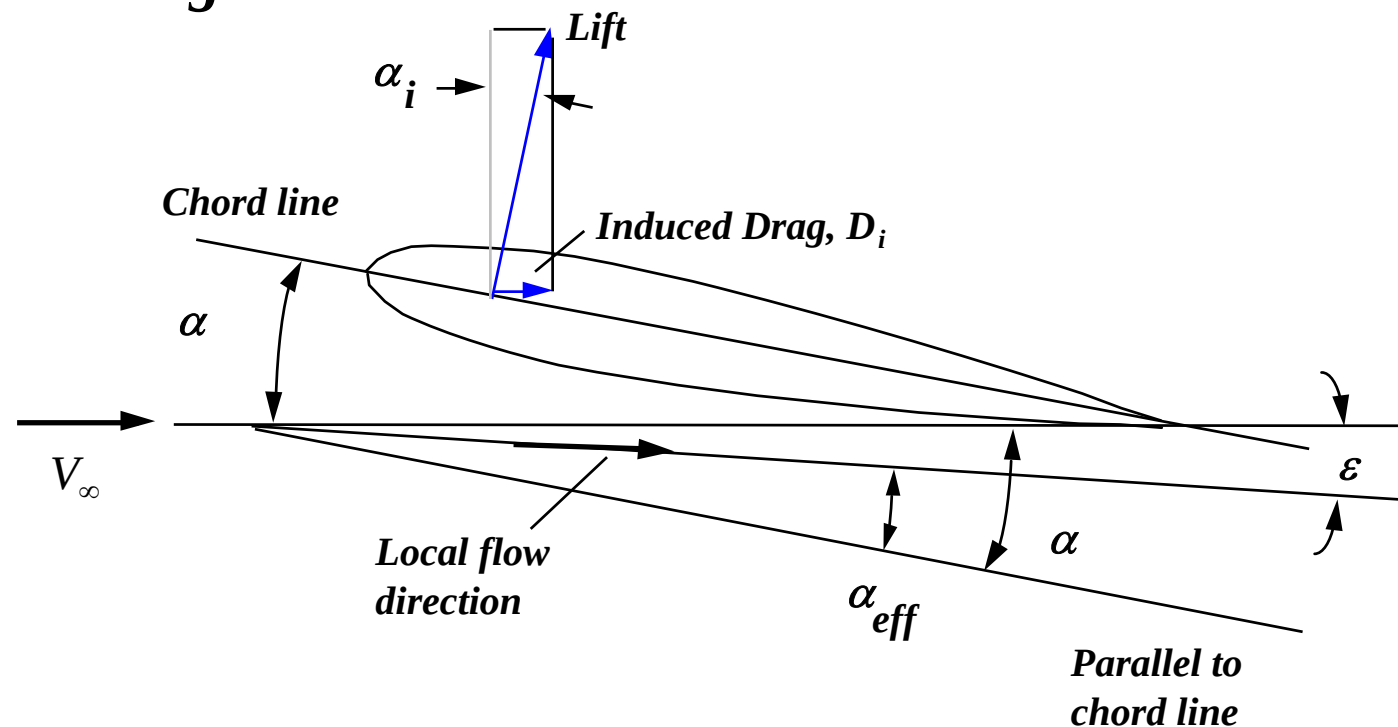




ALA FINITA

Induced Drag

Redrawing the lift vector perpendicular to the new local flow direction gives components perpendicular and parallel to the free stream velocity. The parallel component is “drag due to lift” or “induced drag.”





ALA FINITA

Induced Drag

- **Consequences of wingtips:**
 - Reduced lift
 - Increased drag
- **Induced drag will be greatest when the pressure difference between upper and lower surfaces is greatest**
 - High angles of attack
 - Takeoff and landing
- **Induced drag will be zero when there is no pressure difference (i.e. at zero lift)**



ALA FINITA

Induced Drag

Induced Drag: $D_i = L \sin \alpha_i$

since α_i is generally small,

$$D_i = L \alpha_i \quad (\alpha_i \text{ in radians})$$

It can be shown that for elliptical lift distributions

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}$$

$$\text{i.e.,} \quad D_i = L \alpha_i = \frac{L C_L}{\pi AR}$$



ALA FINITA

Induced Drag

and since $L = q_{\infty} S C_L$

$$D_i = \frac{q_{\infty} S C_L^2}{\pi A R}$$

or, $C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R}$



ALA FINITA

Induced Drag

For wings IN GENERAL (i.e. those not necessarily having an elliptical lift distribution) we introduce a Span Efficiency Factor (e), so that:

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

*where $e=1$ for elliptical loading
 $e<1$ for non-elliptical loading
(typically $0.85 < e < 0.95$)*



ALA FINITA

Total Drag

■ Total drag now has two components

- Profile drag (skin friction + pressure)
- Induced drag

■ In coefficient form:

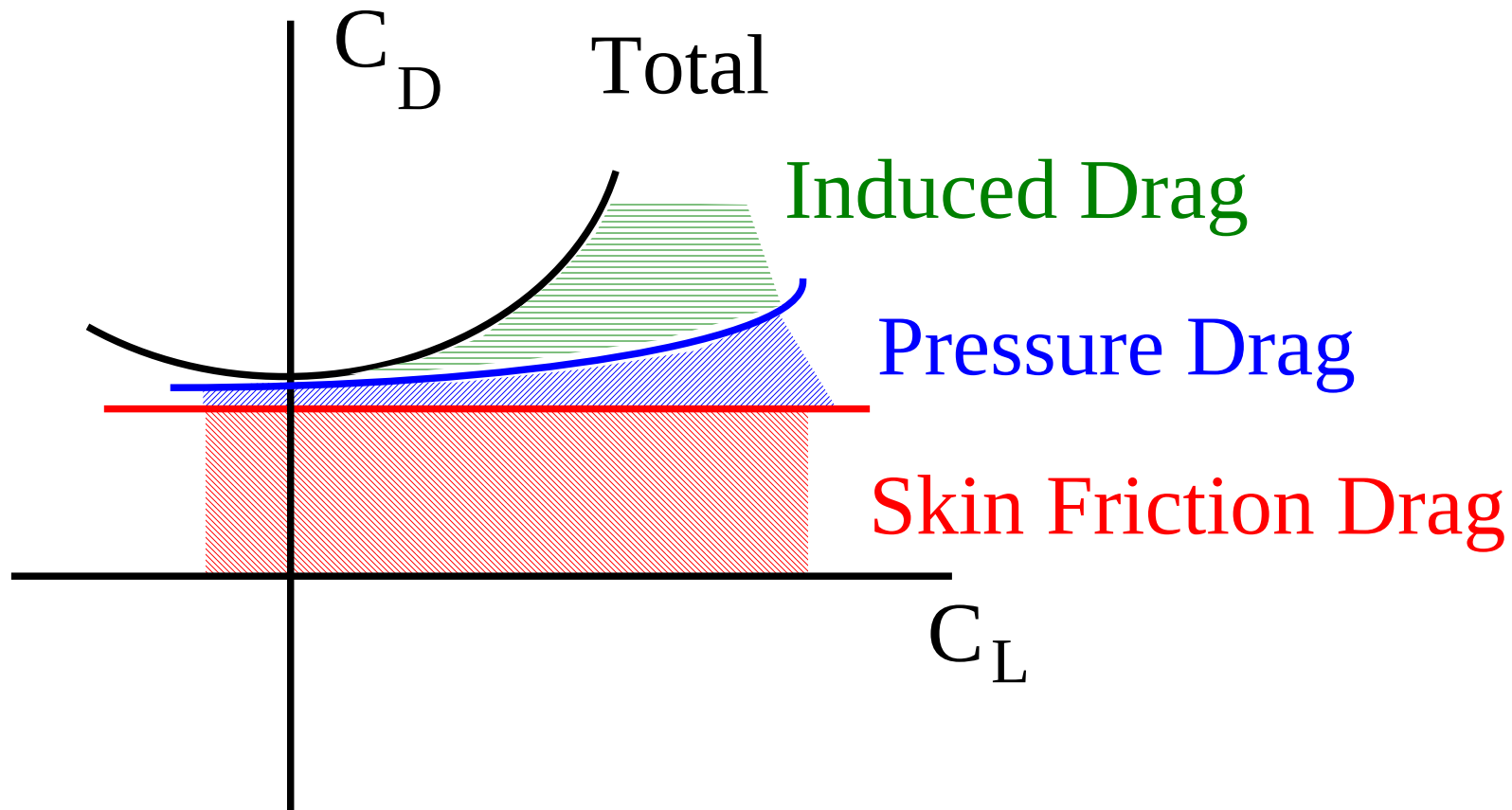
$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

$$\textit{Total} = \textit{Pr ofile} + \textit{Induced}$$



ALA FINITA

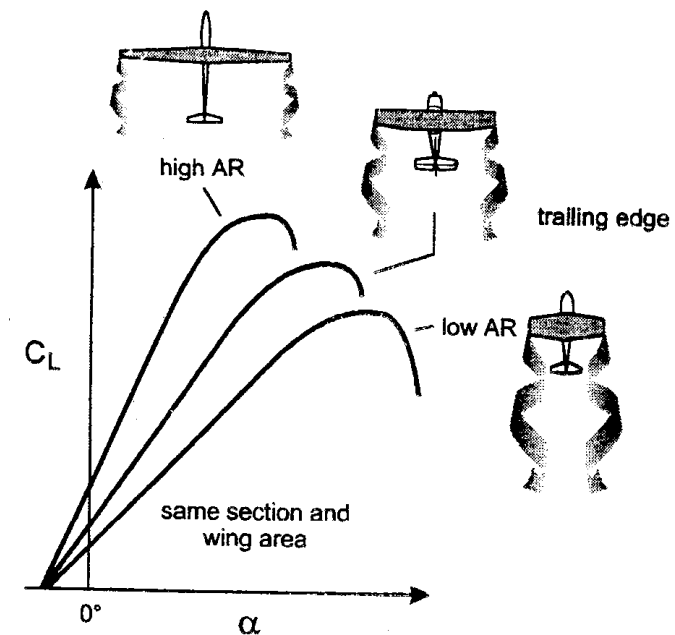
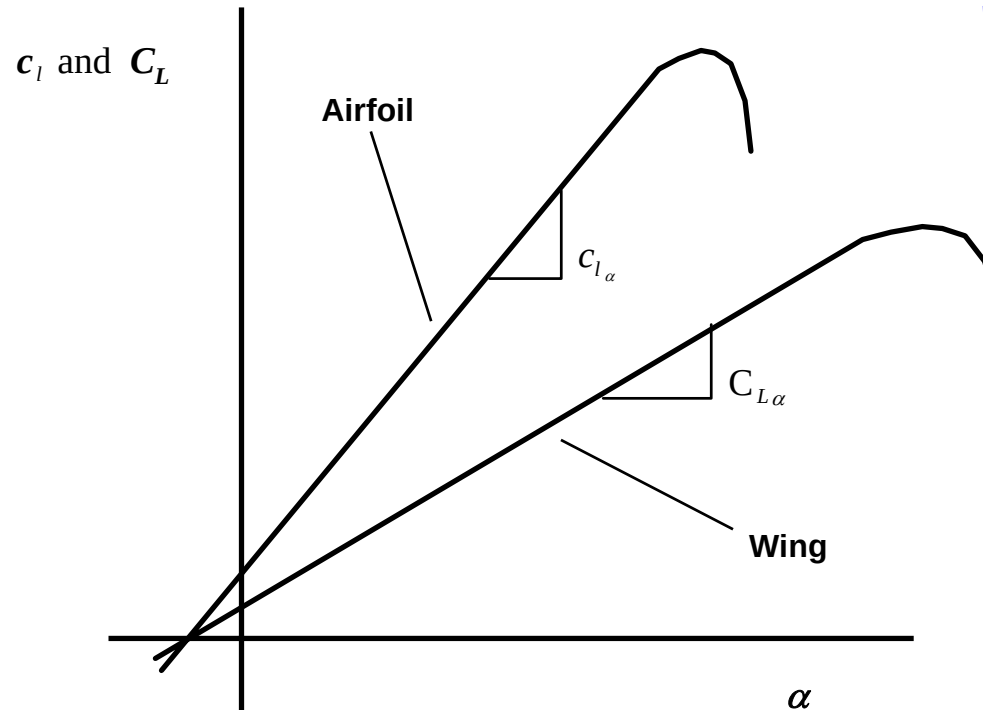
Total Drag





ALA FINITA

3-D Effects on Lift



Notice the slope is decreased for the wing and the zero lift angle of attack is unchanged.



ALA FINITA

Calculating 3-D Lift and Drag Coefficients

$$C_{L_\alpha} = \frac{c_{l_\alpha}}{1 + \left(\frac{57.3 c_{l_\alpha}}{\pi e AR} \right)}$$

$$C_L = C_{L_\alpha} (\alpha - \alpha_{L=0})$$

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

$$C_D = c_d + C_{D_i} = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

*Find 3-D lift curve
slope ($c_{l_\alpha} = 0.1/\text{deg}$)*

*Find 3-D lift coefficient
($\alpha_{L=0}$ from chart)*

Find induced drag coeff.

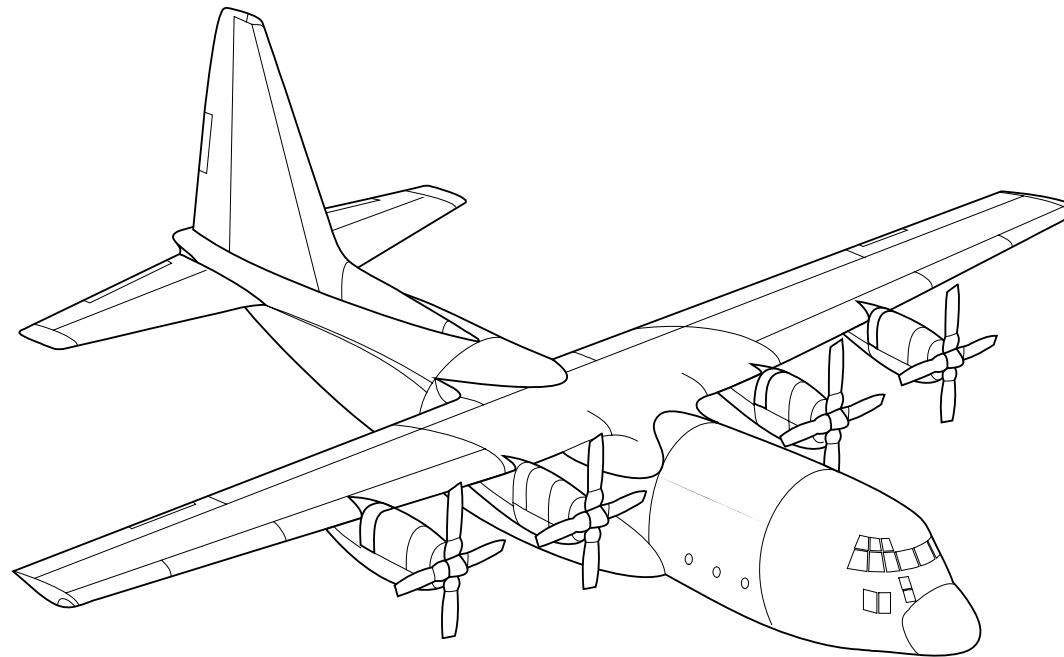
*Find total drag coeff.
(c_d from chart)*



ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

High Aspect Ratio

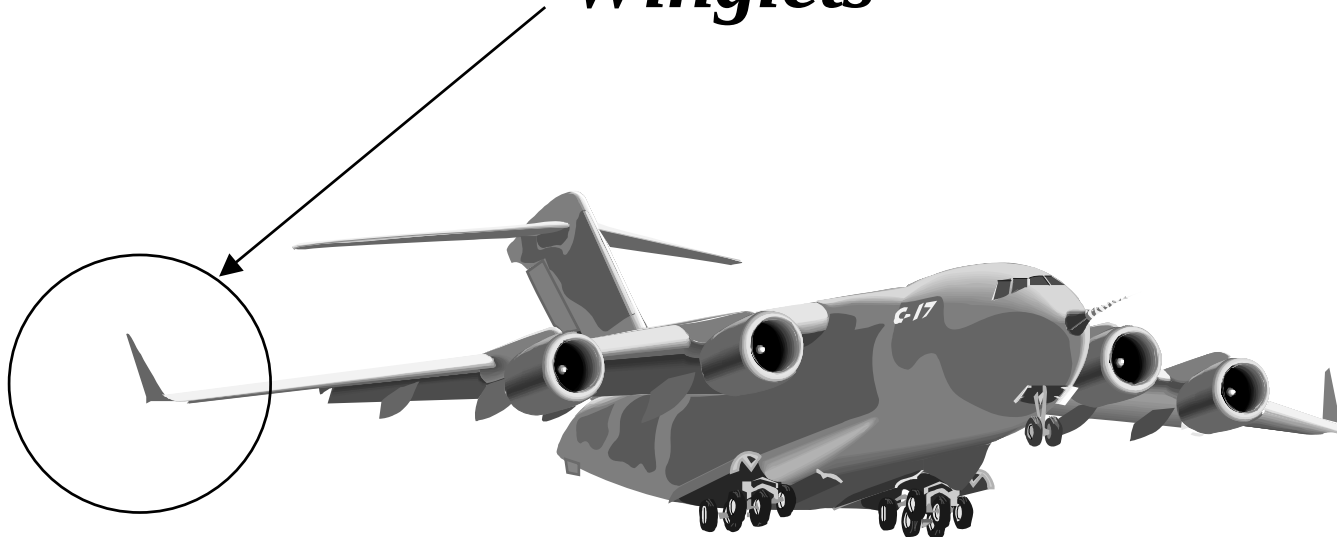




ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

Winglets

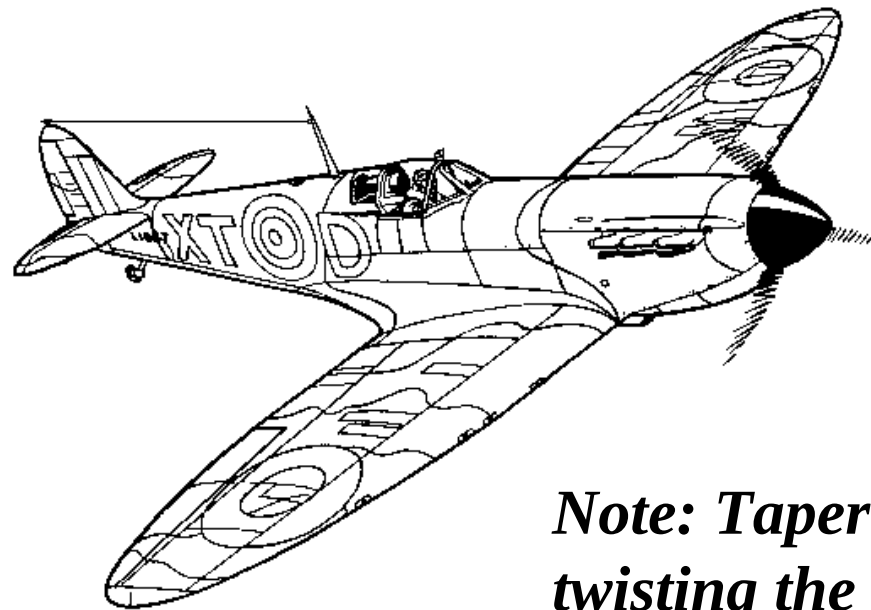




ALA FINITA

Minimizing Induced Drag

Elliptical Planform



Note: Tapering and twisting the wing will achieve the same result at the design lift coefficient.



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Le seguenti equazioni rimangono valide:

$$L = C_L q S \quad D = C_D q S$$

Ora si devono definire i coefficienti per l'intero velivolo, non solo per l'ala. Le altre parti del velivolo (fusoliera, piani di coda, gondole motori) contribuiscono alla portanza e alla resistenza.

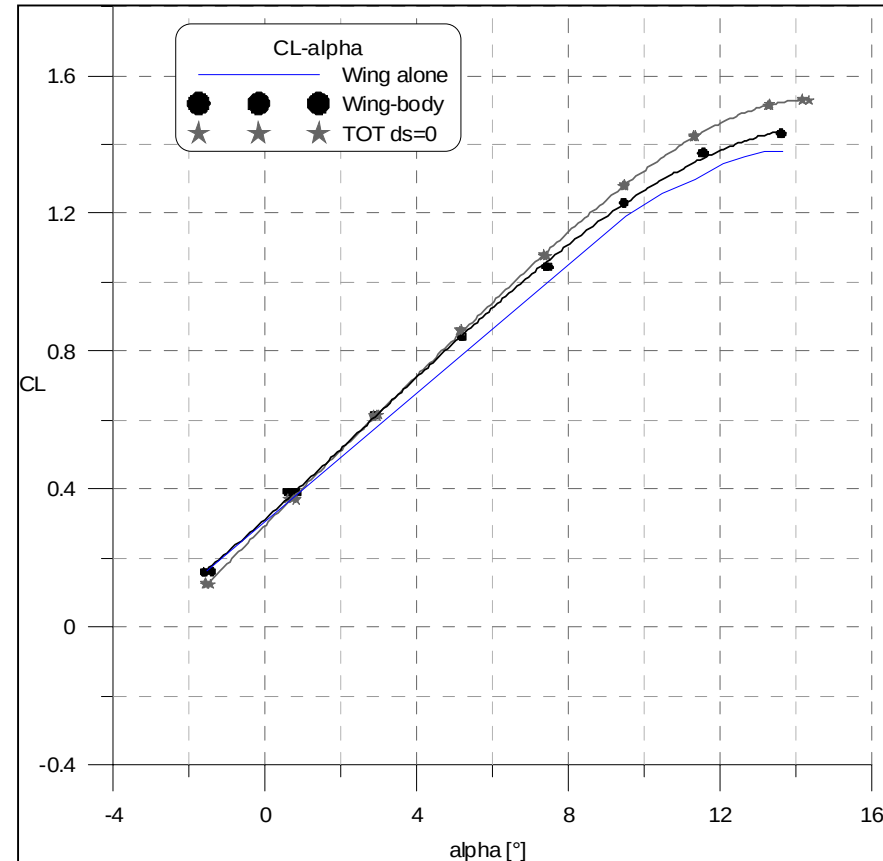


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

La fusoliera fornisce un contributo generalmente basso.

Il piano di coda può fornire agli alti assetti anche un contributo pari al 10%.

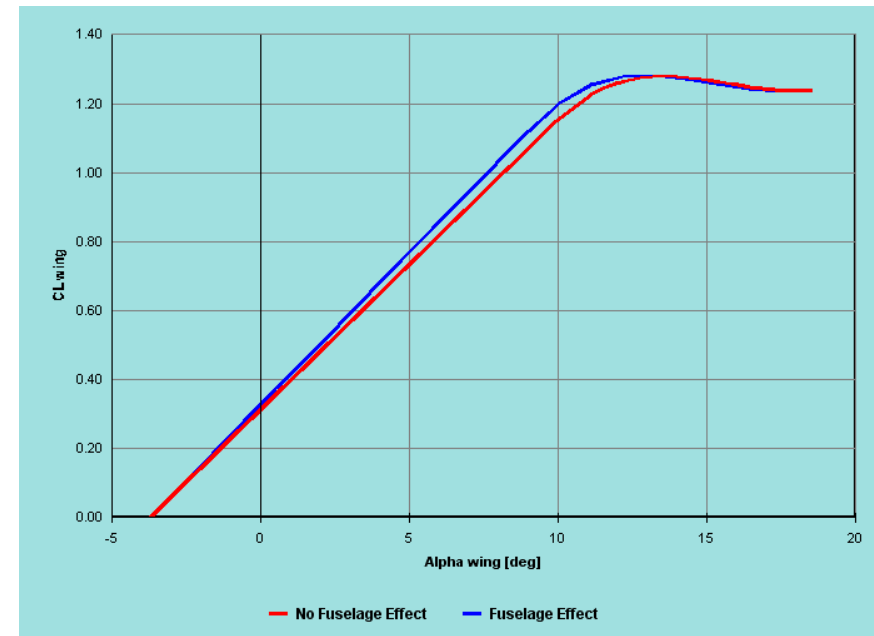
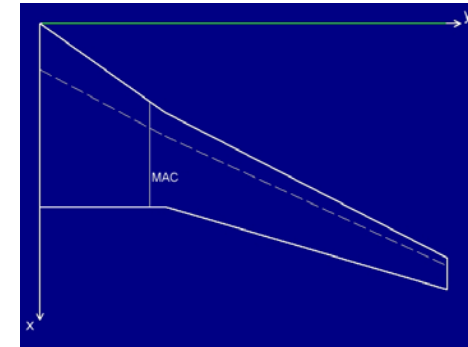
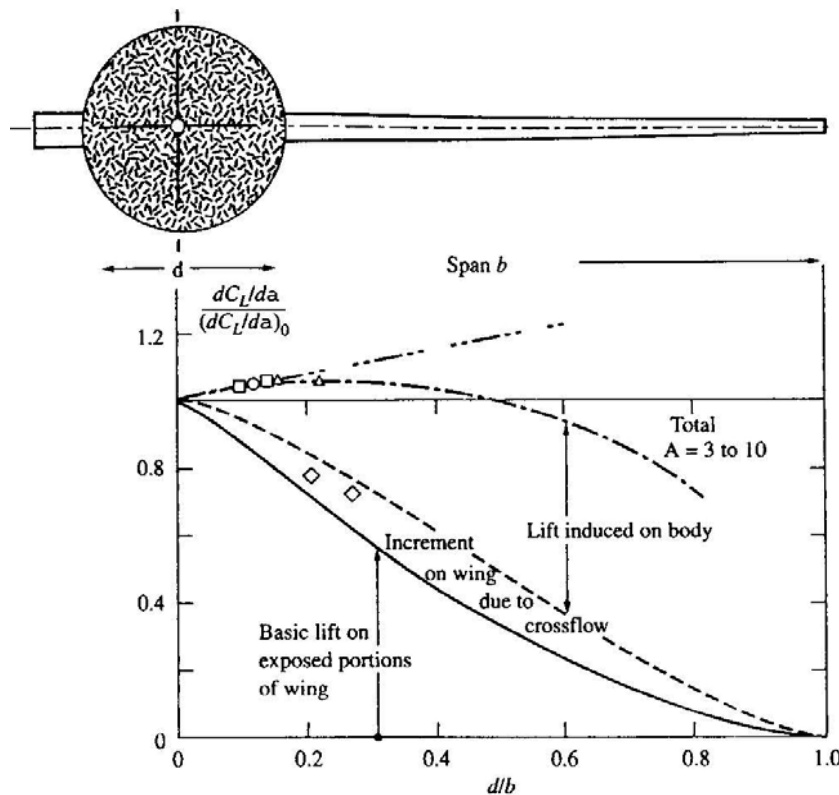




PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

Il contributo della fusoliera dipende dal rapporto tra il diametro della stessa e l'apertura alare.



Effetto della fusoliera sulla portanza di un velivolo da trasporto a getto



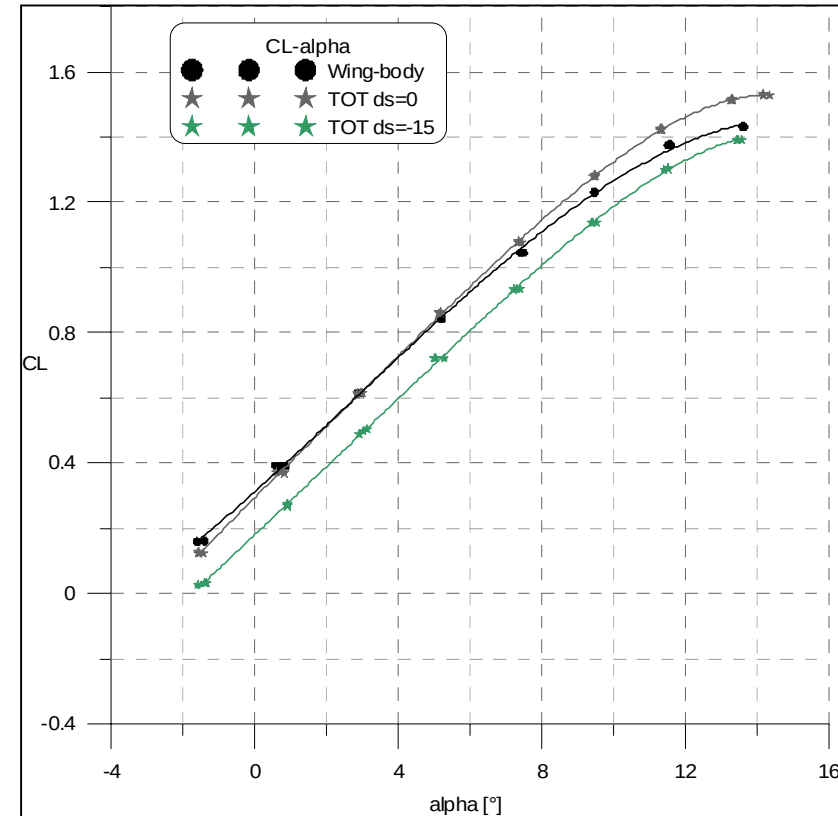
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Portanza del velivolo completo

Il contributo del piano di coda orizzontale può essere anche del 10% ad assetti elevati.

Bisogna però tenere conto che per l'equilibrio, agli assetti elevati, la parte mobile dovrà essere deflessa verso l'alto, riducendo così la portanza del piano.

In definitiva, per configurazioni usuali di velivoli (sia leggeri che da trasporto a getto) il contributo di portanza dell'ala rappresenta il 90-95% della portanza globale in condizioni di velivolo equilibrato.



Effetto della deflessione del piano di coda sulla portanza del velivolo completo



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Wing:

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

2-D Airfoil Profile Drag (varies with c_l) Span Efficiency Factor Vortex Induced Drag

Intero velivolo:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e_o AR}$$

Zero Lift Drag (constant) Oswald's Efficiency Factor All Drag Due to Lift



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_o AR}$$

C_{D0} : Resistenza (attrito, scia e res. d'onda) del velivolo a portanza zero. (Resistenza Parassita)

Tale resistenza include la resistenza d'attrito (che è circa il 80-90%) e quella di pressione (scia).

e_o : Fattore di Efficienza di Oswald.

Simile al fattore di resistenza indotta (e), ma ora include anche gli incrementi di resistenza parassita all'aumentare dell'angolo d'attacco (o all'aumentare del CL).

E' quindi chiaro che, poichè esso modella non solo la resistenza indotta(dovuta ai vortici di estremità),il valore di e_o deve essere minore del valore di e .



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Ponendo:

$$k = \frac{1}{\pi e_o AR}$$

Fornisce:

$$C_D = C_{D_o} + k C_L^2$$

Res Parassita

***Res. dovuta alla
portanza***

***Questa equazione è conosciuta come
POLARE DI RESISTENZA***



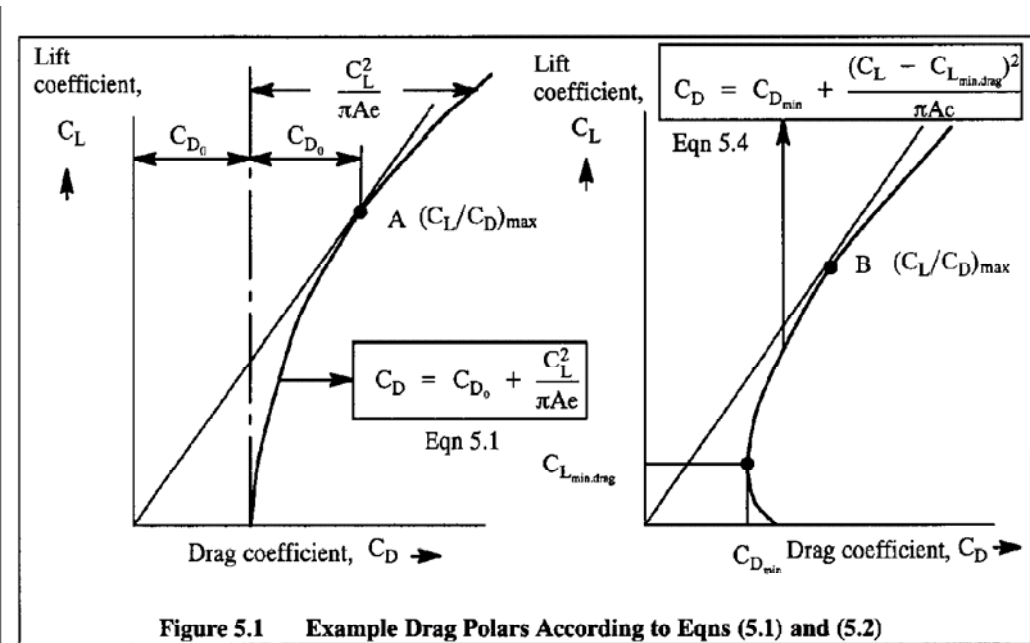
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

La polare di resistenza dei velivoli è definibile come “parabolica” in un certo intervallo di C_L .

A volte il valore minimo di C_D non si ha a $C_L=0$.

In tal caso si può comunque modellare come una polare parabolica ad asse spostato.





PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Si può definire l'efficienza aerodinamica come rapporto tra portanza e resistenza (tra il C_L ed il C_D):

$$E = C_L / C_D \text{ o anche } E = L / D$$

Il valore massimo dell'efficienza di un velivolo varia tra 10 e 20.

Il valore minimo del C_D non si ha a $C_L=0$ ed ha un valore dell'ordine di 0.020-0.030.

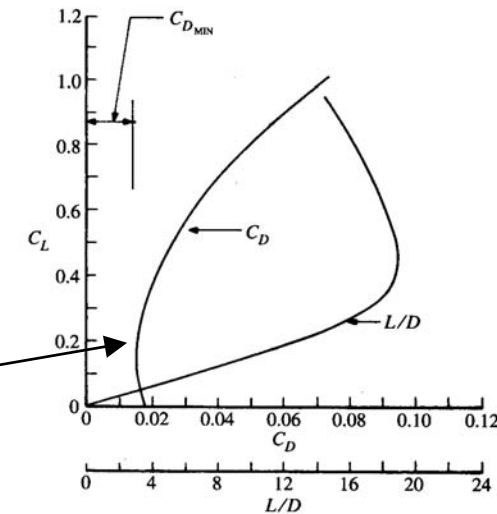
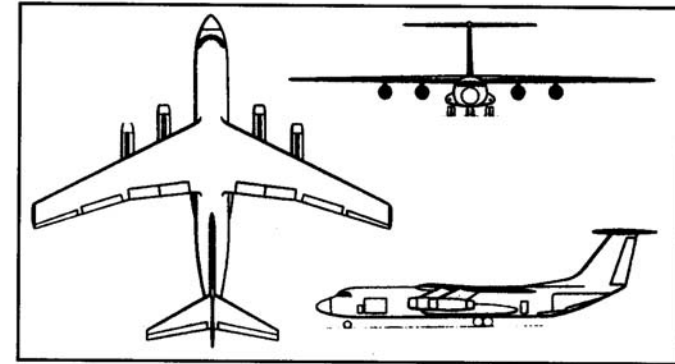


Figure 2.60 Low-speed drag polar and L/D variation for the Lockheed C-141A (shown in three-view).

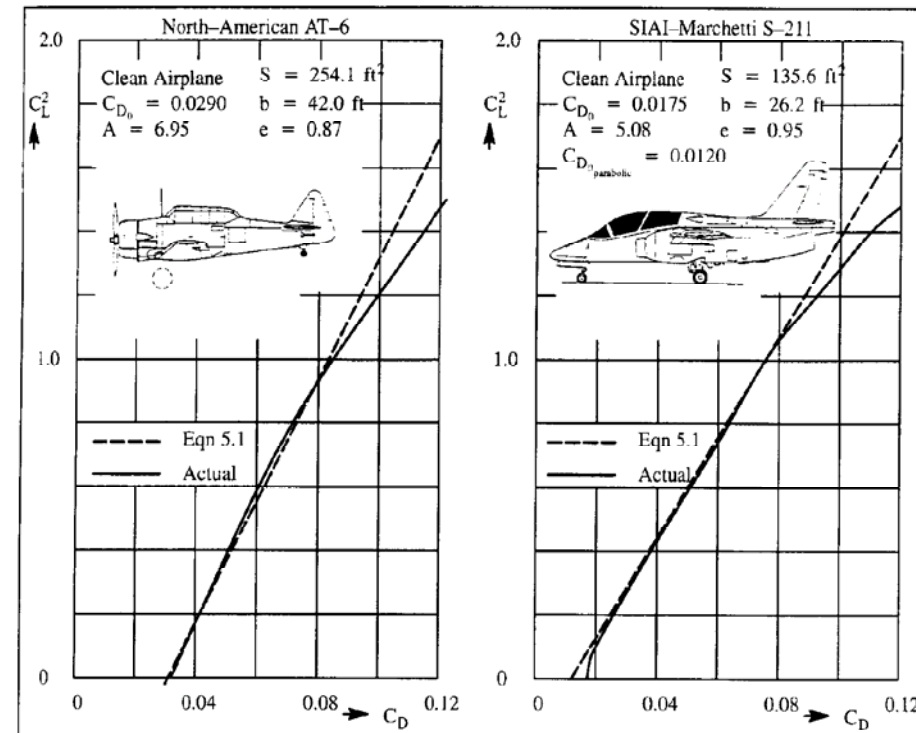


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Nei casi reali, la polare di resistenza misurata del velivolo (linea continua in figura) si discosta da quella parabolica (equazione $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$) agli assetti molto bassi e a quelli elevati (dove le separazioni viscose non seguono più leggi di tipo “parabolico con il coefficiente di portanza).

Agli usuali assetti di volo è comodo servirsi di una equazione che approssima bene la polare di resistenza del velivolo.





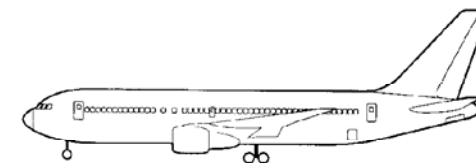
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Il valore di C_{D0} dipende dal Reynolds a cui opera il velivolo, dalla sua "aerodinamicità", dalla sua finitura superficiale (influisce sull'attrito). Il C_{D0} dei velivoli ha un valore compreso fra 0.015 (velivoli a getto che operano ad alto Reynolds ed hanno configurazione "aerodinamica" con poche escrescenze e 0.030 (valore tipico di velivoli leggeri con carrello fisso ed ala controventata). Il fattore di Oswald vale circa 0.80, in media.

Table 5.4 Summary of Drag Data for Various Airplanes

Type	Wing Area, S	Aspect Ratio	$\frac{S_{wet}}{S}$	Drag Polar	e	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} @ C_{L_{max}}$
	ft ²			$C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$		
C-150	160	7.0	?	$0.0327 + 0.0592C_L^2$	0.77	11.3 @ 0.74
C-172	174	7.5	3.7	$0.0281 + 0.0552C_L^2$	0.77	12.7 @ 0.71
C-180	174	7.5	?	$0.0246 + 0.0572C_L^2$	0.75	13.3 @ 0.66
C-182	174	7.5	4.0	$0.0293 + 0.0506C_L^2$	0.84	13.0 @ 0.75
C-185	174	7.5	?	$0.0207 + 0.0494C_L^2$	0.86	15.6 @ 0.65
C-310	175	7.3	4.6	$0.0263 + 0.0596C_L^2$	0.73	12.6 @ 0.66
Skyrocket	183	6.7	?	$0.0163 + 0.0579C_L^2$	0.82	16.3 @ 0.53
Saab 340	450	11.0	?	$0.0285 + 0.0362C_L^2$	0.80	15.6 @ 0.89
DC 9-30	1,001	6.8	6.5	$0.0211 + 0.0450C_L^2$	0.81	16.7 @ 0.50
B 707-320	3,050	7.1	5.0	$0.0131 + 0.0650C_L^2$	0.70	19.6 @ 0.45
A-340	3,908	9.5	?	$0.0165 + 0.0435C_L^2$	0.77	18.5 @ 0.60
B 767	3,050	8.0	?	$0.0135 + 0.0592C_L^2$	0.67	17.2 @ 0.50
C-17	3,800	7.2	?	$0.0175 + 0.0510C_L^2$	0.87	16.4 @ 0.55
Learjet M25	232	5.0	5.6	$0.0260 + 0.0078C_L^2$	0.82	10.9 @ 0.58
G-II	800	6.0	?	$0.0230 + 0.0057C_L^2$	0.93	14.0 @ 0.63



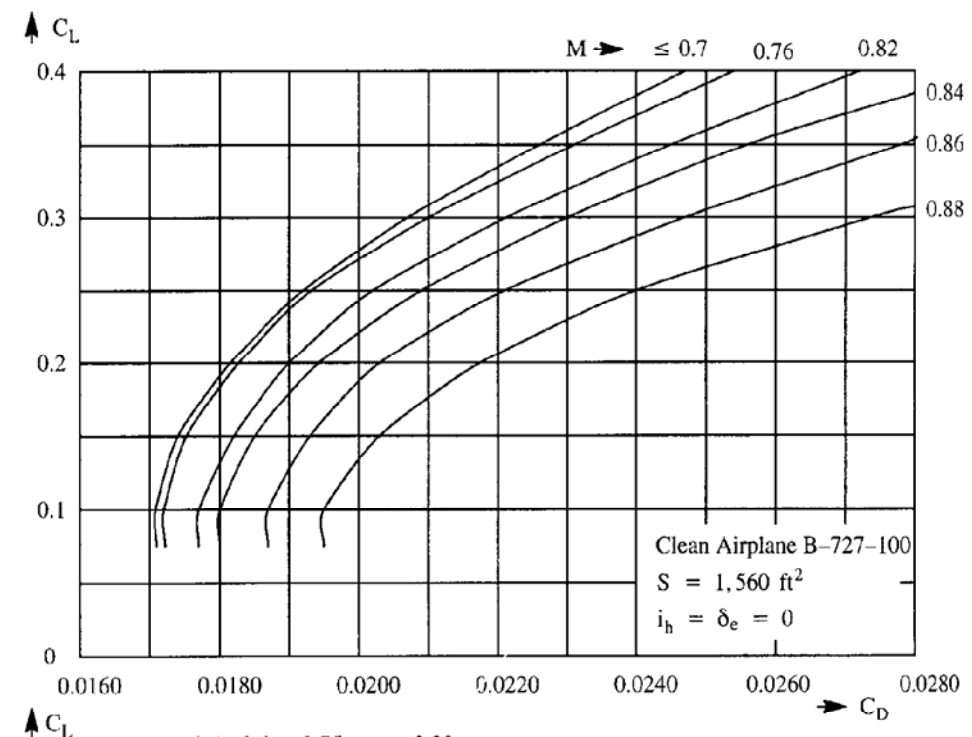


PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Polare di resistenza del velivolo

Per I velivoli che operano in campo transonico (velivoli da trasporto a getto) bisogna considerare le polari ai vari valori del numero di Mach. Fino a Mach 0.6-0.7 la polare rimane invariata (non c'è resistenza d'onda aggiuntiva). Oltre Mach=0.7 bisogna introdurre l'aumento di resistenza dovuta agli effetti di comprimibilità.

**Polari di resistenza del velivolo
Boeing 727-100 per vari valori del
numero di Mach**





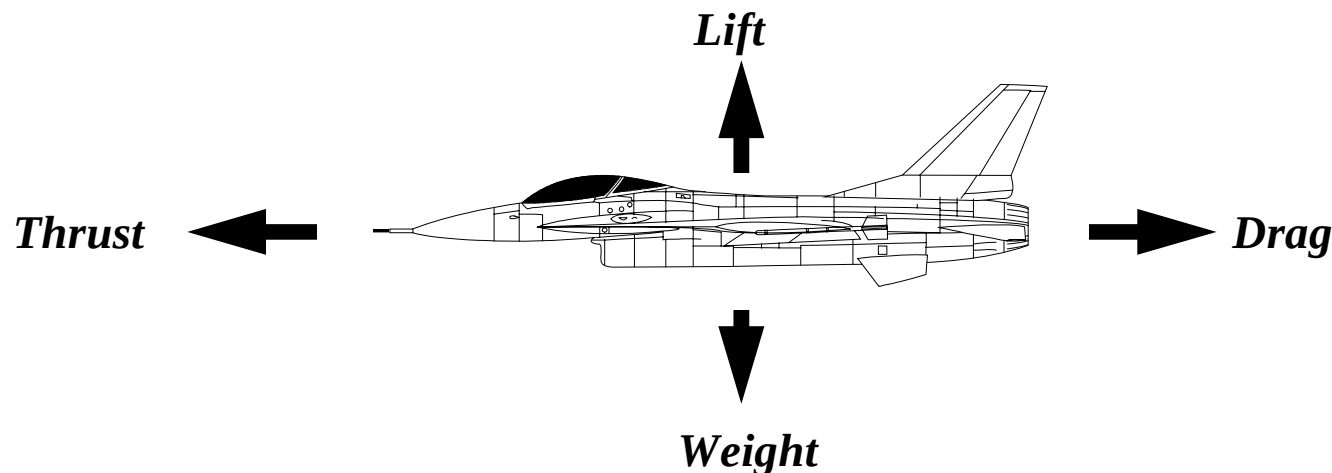
PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

In volo orizzontale la spinta prodotta dall'impianto propulsivo deve eguagliare la resistenza aerodinamica del velivolo.

La portanza deve eguagliare il peso.

Per data quota di volo, all'aumentare della velocità di volo bisogna quindi ridurre l'angolo d'attacco (e quindi il coefficiente di portanza C_L) in modo tale che il prodotto della pressione dinamica (che dipende dal quadrato di V) per il C_L rimanga costante.





PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Se si espande l'equazione che definisce la resistenza:

$$D = C_D qS = C_{D0} qS + kC_L^2 qS$$

Poichè la portanza deve eguagliare il peso ($L=W$), possiamo sostituire al coefficiente di portanza:

$$C_L = \frac{W}{qS}$$

Con la pressione dinamica definita da:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

⇒ Si vede quindi che in volo livellato il coefficiente di portanza deve variare con l'inverso del quadrato della velocità di volo V



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Quindi la resistenza aerodinamica del velivolo sarà la somma di due contributi:

- La resistenza parassita, che varia con il quadrato della velocità di volo (o meglio con la pressione dinamica)*
- La resistenza dovuta alla portanza che varia con l'inverso del quadrato della velocità di volo.*

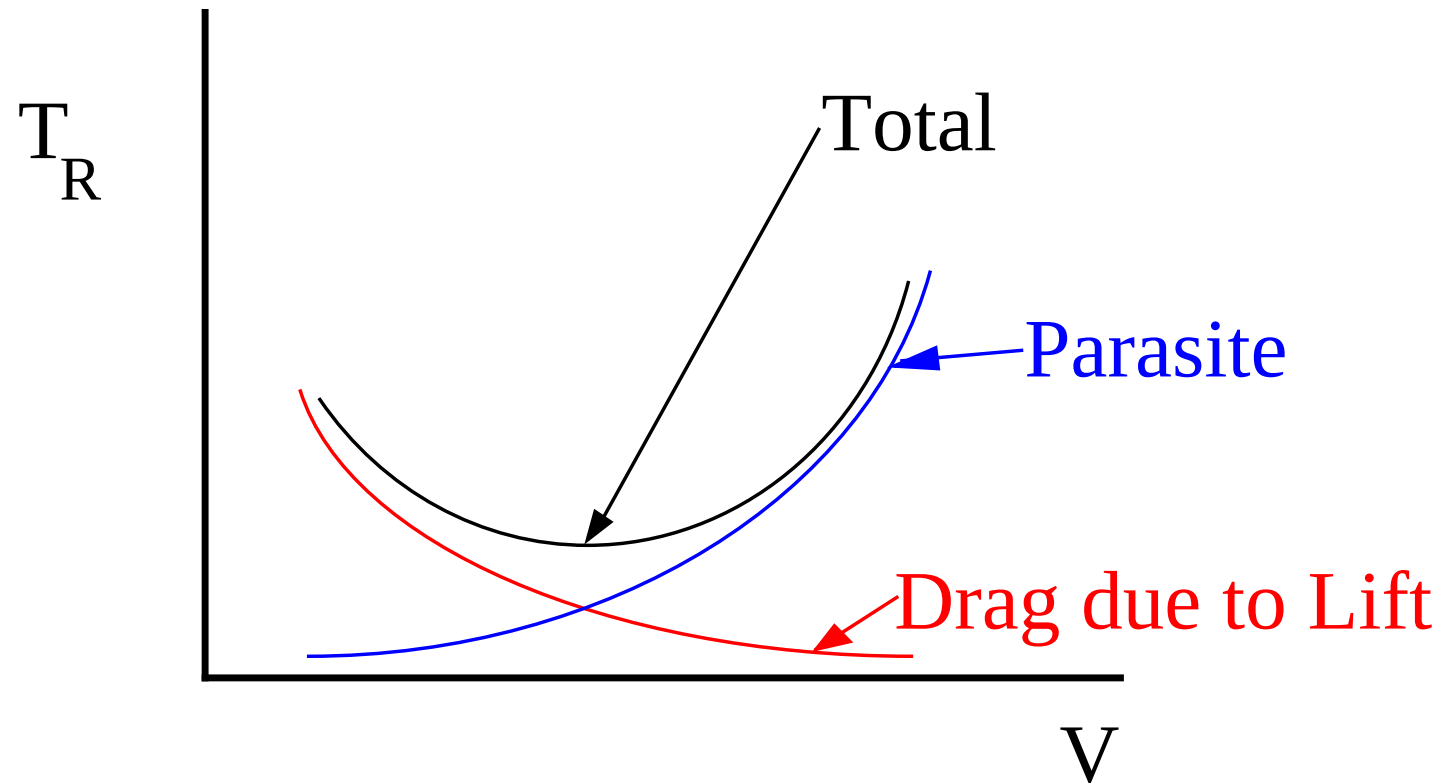
$$D = C_{D_0} qS + \frac{kW^2}{qS}$$



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

$$D = C_{D_0} qS + \frac{kW^2}{qS}$$

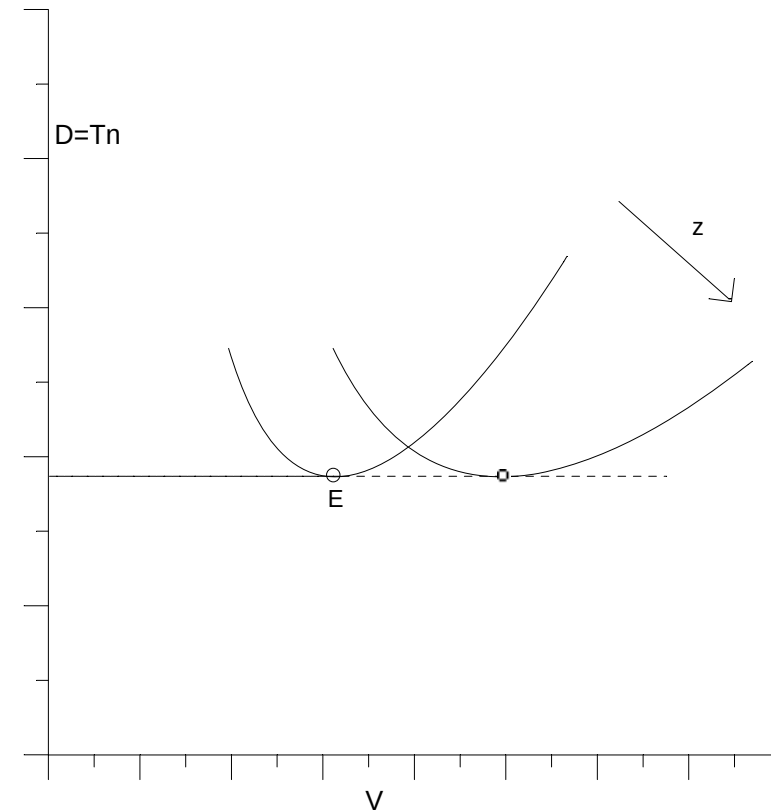
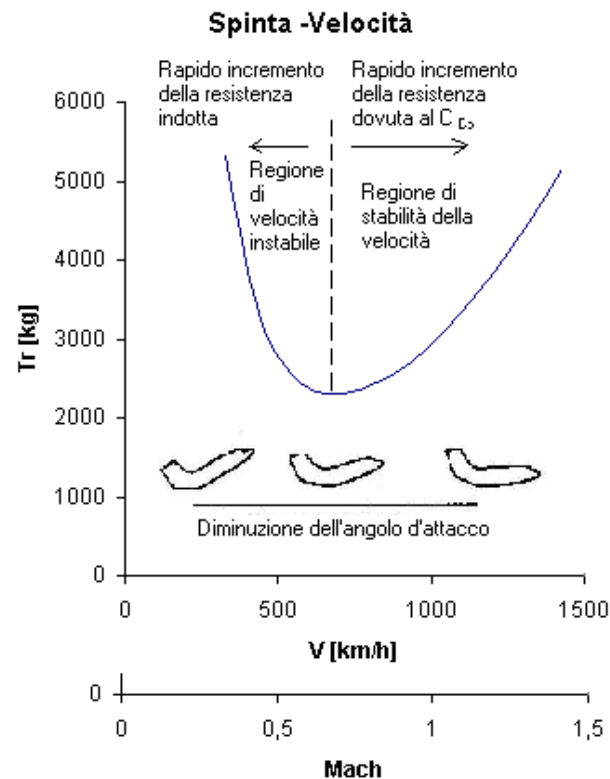




PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

In definitiva la resistenza aerodinamica ha una curva con un valore minimo.



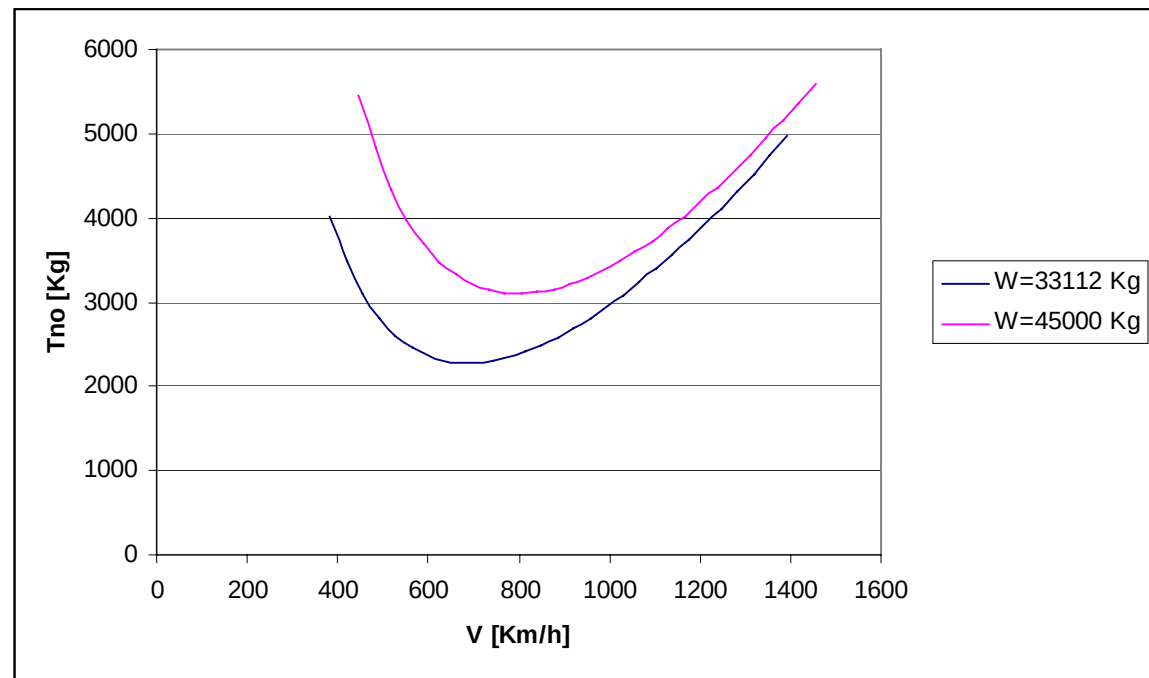
Effetto della quota



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Il peso del velivolo modifica solo la resistenza “indotta” poichè per generare più portanza aumenta la resistenza connessa ai vortici di estremità.



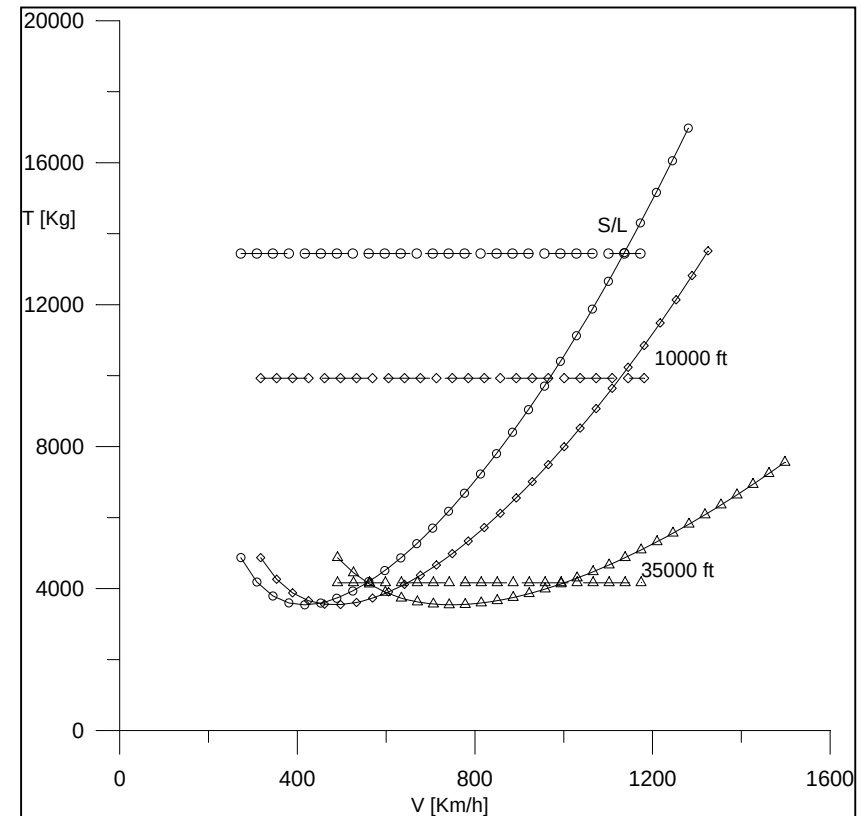
Effetto del peso del velivolo



PORTANZA E RESISTENZA DEL VELIVOLO COMPLETO

Prestazioni di volo – Spinta necessaria al volo

Le prestazioni di volo vengono determinate dalla eguaglianza tra la spinta richiesta (pari alla resistenza aerodinamica) e quella disponibile ad una data quota ed ad una data velocità. La spinta di un motore a getto, ad esempio, è pressochè costante con la velocità, ma si riduce con la quota (l'aria è meno densa).

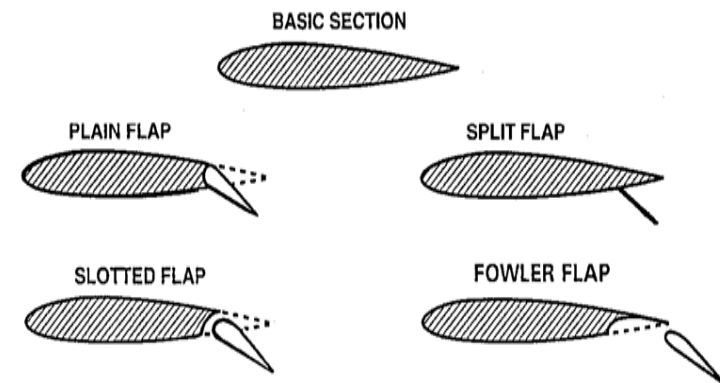
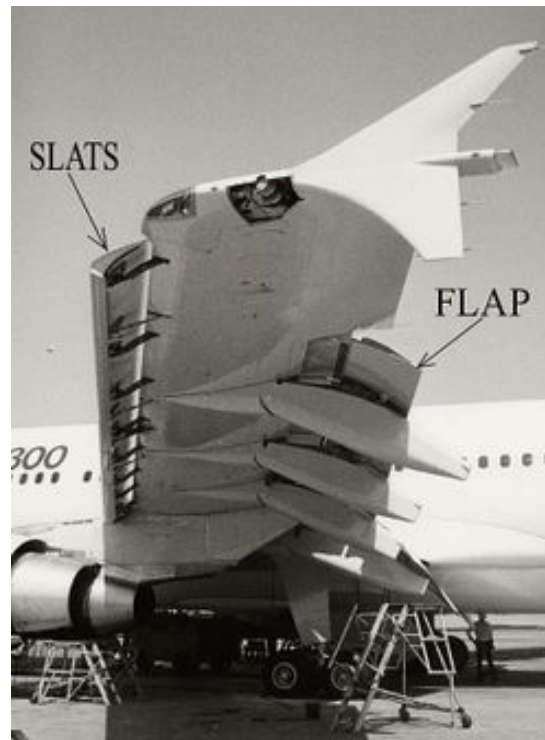


Curve di spinta necessaria e disponibile a varie quote di volo



SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

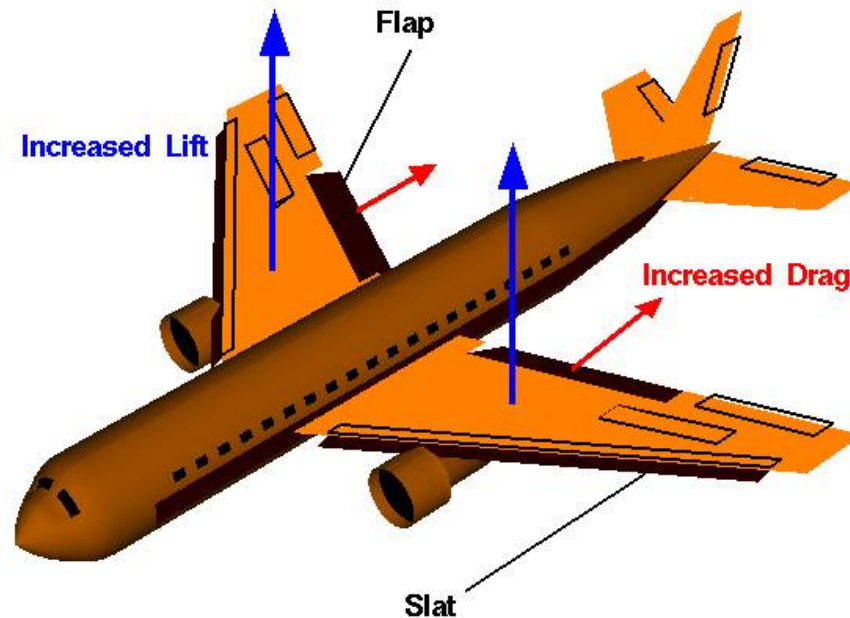
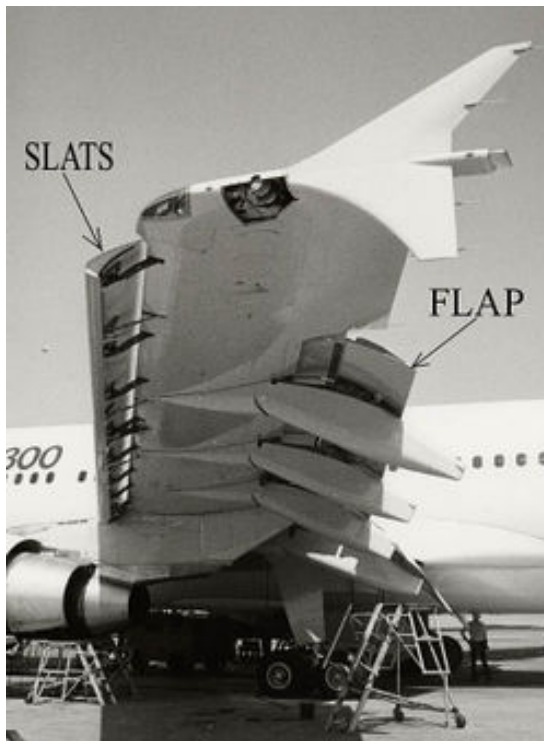
IPERSOSTENTATORI (FLAPS/SLATS)





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

- I profili a bassa curvatura sono buoni per le alte velocità
- Il velivolo deve però operare anche a bassa velocità, soprattutto in decollo e atterraggio
- I sistemi di ipersostentazione al bordo di uscita (flaps) e al bordo di attacco (slats) permettono di incrementare la capacità portante dell'ala e quindi il valore del $C_{L \max}$ del velivolo nelle fasi di decollo e atterraggio

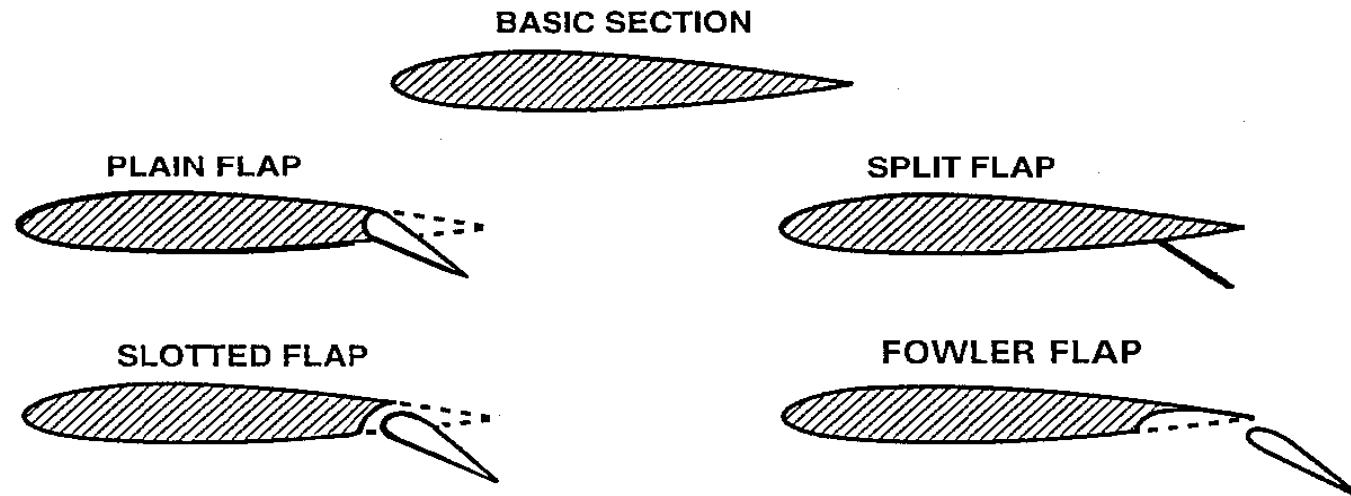




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

VARI TIPI DI FLAP:

- **Plain flap** : modifica la curvatura del profilo
- **Split flap** : come il plain, ma causa un forte aumento della resistenza di scia
- **Slotted flap** : rispetto al plain flap lo slot(fessura) permette un “soffiamento” che migliora la capacità portante riducendo la separazione del flusso
- **Fowler flap** : oltre agli effetti precedenti il fowler flap comporta anche un aumento della superficie alare (la corda aumenta nella zona flappata)

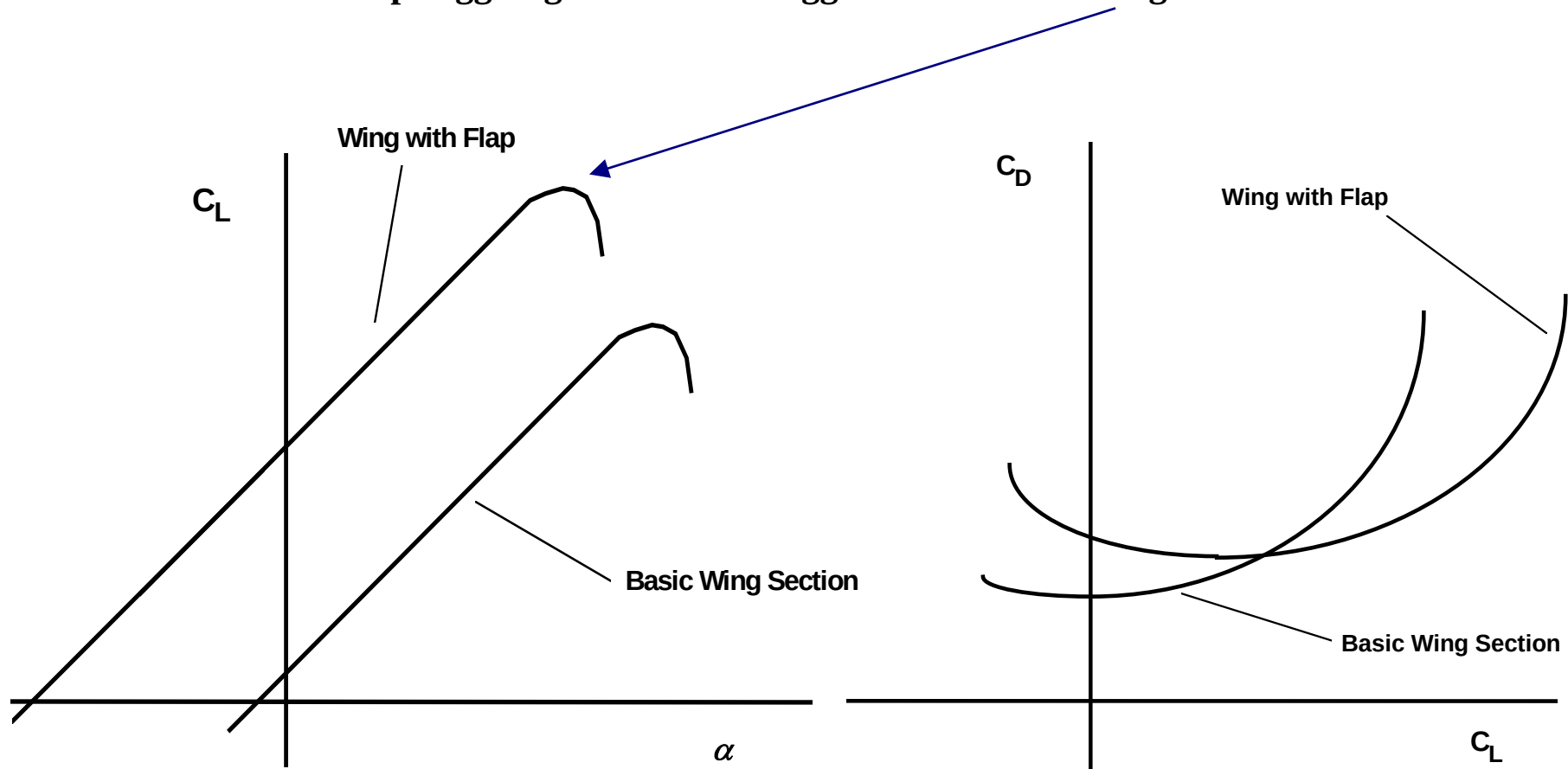




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Effetto su portanza e resistenza del flap

Nota: L'ala con flap raggiunge un C_{lmax} maggiore ma stalla ad angolo d'attacco minore





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO D'ATTACCO

Sistemi come il “leading edge flap” agiscono come il flap con l’aumento della curvatura del profilo.

Ma i sistemi di ipersostentazione al bordo d’attacco sono usualmente il fixed slot o lo slat. Tali sistemi agiscono sul controllo dello strato limite. Infatti introducono un “soffiamento” che ritarda la separazione sul dorso dell’ala agli alti angoli di attacco, comportando così un notevole incremento della portanza.

LEADING-EDGE FLAP

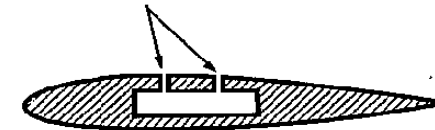


FIXED SLOT



SLAT

BOUNDARY LAYER CONTROL
BY UPPER SURFACE SUCTION



BOUNDARY LAYER CONTROL
BY TANGENTIAL BLOWING

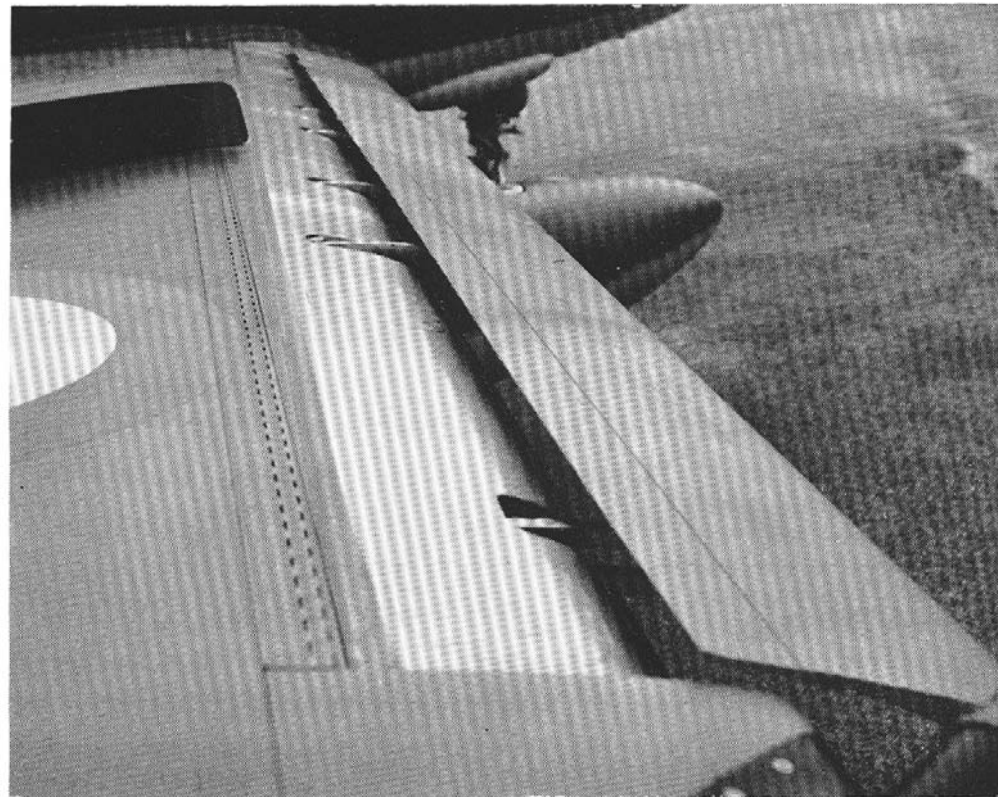
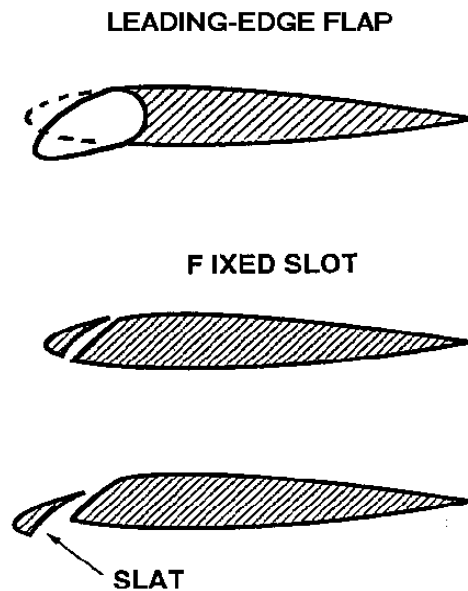




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE AL BORDO D'ATTACCO

LEADING EDGE SLAT

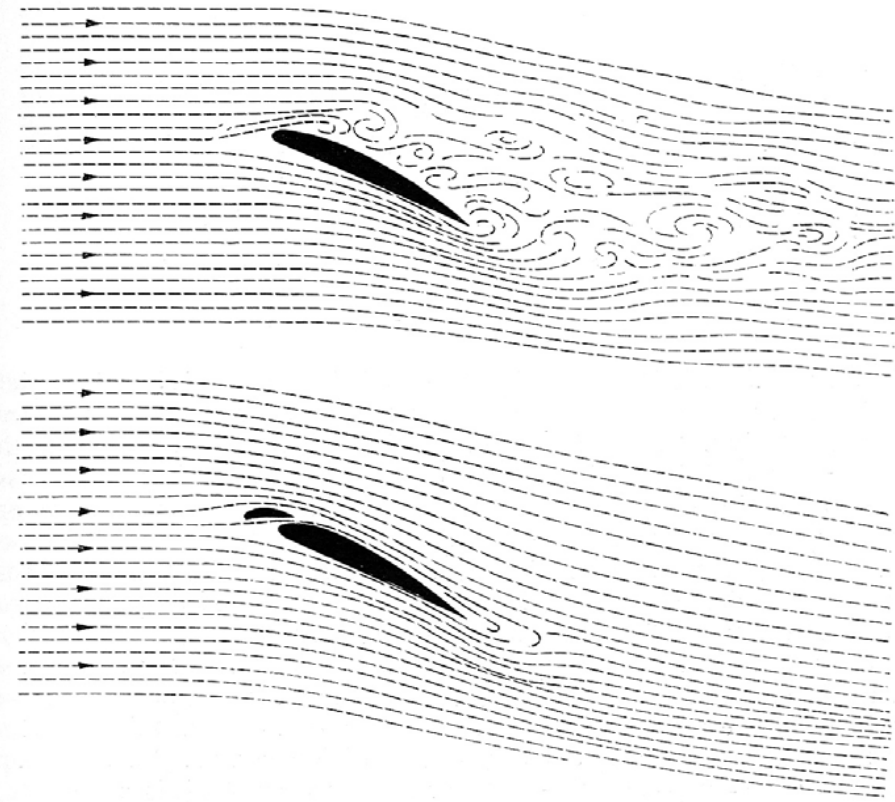
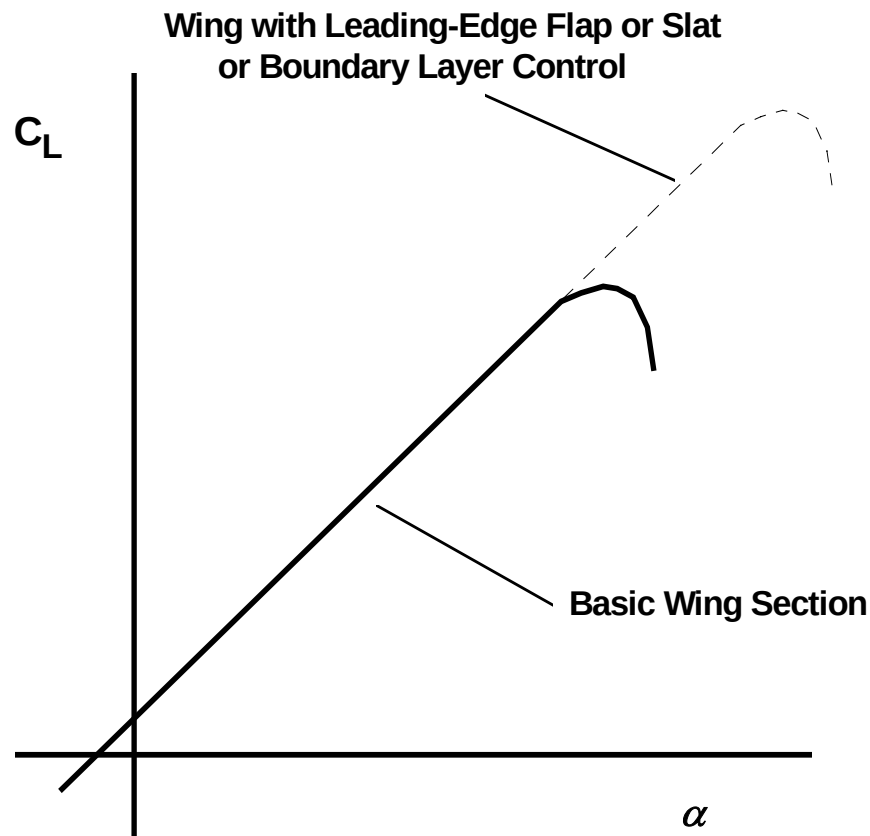




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

EFFETTO DI SLOT e SLAT SULLA PORTANZA

Tali sistemi agiscono sul controllo dello strato limite. Infatti introducono un “soffiamento” che energizza lo strato limite e ritarda la separazione sul dorso dell’ala agli alti angoli di attacco, comportando così un notevole incremento della portanza.





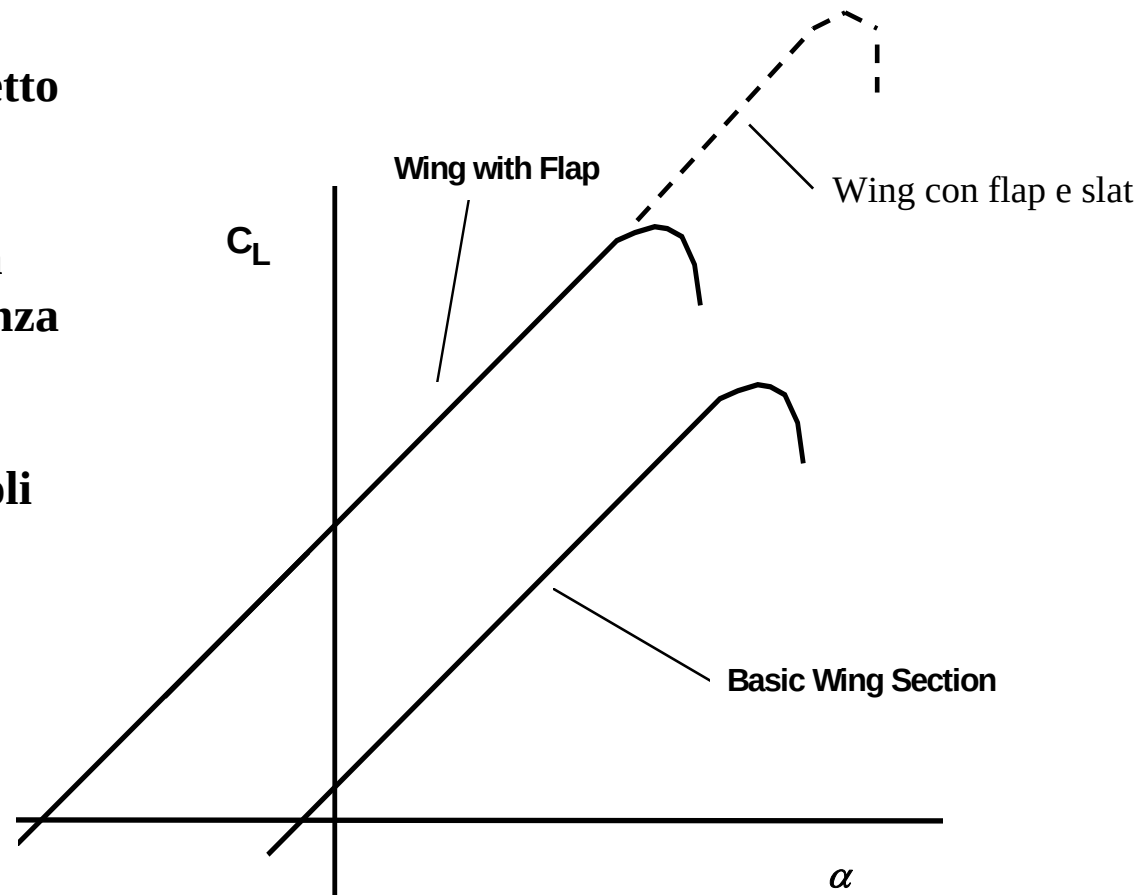
SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

EFFETTO COMBINATO DI FLAP E SLAT

Attraverso l'uso combinato di flap e slat si riesce a raggiungere un coefficiente di portanza massimo dell'ala pari a circa 4.0. Il CL_{max} dell'ala in condizioni di crociera è circa 1.5.

Si evidenzia il diverso effetto di flap e slat.

- Il flap al bordo d'uscita modifica la curvatura e fa traslare la curva di portanza verso l'alto.
- Lo slat ha l'effetto di ritardare lo stallo ad angoli d'attacco più alti.

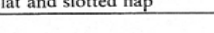
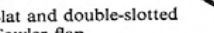




SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Tabella vari tipi di sistemi di ipersostentazione

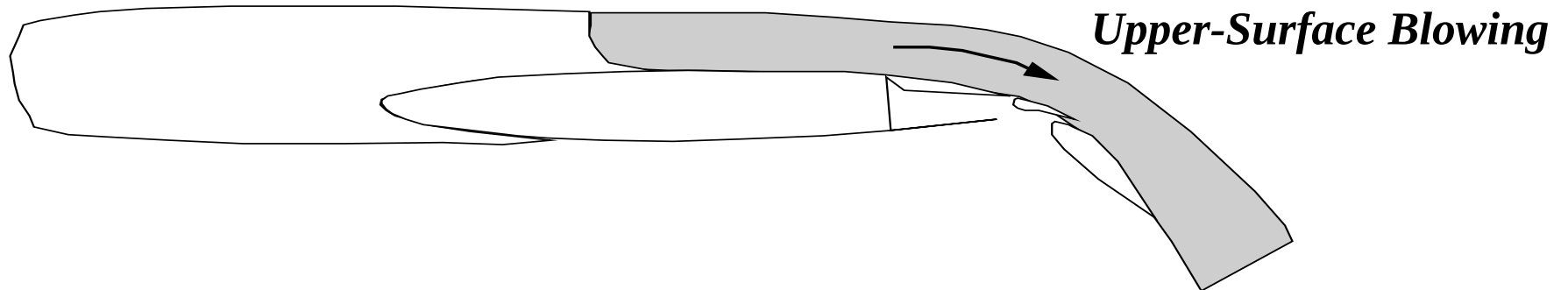
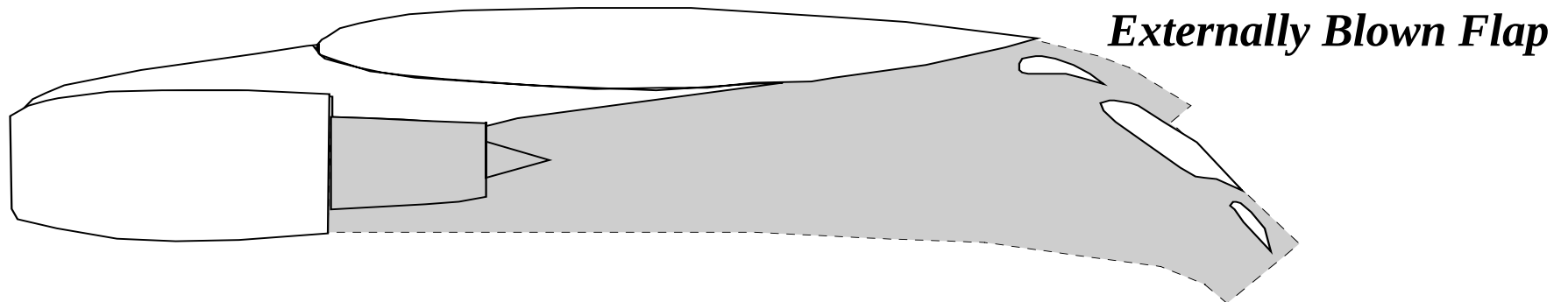
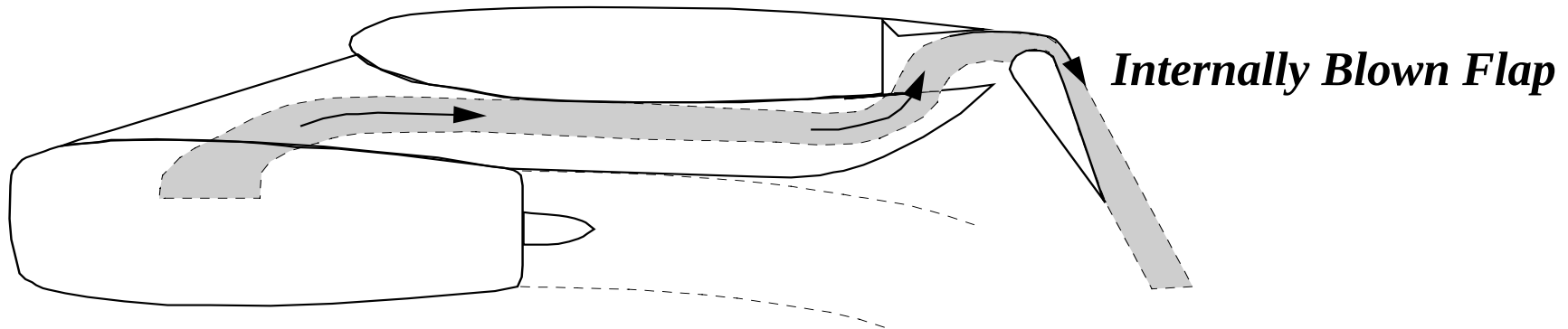
<i>High-lift devices</i>	<i>Increase of maximum lift</i>	<i>Angle of basic aerofoil at max. lift</i>	<i>Remarks</i>
 Basic aerofoil	—	15°	Effects of all high-lift devices depend on shape of basic aerofoil.
 Plain or camber flap	50%	12°	Increase camber. Much drag when fully lowered. Nose-down pitching moment.
 Split flap	60%	14°	Increase camber. Even more drag than plain flap. Nose-down pitching moment.
 Zap flap	90%	13°	Increase camber and wing area. Much drag. Nose-down pitching moment.
 Slotted flap	65%	16°	Control of boundary layer. Increase camber. Stalling delayed. Not so much drag.
 Double-slotted flap	70%	18°	Same as single-slotted flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Fowler flap	90%	15°	Increase camber and wing area. Best flaps for lift. Complicated mechanism. Nose-down pitching moment.

<i>High-lift devices</i>	<i>Increase of maximum lift</i>	<i>Angle of basic aerofoil at max. lift</i>	<i>Remarks</i>
 Double-slotted Fowler flap	100%	20°	Same as Fowler flap only more so. Treble slots sometimes used.
 Krueger flap	50%	25°	Nose-flap hinging about leading edge. Reduces lift at small deflections. Nose-up pitching moment.
 Slotted wing	40%	20°	Controls boundary layer. Slight extra drag at high speeds.
 Fixed slat	50%	20°	Controls boundary layer. Extra drag at high speeds. Nose-up pitching moment.
 Movable slat	60%	22°	Controls boundary layer. Increases camber and area. Greater angles of attack. Nose-up pitching moment.
 Slat and slotted flap	75%	25°	More control of boundary layer. Increased camber and area. Pitching moment can be neutralized.
 Slat and double-slotted Fowler flap	120%	28°	Complicated mechanisms. The best combination for lift; treble slots may be used. Pitching moment can be neutralized.
 Blown flap	80%	16°	Effect depends very much on details of arrangement.
 Jet flap	60%	?	Depends even more on angle and velocity of jet.



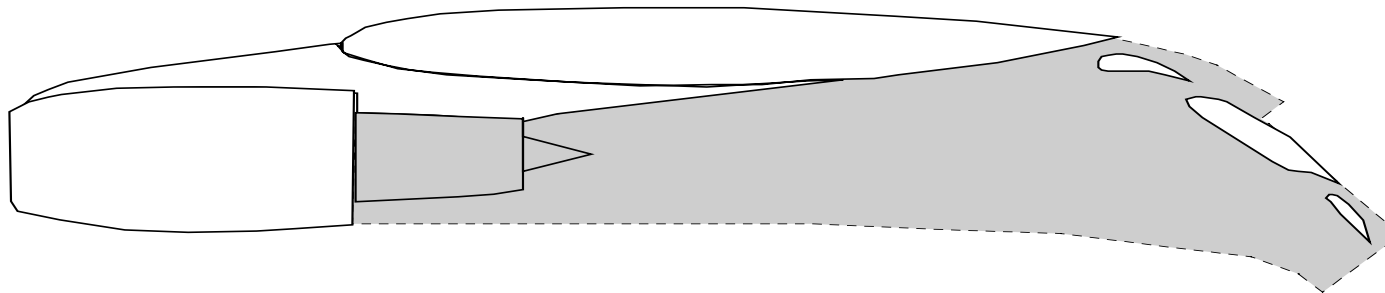
SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE

Uso del propulsore per incrementare la portanza





SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE



Externally Blown Flap

