Corso Manovre e Stabilità

Caratteristiche Aerodinamiche Profili ed Ali

Docente
Coiro

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli “Federico II”
e.mail : coiro@unina.it

FORZE AERODINAMICHE

$$L = L(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$D = D(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$M = M(\rho_\infty, V_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c}$$

<u>Per dato corpo (dimensioni)</u>

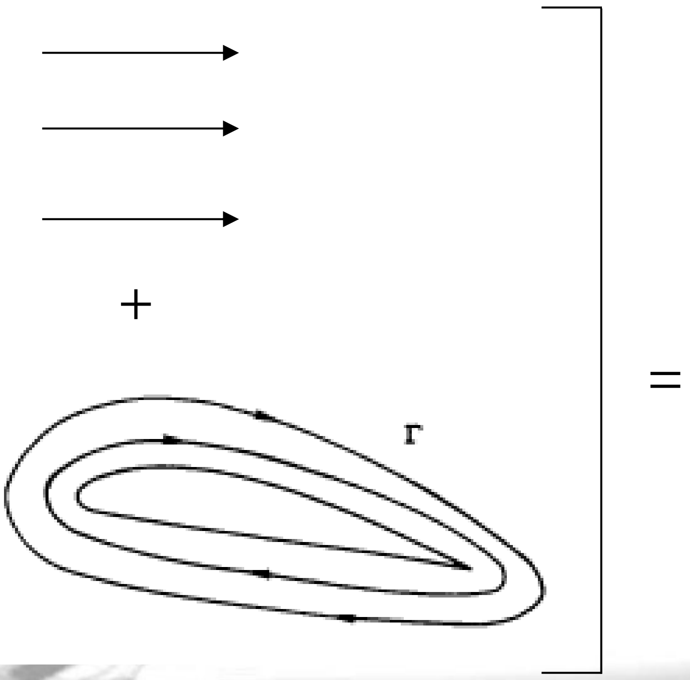
$$C_L = f_1(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

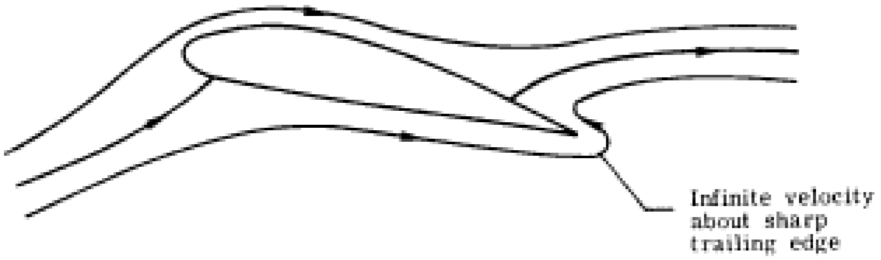
$$C_D = f_2(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

$$C_M = f_3(\alpha,\ \mathrm{Re},\ M_\infty)$$

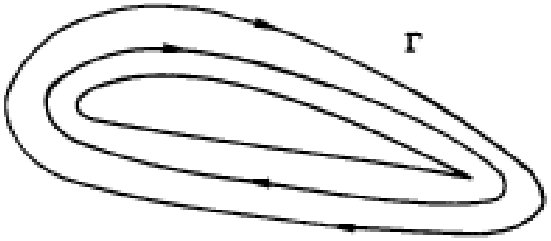
Teorema Kutta-Joukowski

$$L=\rho\, V\, \Gamma$$

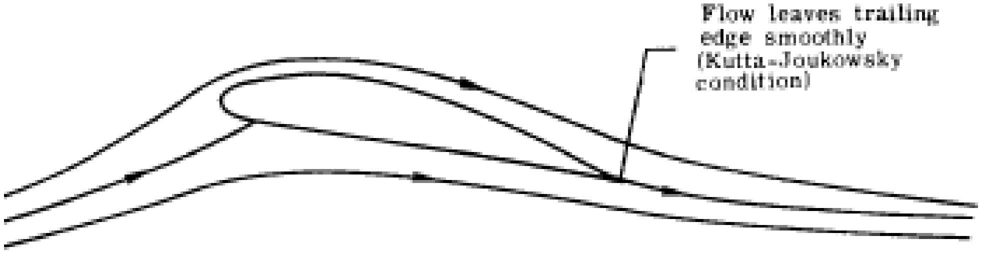




(a) Flow with no circulation.



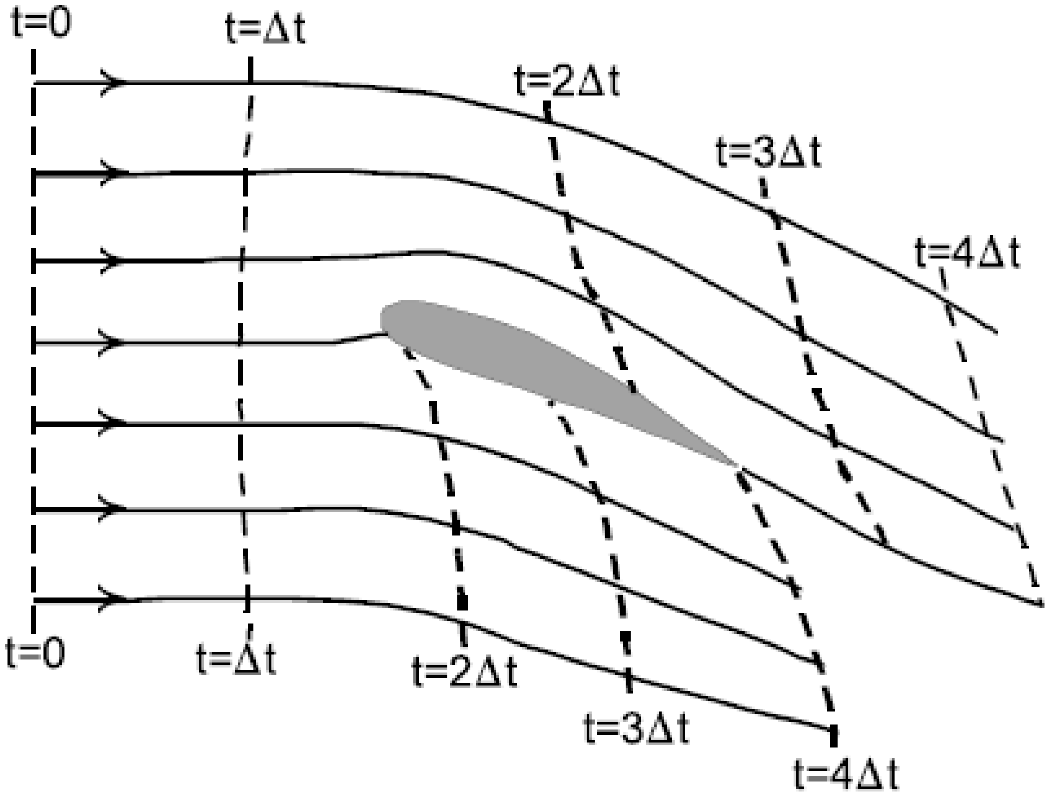
(b) Circulatory flow only.



(c) Flow with circulation.

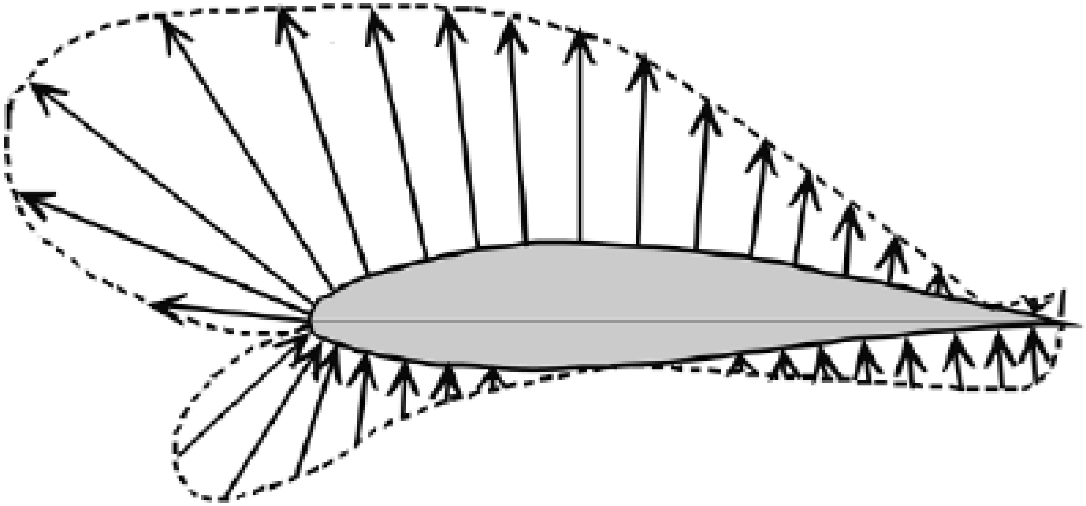
Portanza prodotta da diversa velocità del flusso sul dorso e sul ventre

V_dorso > V_ventre
Per Bernoulli la pressione è maggiore sul ventre che sul dorso

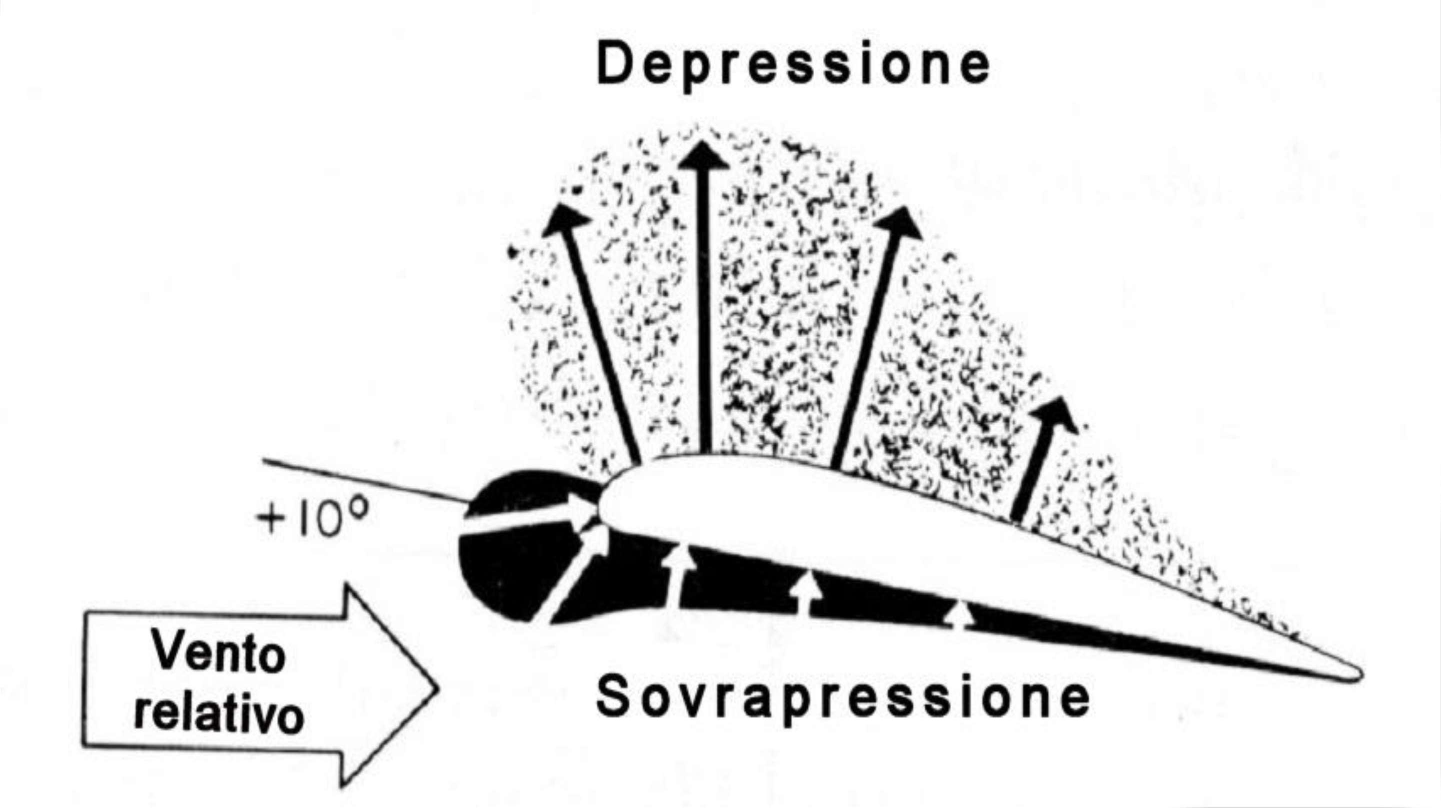


Portanza prodotta da diversa velocità del flusso sul dorso e sul ventre

V_dorso > V_ventre
Per Bernoulli la pressione è maggiore sul ventre che sul dorso

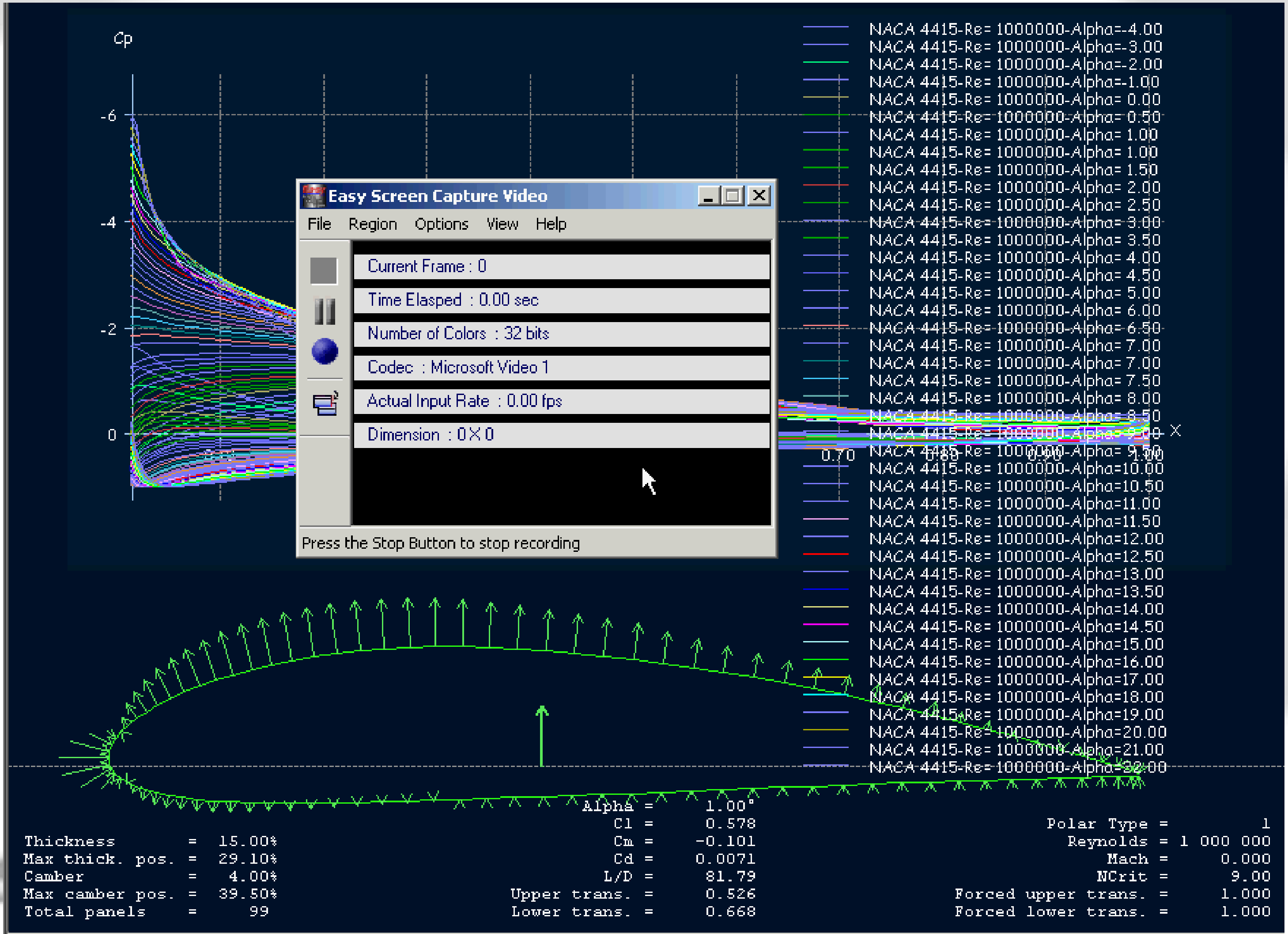


Per Bernoulli la pressione è maggiore sul ventre che sul dorso
Il profilo è come se fosse risucchiato verso l'alto.



Genesi della forza aerodinamica

La portanza generata e' proporzionale all'angolo di incidenza **α**



Current Frame : 0
Time Elasped : 0.00 sec
Number of Colors : 32 bits
Codec : Microsoft Video 1
Actual Input Rate : 0.00 fps
Dimension : 0 X 0

Press the Stop Button to stop recording

```
                                            Alpha =      1.00°
                                               Cl =      0.578                   Polar Type =          1
Thickness        =  15.00%                     Cm =     -0.101                     Reynolds = 1 000 000
Max thick. pos.  =  29.10%                     Cd =      0.0071                        Mach =      0.000
Camber           =   4.00%                    L/D =     81.79                         NCrit =       9.00
Max camber pos.  =  39.50%           Upper trans. =      0.526          Forced upper trans. =      1.000
Total panels     =     99            Lower trans. =      0.668          Forced lower trans. =      1.000
```

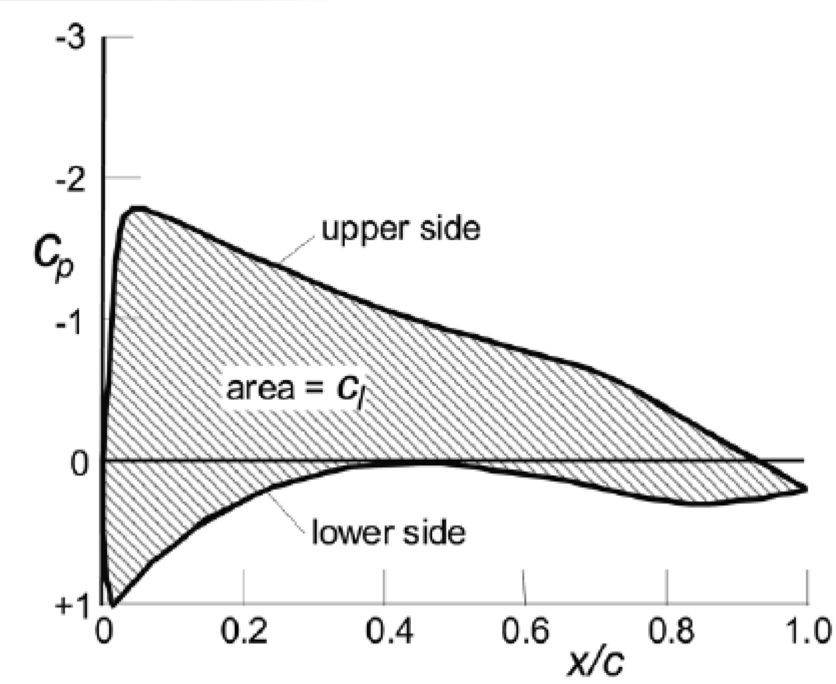
Coefficiente di pressione

$$C_p \overset{\wedge}{=} \frac{p - p_\infty}{q_\infty} = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\,\rho_\infty V^2}$$

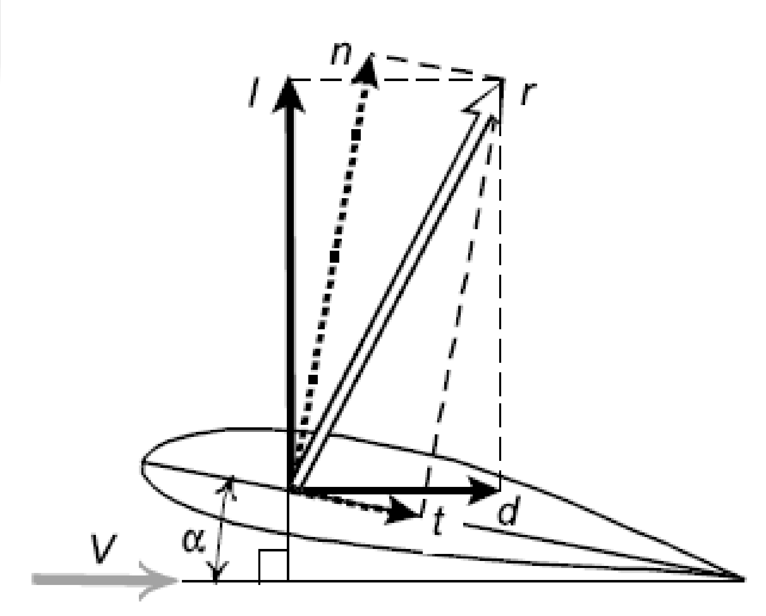
$$C_p = \frac{\frac{1}{2}\,\rho(V^2 - v^2)}{\frac{1}{2}\,\rho V^2} = 1 - \left(\frac{v}{V}\right)^2$$

Increased pressure (overpressure):	$p > p_\infty$ and $v < V$	$\rightarrow$	$C_p > 0$
Reduced pressure (suction):	$p < p_\infty$ and $v > V$	$\rightarrow$	$C_p < 0$
Stagnation point:	$v = 0$ and $p = p_t$	$\rightarrow$	$C_p = 1$
Undisturbed flow:	$v = V$ and $p = p_\infty$	$\rightarrow$	$C_p = 0$

Distribuzione del Cp - Portanza



(a) Chordwise pressure coefficient

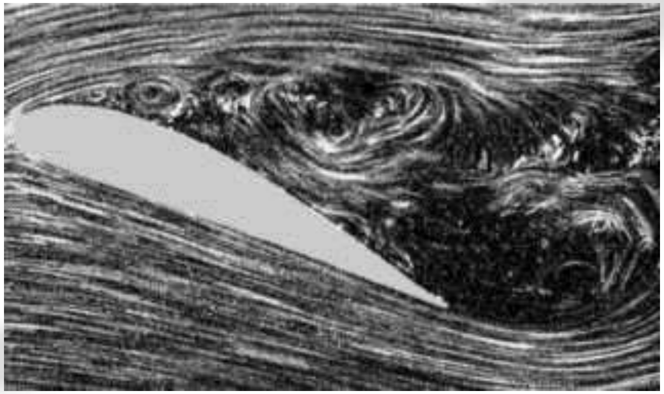


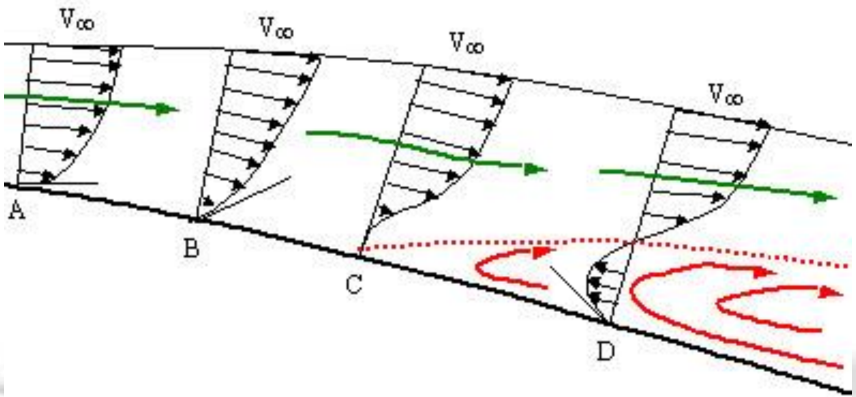
Il Fenomeno della Separazione

- **Flusso separato**:
  Se a causa della viscosità una parte dell'energia cinetica della particella fluida viene dissipata per vincere l'attrito (strato limite) la pressione non sarà più "bilanciata" e la particella fluida tenderà a muoversi in direzione opposta al flusso.

FLUSSO ATTACCATO

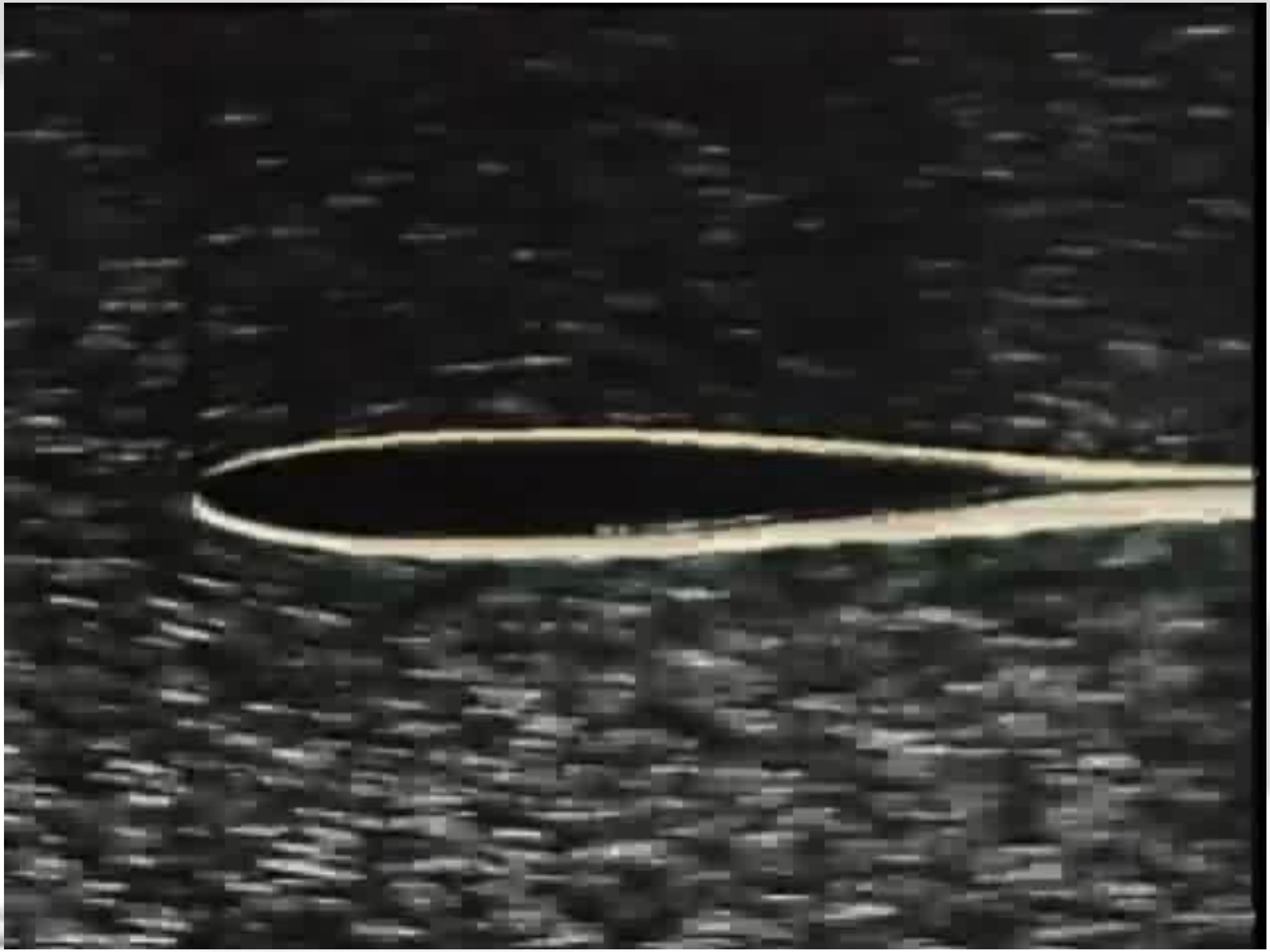
FLUSSO SEPARATO



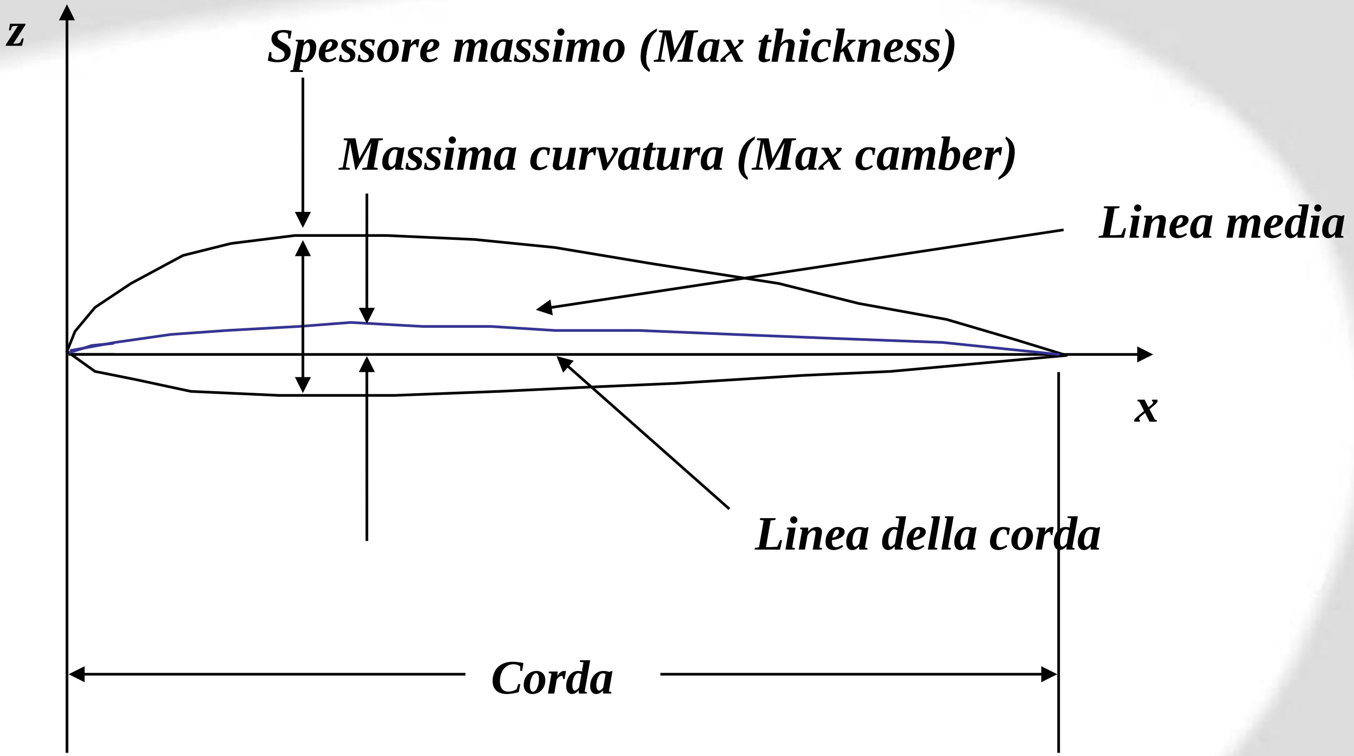


Genesi della forza aerodinamica

Flusso separato all’aumentare dell’incidenza α



PROFILI ALARI



z

Spessore massimo (Max thickness)

Massima curvatura (Max camber)

Linea media

x

Linea della corda

Corda

x=0

Leading edge
Bordo d'attacco

x=c

Trailing edge
Bordo di uscita

PROFILI ALARI

1) maximum thickness ratio, $(t/c)_{max}$
2) shape of the mean line (also referred to as camber). If the mean line is a straight line, the airfoil is said to be symmetrical.
3) leading edge shape or Δy parameter and leading edge radius (l.e.r.)
4) trailing edge angle, ϕ_{TE}

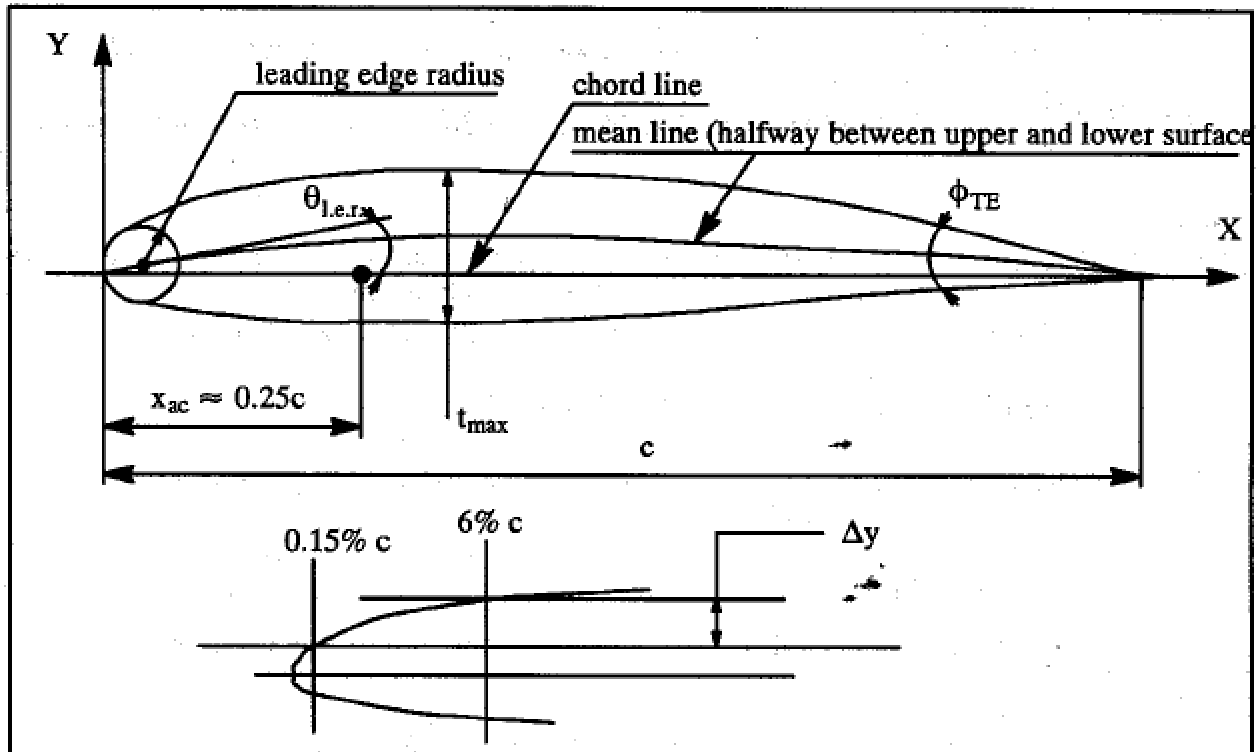
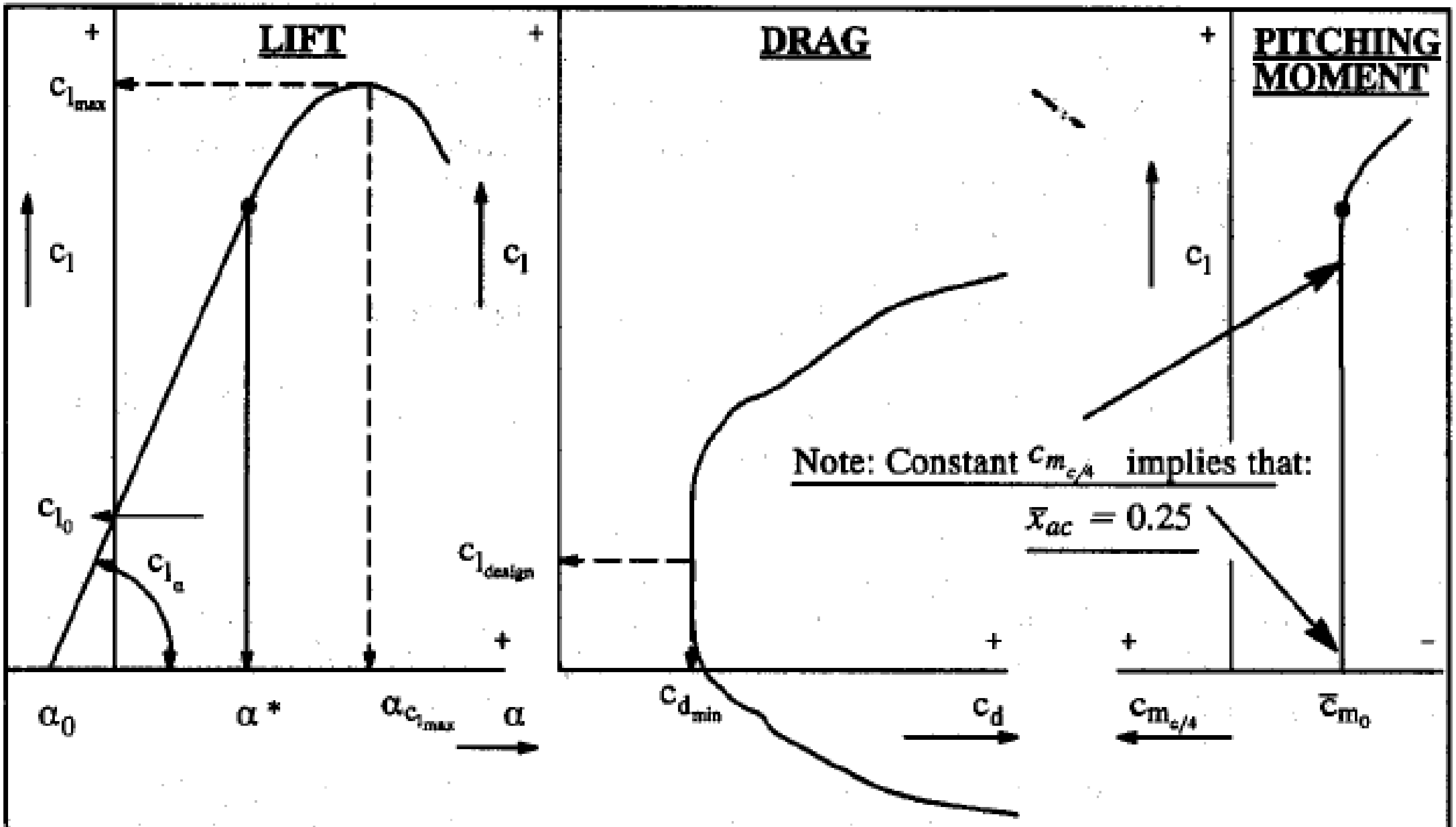


Figure 2.1 Definition of Important Airfoil Geometric Parameters

PROFILI ALARI



Note: Constant $c_{m_{c/4}}$ implies that:

$\overline{x}_{ac} = 0.25$

Figure 2.2 Graphical Representation of Airfoil Characteristics

PROFILI ALARI

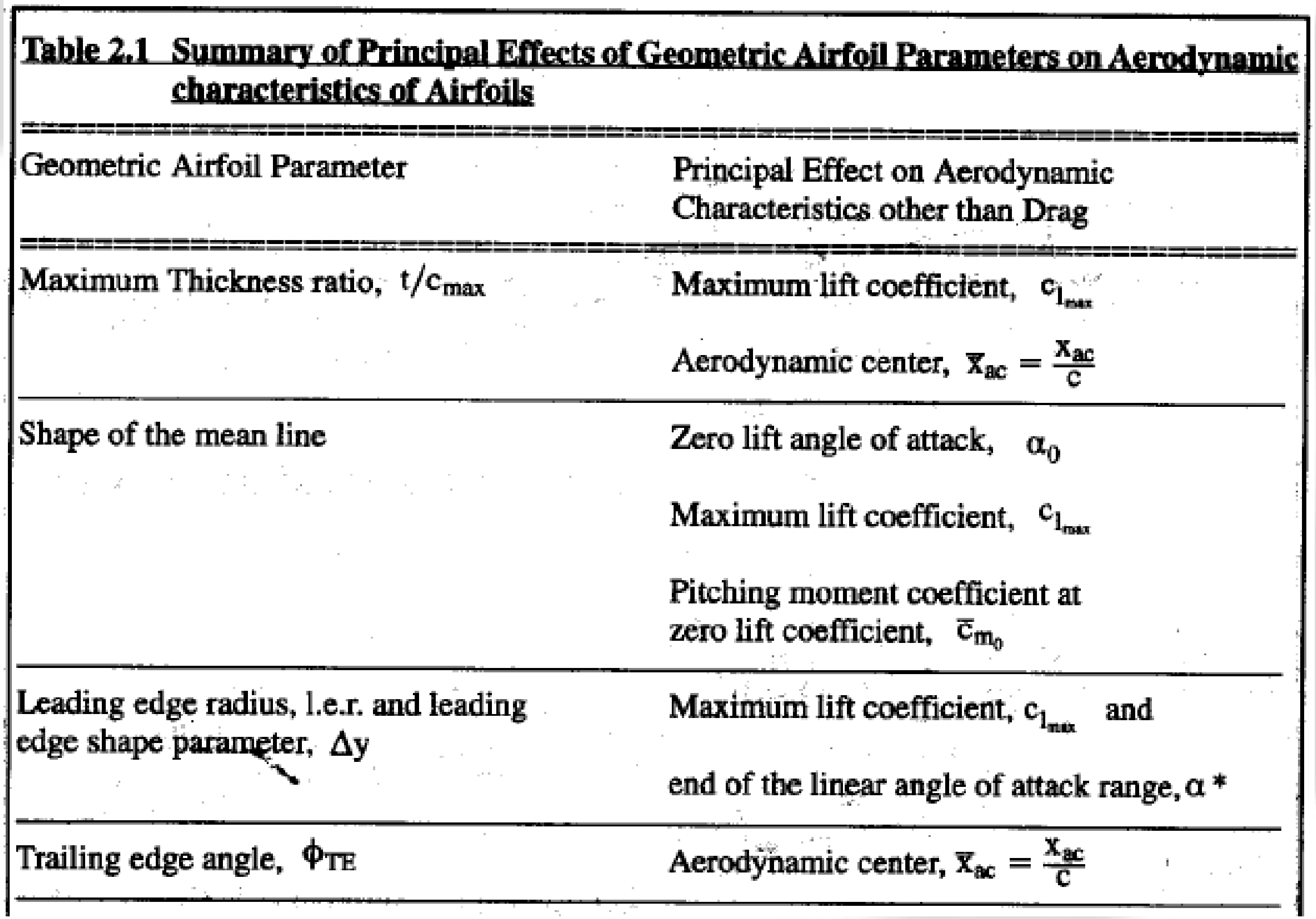


Table 2.1 Summary of Principal Effects of Geometric Airfoil Parameters on Aerodynamic characteristics of Airfoils

Geometric Airfoil Parameter	Principal Effect on Aerodynamic Characteristics other than Drag
Maximum Thickness ratio, t/c_{max}	Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$ Aerodynamic center, $\bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c}$
Shape of the mean line	Zero lift angle of attack, α_0 Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$ Pitching moment coefficient at zero lift coefficient, $\bar{c}_{m_0}$
Leading edge radius, l.e.r. and leading edge shape parameter, Δy	Maximum lift coefficient, $c_{l_{max}}$ and end of the linear angle of attack range, α^*
Trailing edge angle, ϕ_{TE}	Aerodynamic center, $\bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c}$

PROFILI ALARI

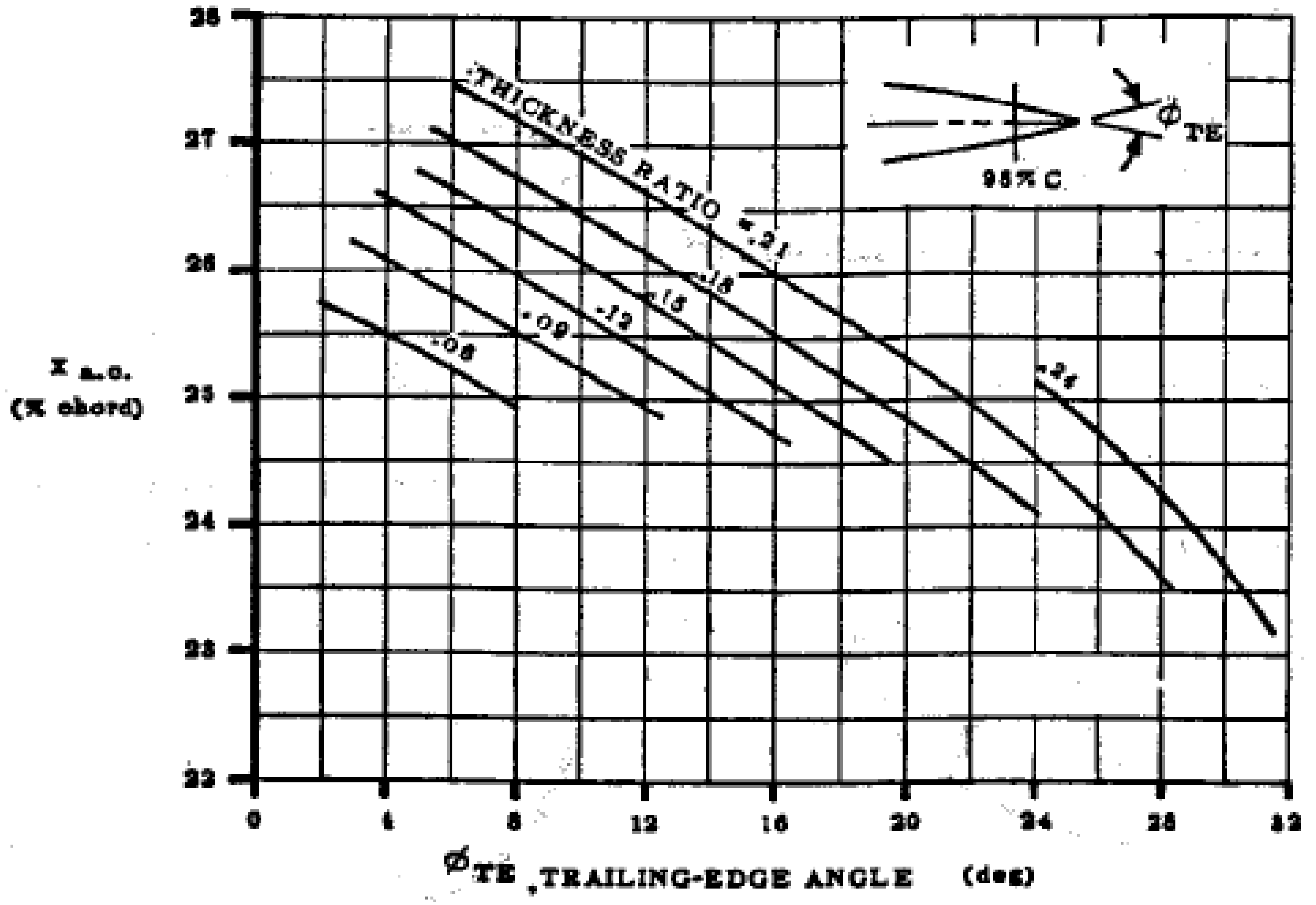
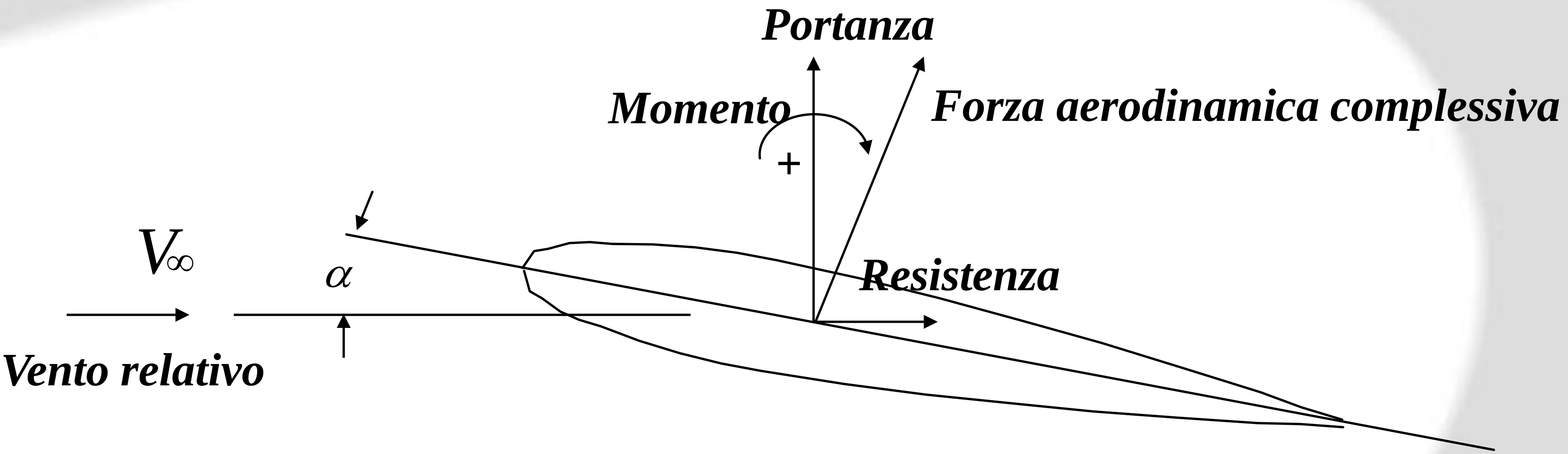


Figure 2.4 Effect of Trailing Edge Angle and Thickness Ratio on Airfoil Aerodynamic Center Location (Reproduced from Ref. 2.4)

PROFILI ALARI

Forze e momenti

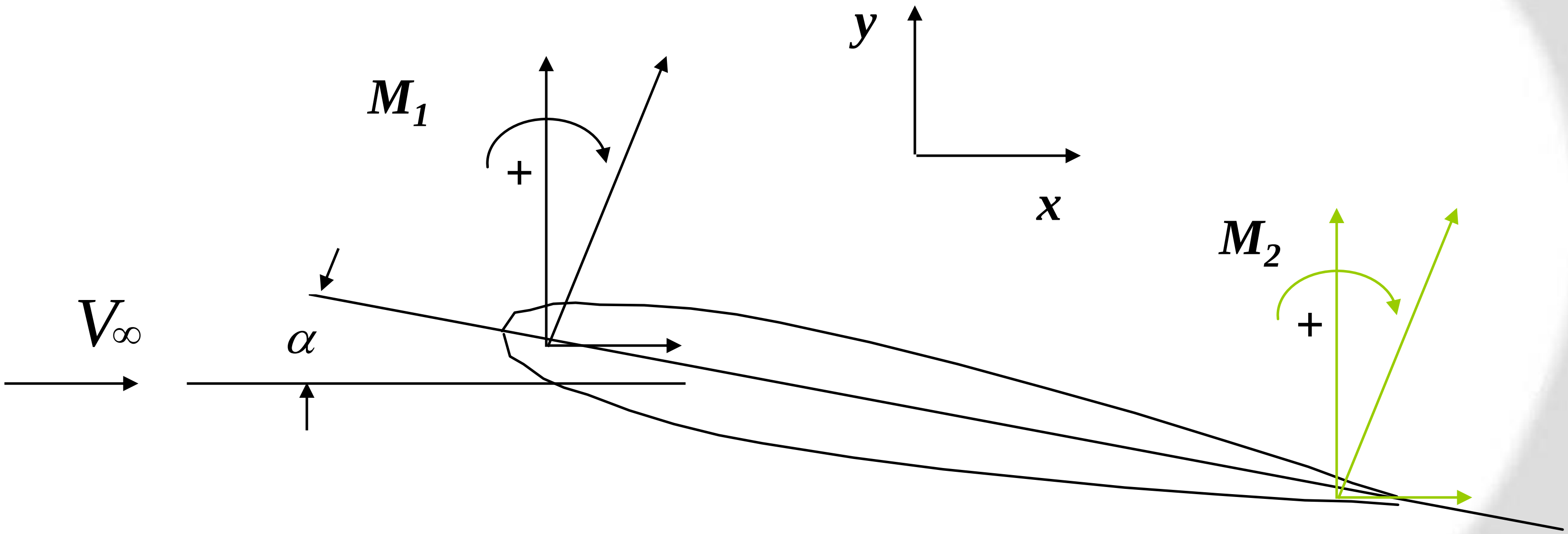


Angolo d'attacco (α): angolo tra la velocità relativa e la corda

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

PROFILI ALARI

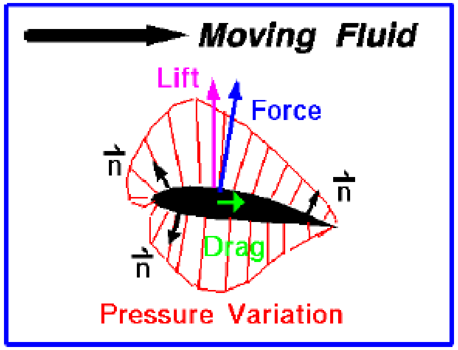
Momento aerodinamico



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

PROFILI ALARI

Centro di pressione

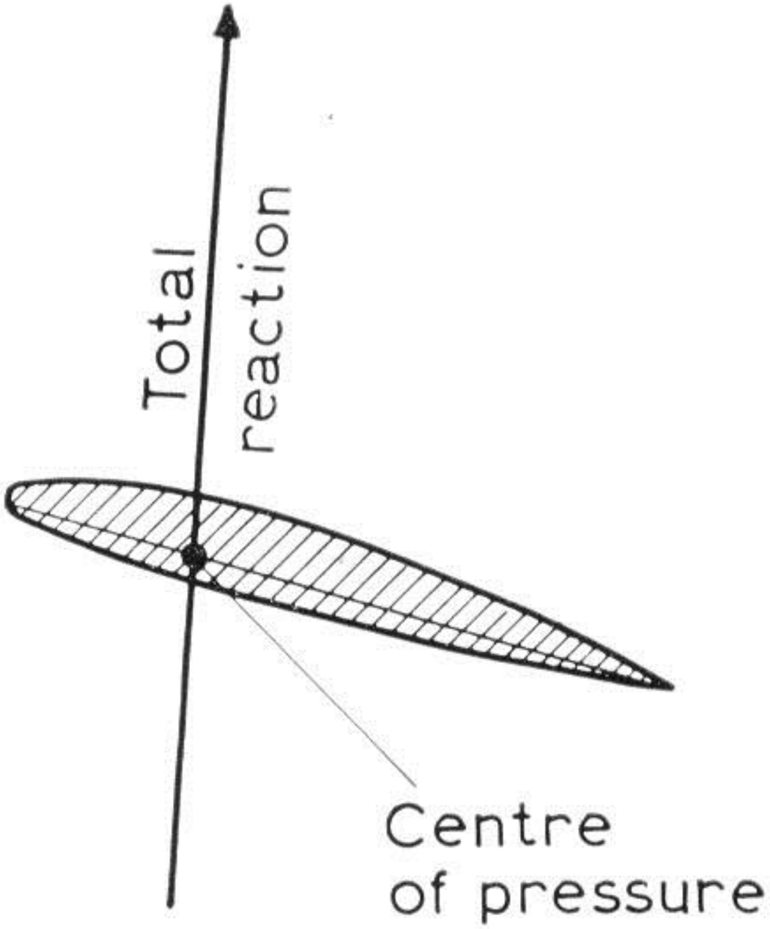


Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.
Force on the body is the vector sum of the pressure x area around the entire solid body.

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

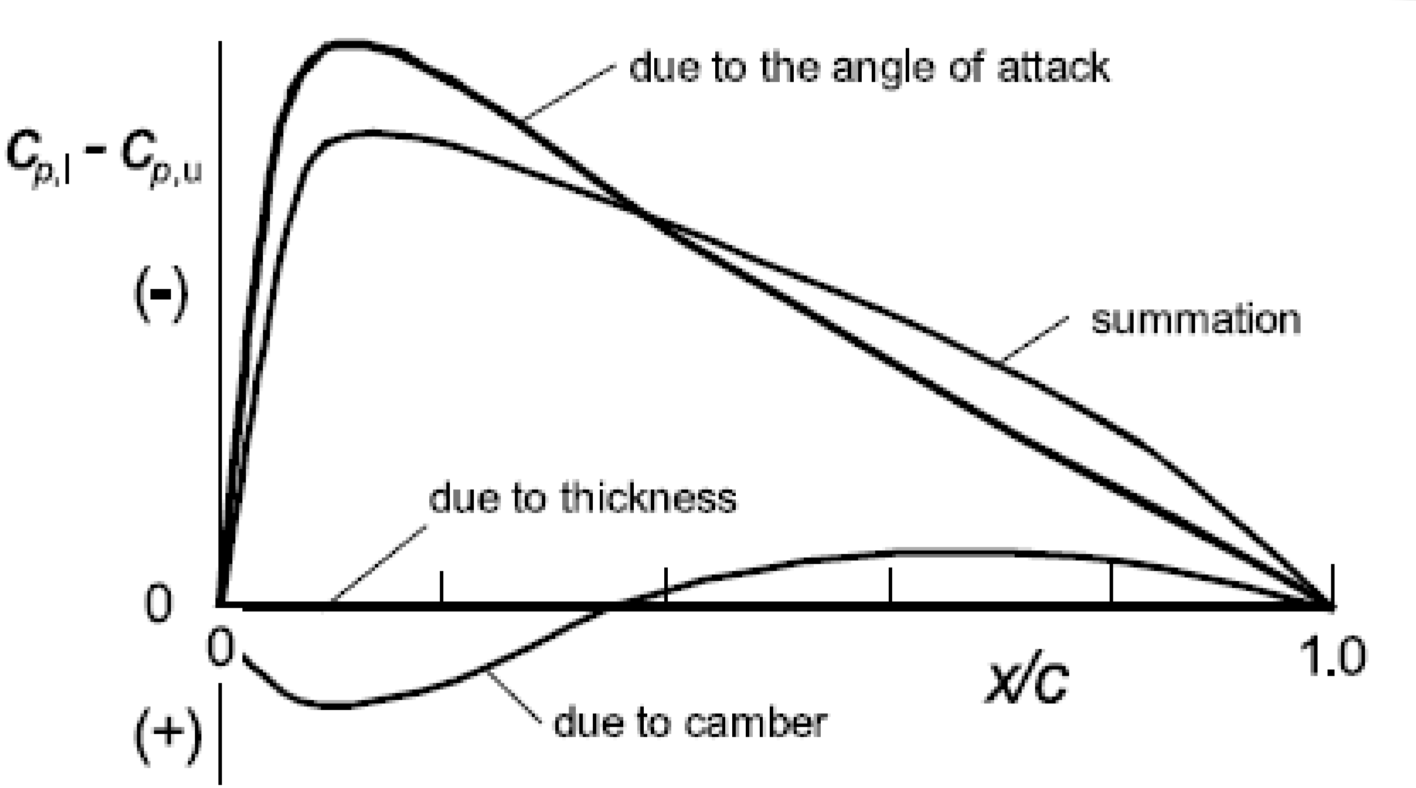
Lift = F_{normal}

Drag = F_{stream}



PROFILI ALARI

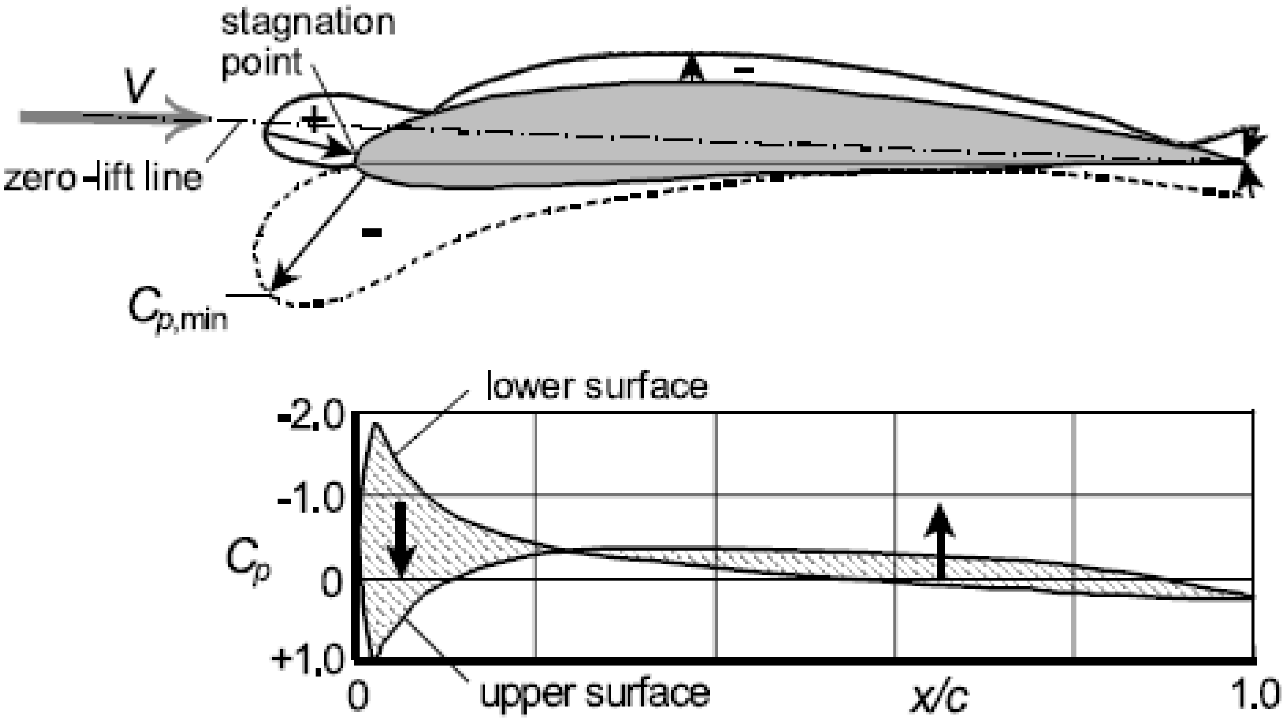
Portanza sul profilo dovuta a
- angolo d’attacco
- spessore
- camber della linea media



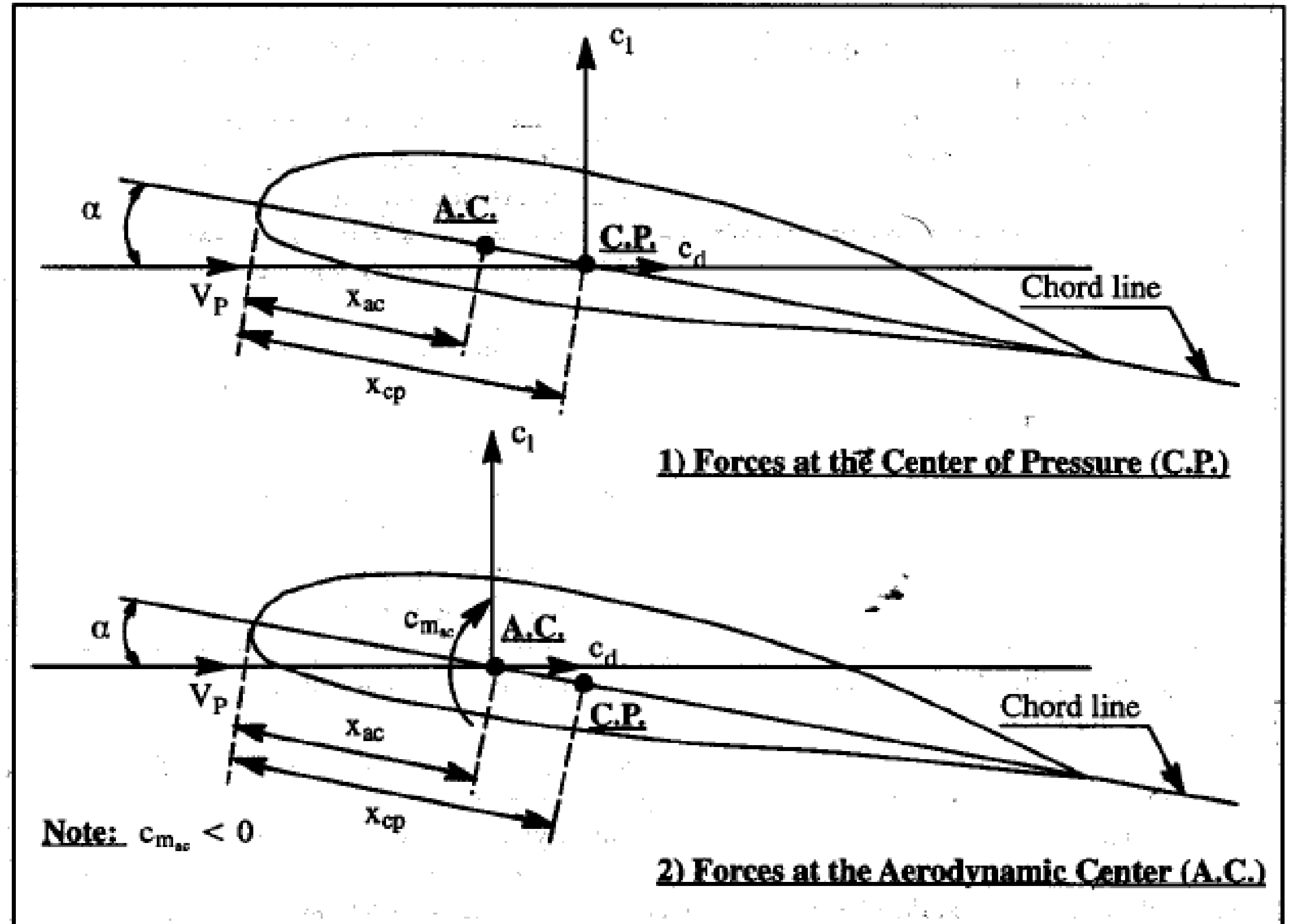
PROFILI ALARI

⇒Distribuzione di pressione per un profilo curvo ad alfa di portanza nulla (alfa_zero_lift).

E’ presente una coppia picchiante
Cm <0



PROFILI ALARI



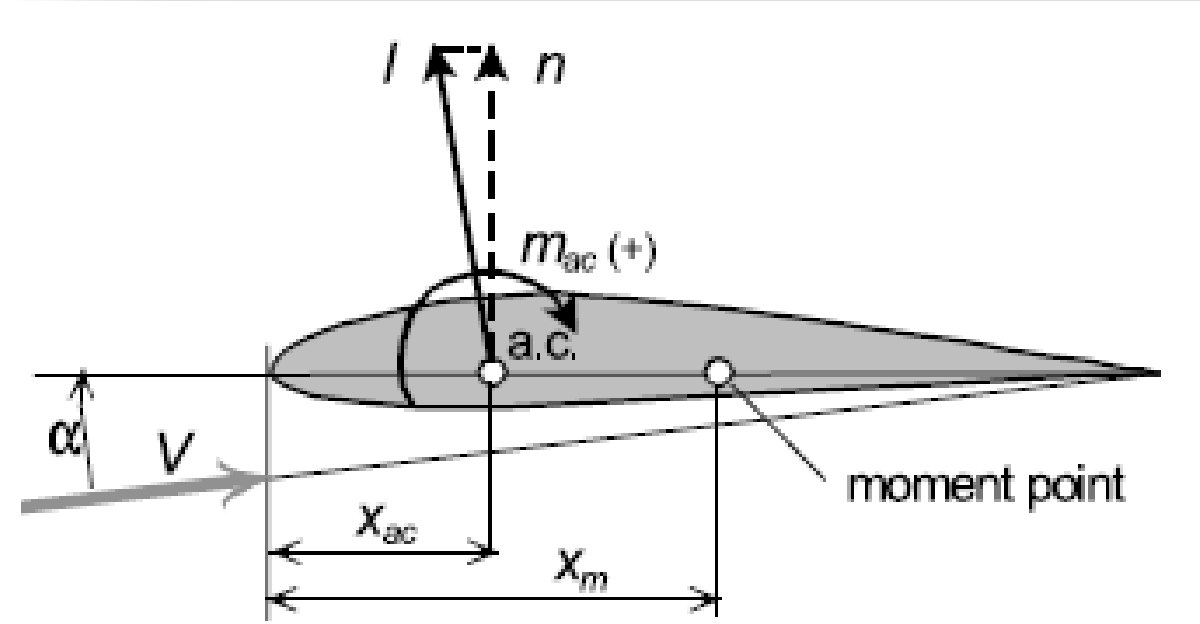
1) Forces at the Center of Pressure (C.P.)

Note: $c_{m_{ac}} < 0$

2) Forces at the Aerodynamic Center (A.C.)

Figure 2.3 Two Methods for Defining Airfoil Force and Moment Coefficients

PROFILI ALARI

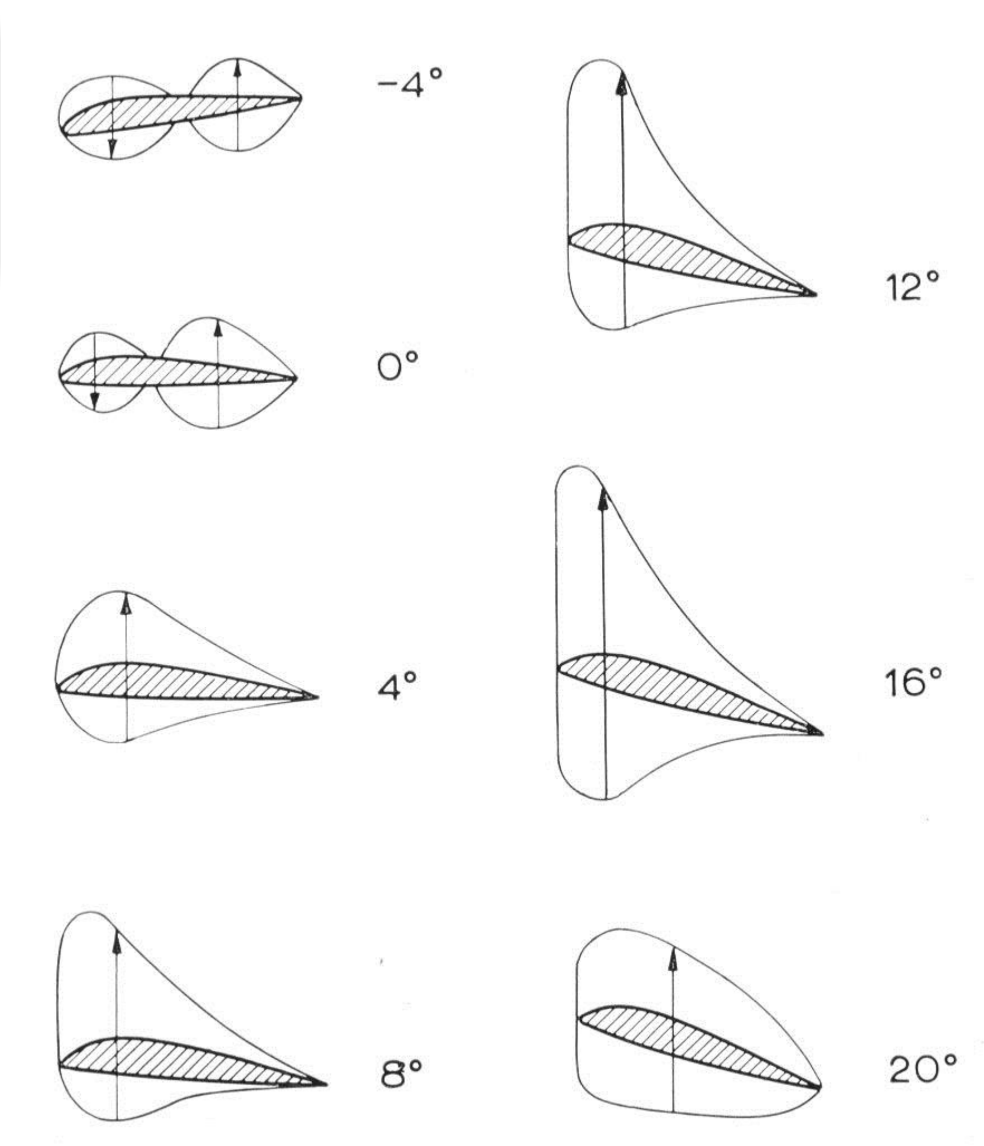


$$m_{x=0} = -n x_{ac} + m_{ac} \quad \rightarrow \quad c_{m_{x=0}} = -c_n (x_{ac}/c) + c_{m_{ac}} \,.$$

$$\frac{x_{cp}}{c} = -\frac{c_{m_{x=0}}}{c_n} = \frac{x_{ac}}{c} - \frac{c_{m_{ac}}}{c_n} \qquad c_l \approx c_n$$

$$\boxed{\frac{x_{cp}}{c} = \frac{x_{ac}}{c} - \frac{c_{m_{ac}}}{c_l}}$$

PROFILI ALARI

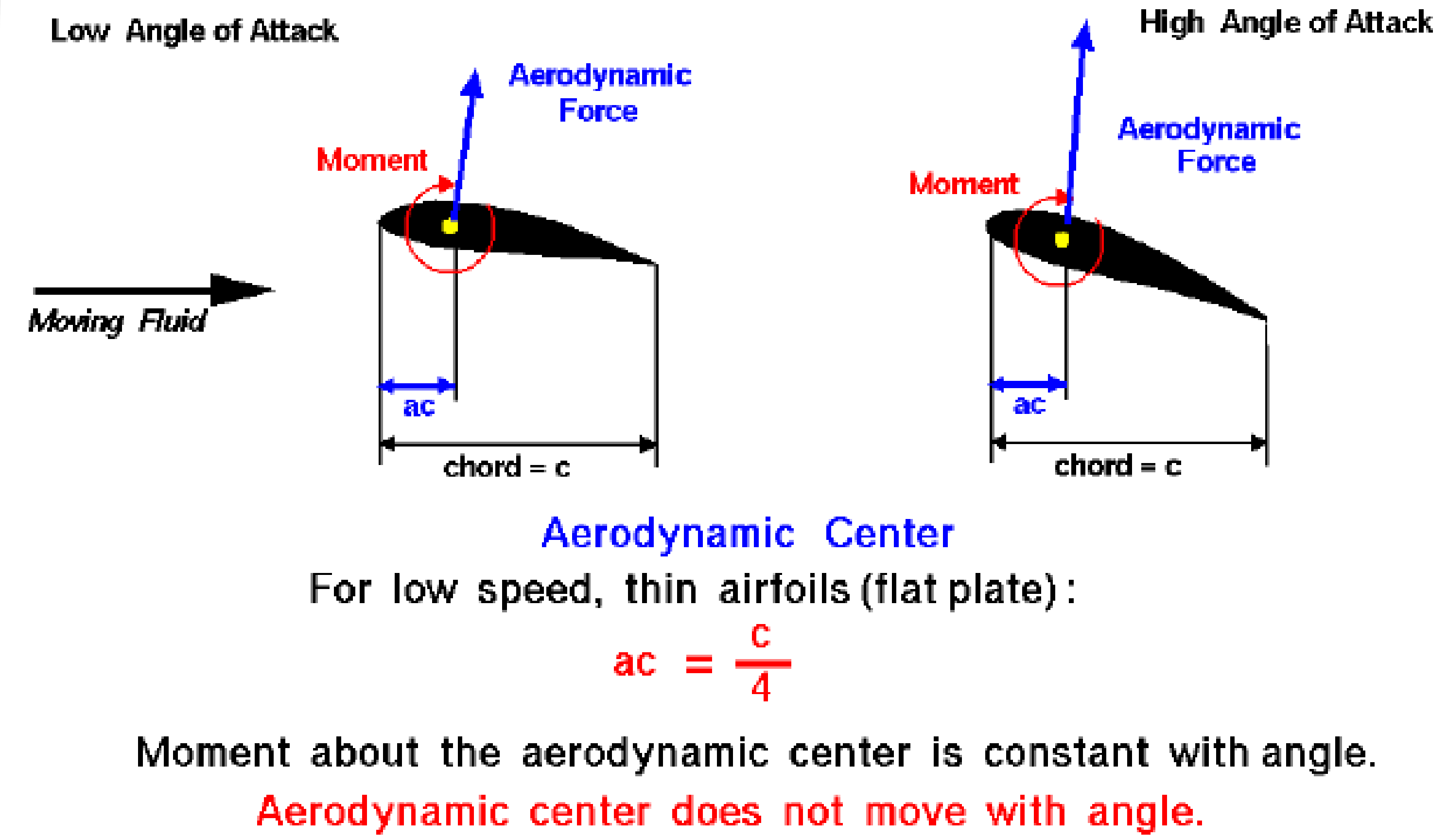


Il centro di pressione si sposta sul profilo al variare dell'angolo d'attacco.

PROFILI ALARI

Centro Aerodinamico

Assumendo V=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 ALARI

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.

PROFILI ALARI

Portanza (Lift): $c_l \equiv \dfrac{l}{q_\infty S}$

Resistenza (Drag): $c_d \equiv \dfrac{d}{q_\infty S}$

Momento(Moment): $c_m \equiv \dfrac{m}{q_\infty S\bar{c}}$

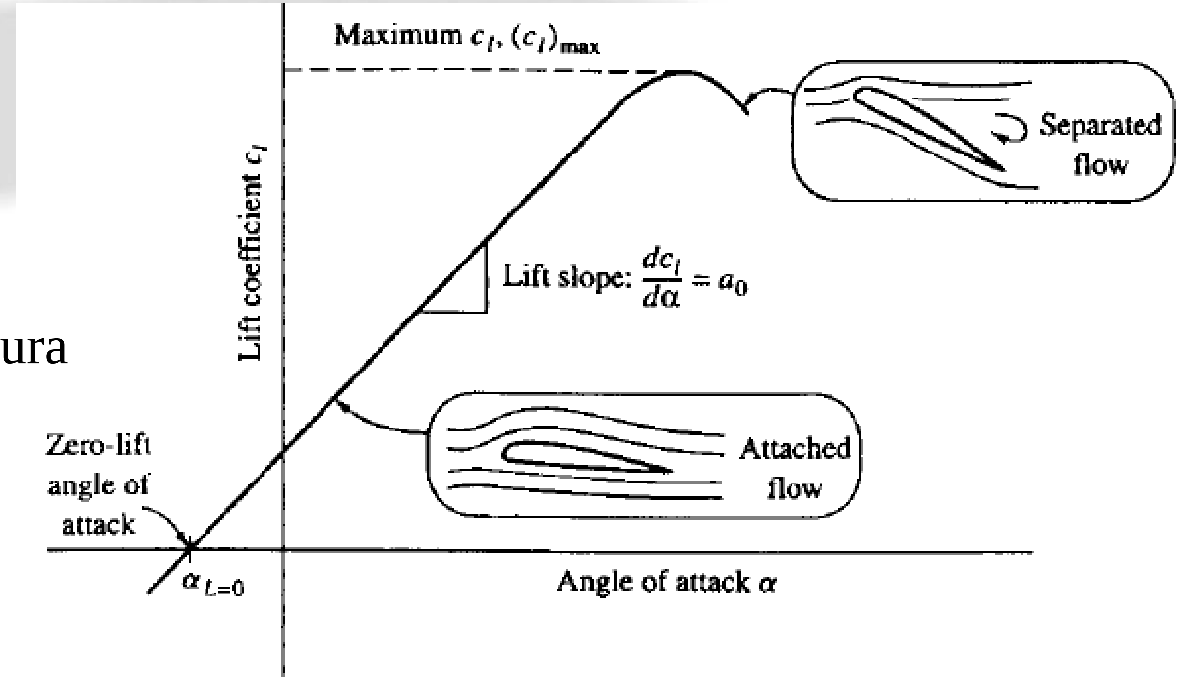
Nota: coefficienti adimensionali

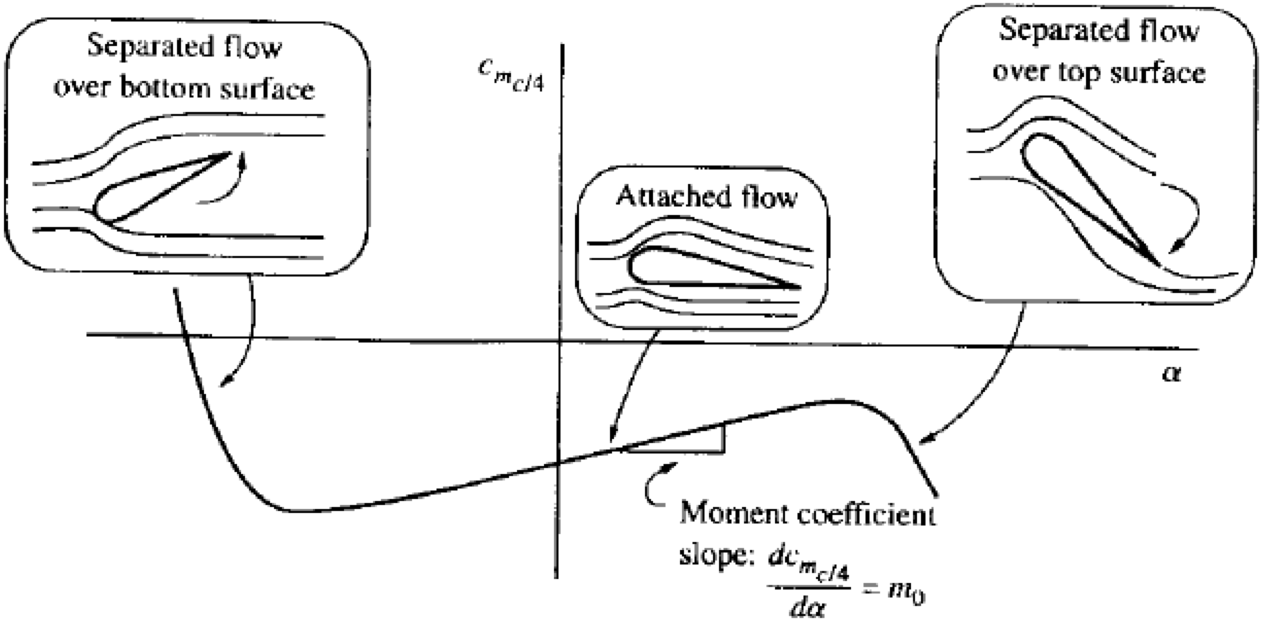
Sempre ad usuali Reynolds di impiego (tra 6 e 9 milioni) il coefficiente di resistenza di un profilo ha valori compresi tra 0.004-0.005 (profili con elevata estensione di flusso laminare) e 0.006-0.008 (profili turbolenti).

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 ALARI

a_0 o anche Cl_α
circa 0.10-0.11 [1/deg]
Alfa zero lift dip. dalla curvatura
(0, -2°, fino a -5°)

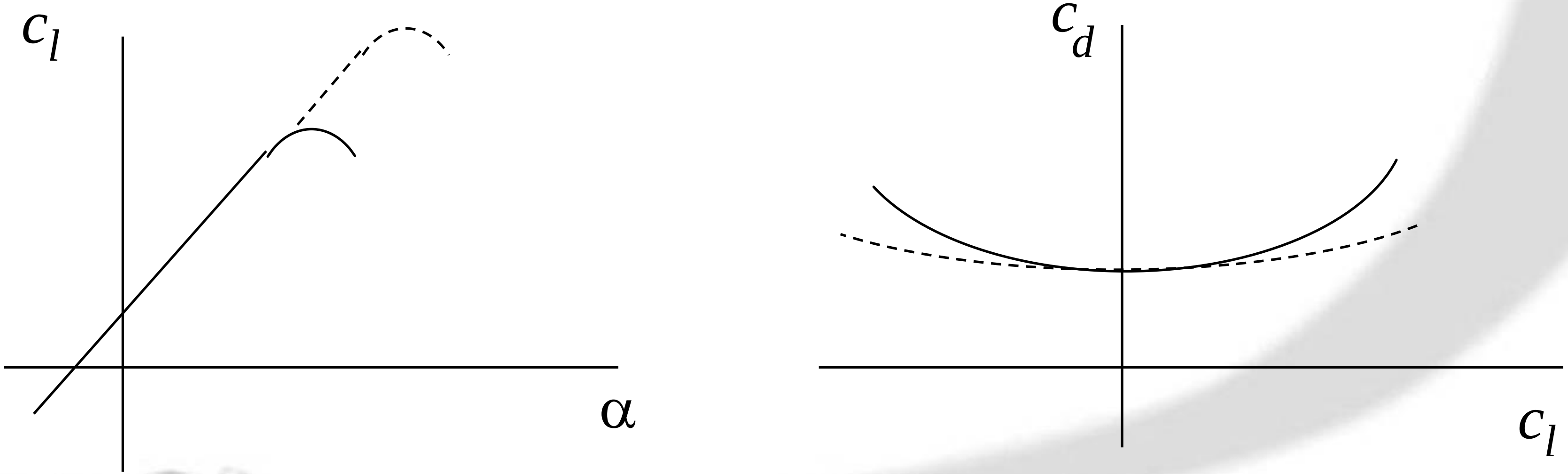




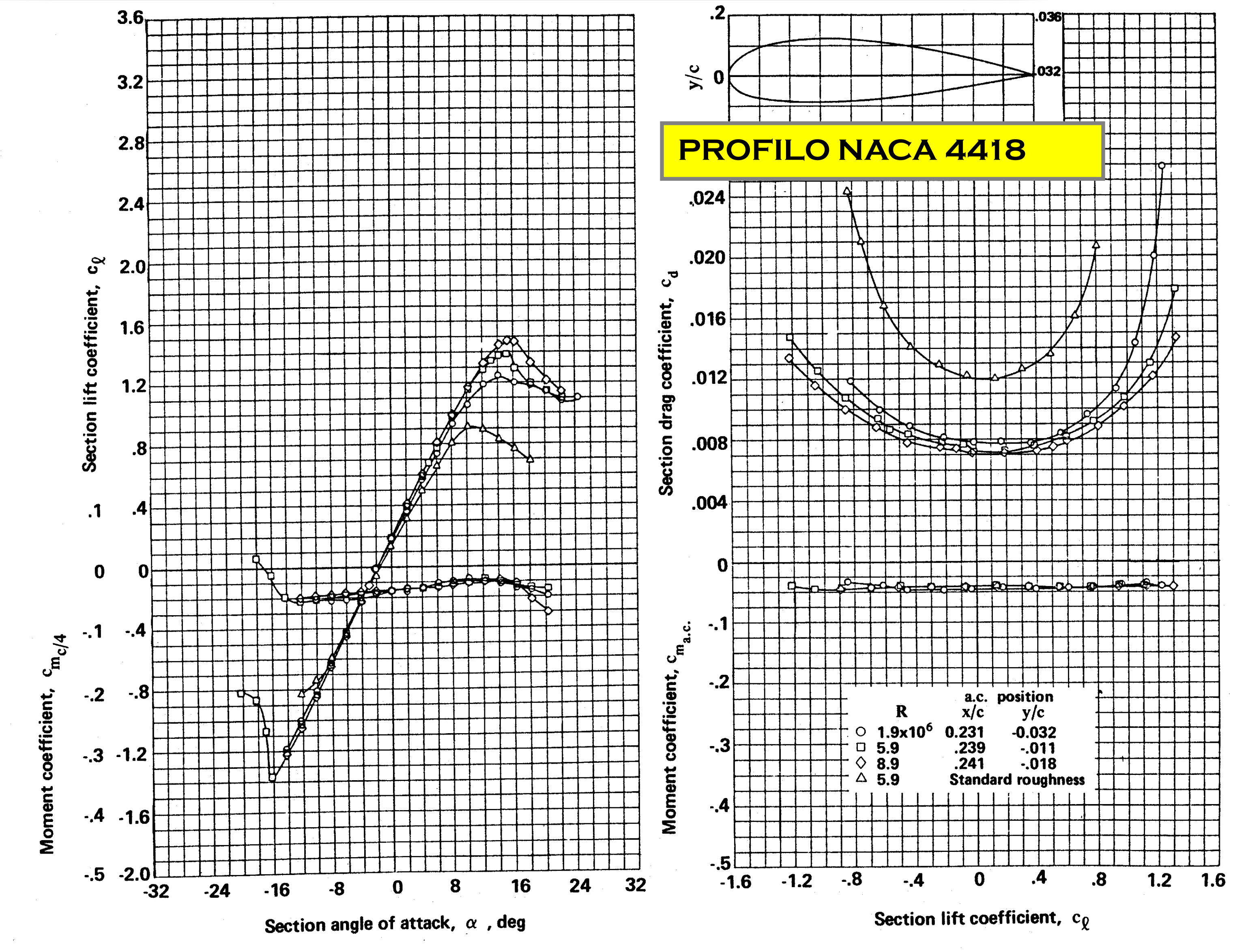
Effetti del numero di Reynolds

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.

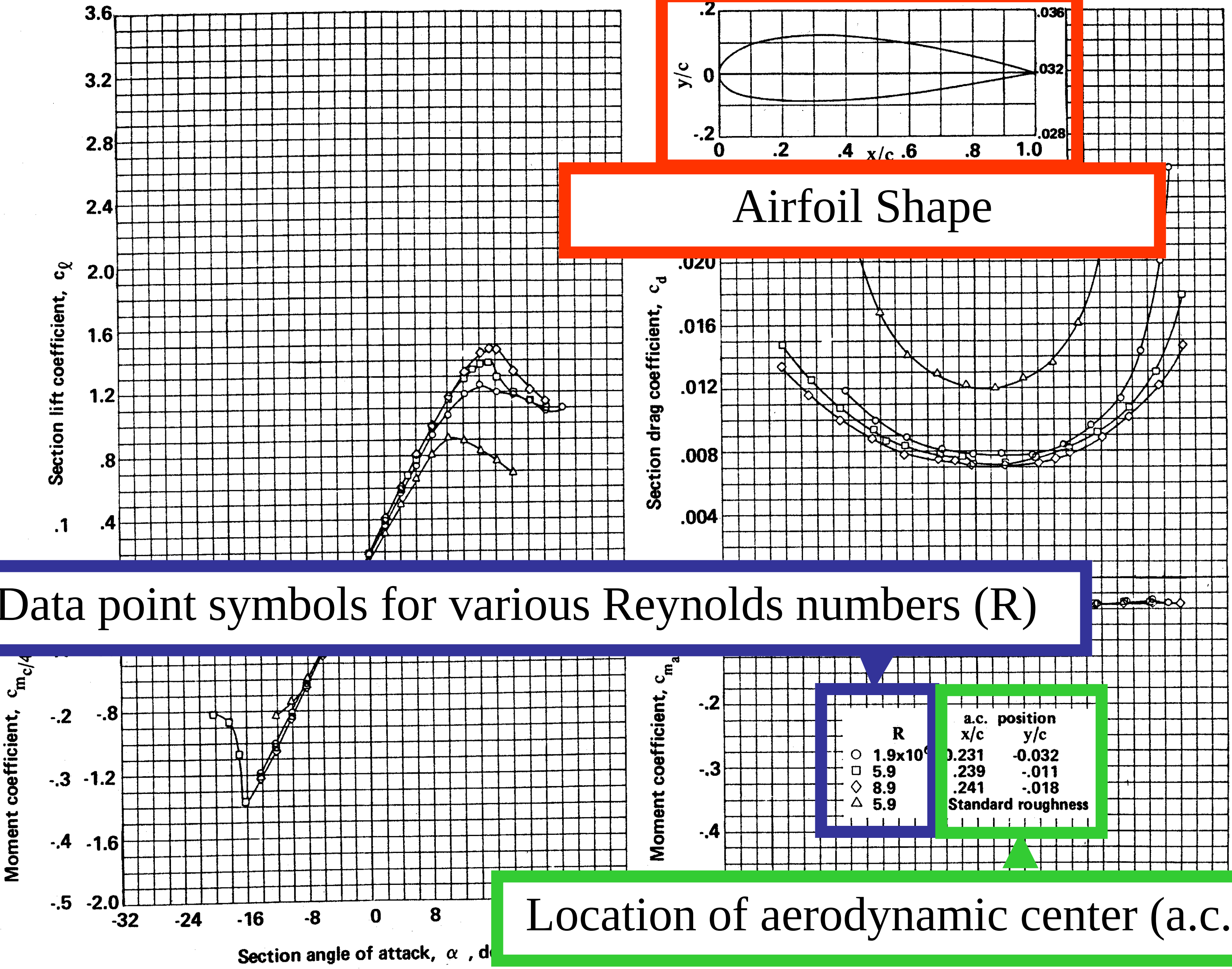
Ritardata separazione comporta stallo ad alfa maggiori e minore resistenza di pressione (scia).



PROFILI ALARI



PROFILO NACA 4418

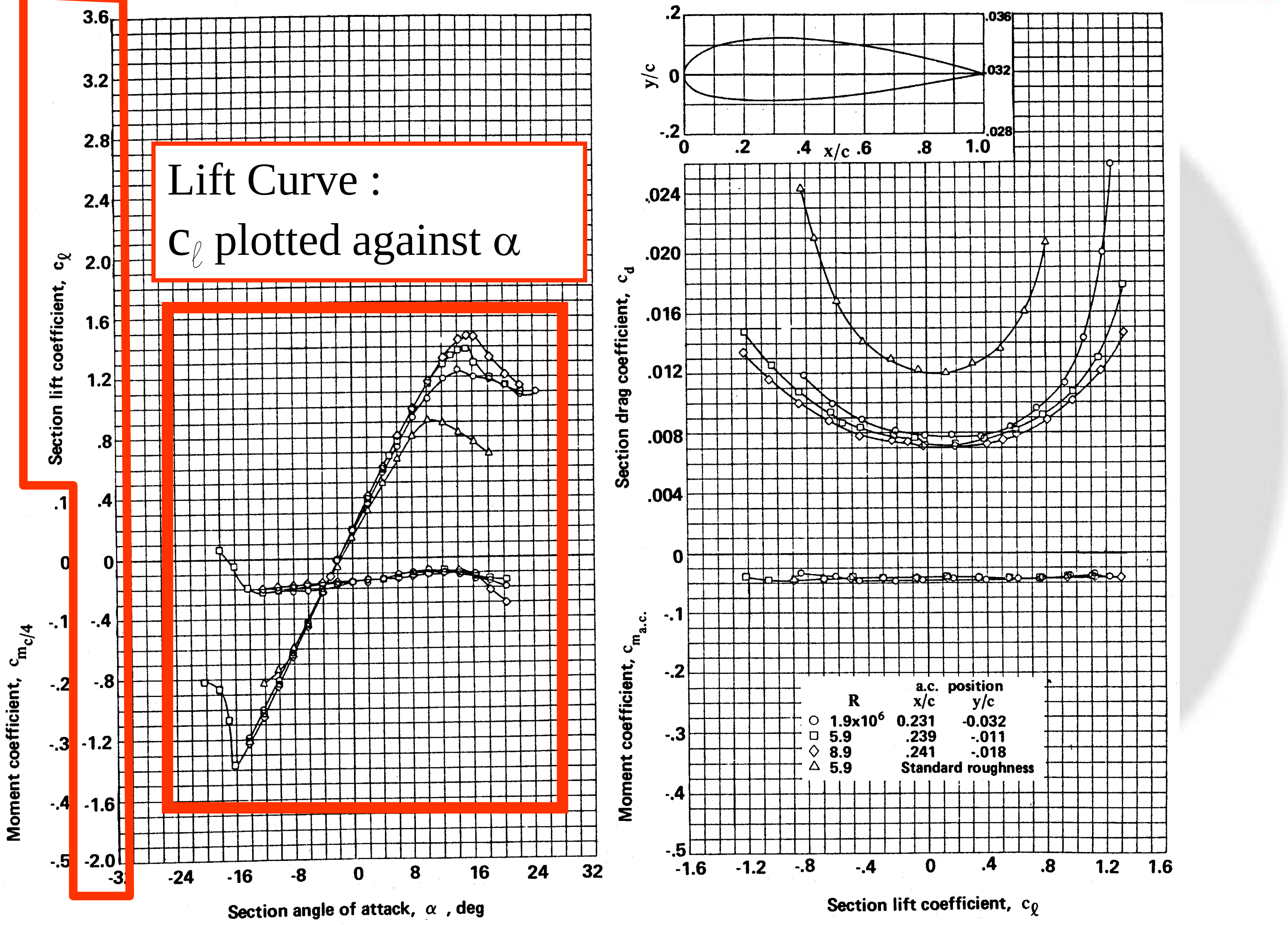


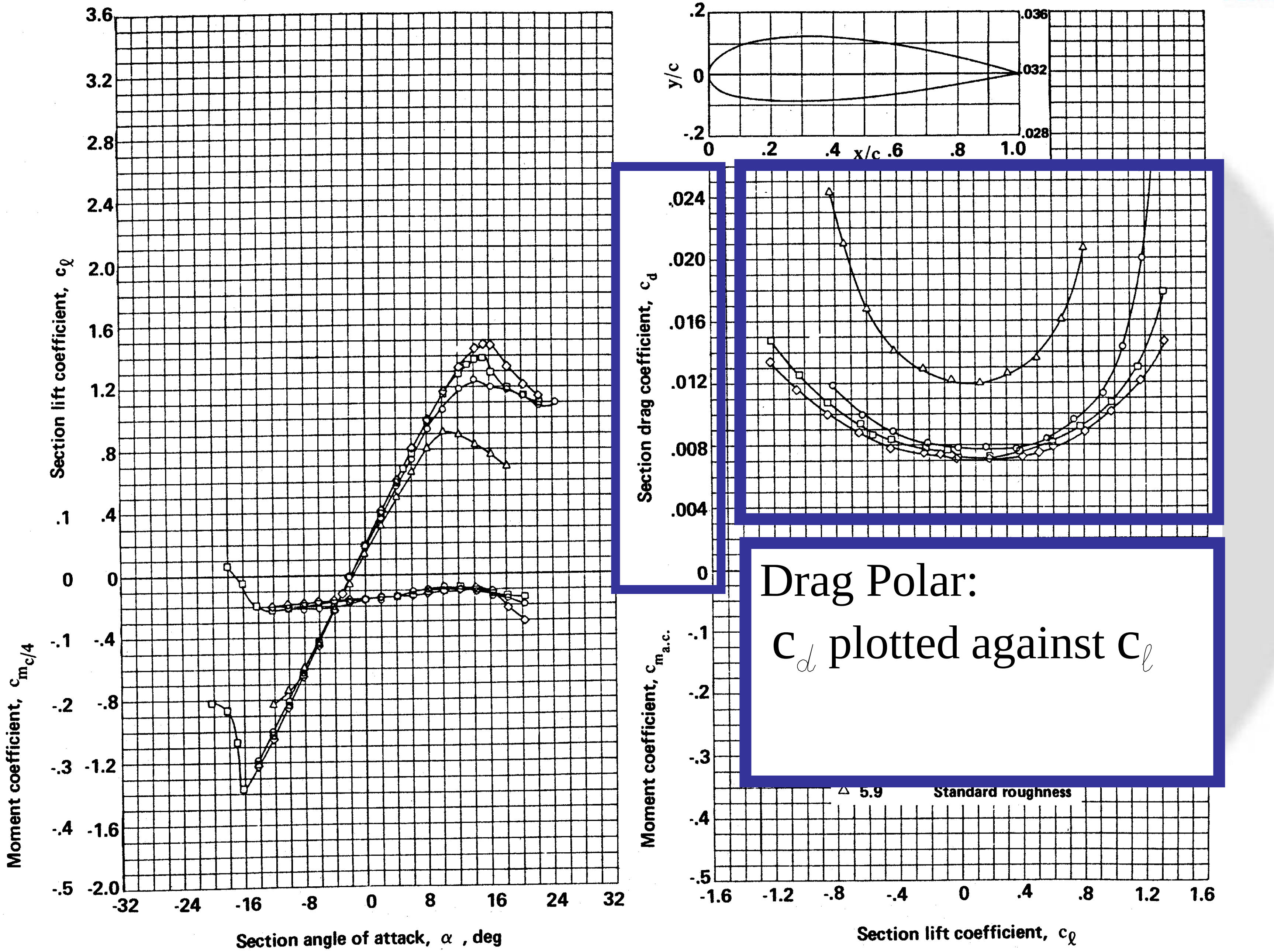
Airfoil Shape

Data point symbols for various Reynolds numbers (R)

Location of aerodynamic center (a.c.)

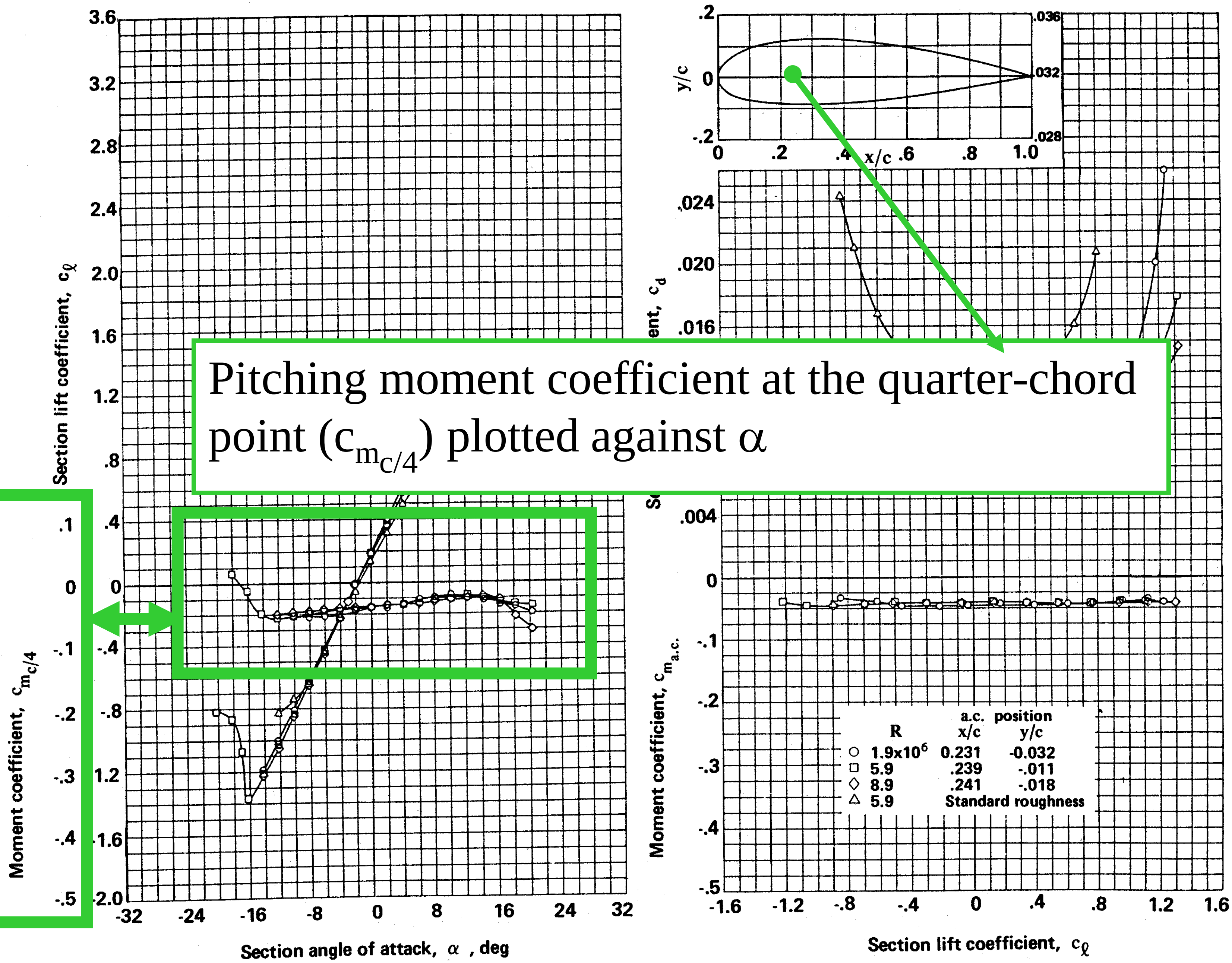
Lift Curve :
c_ℓ plotted against α



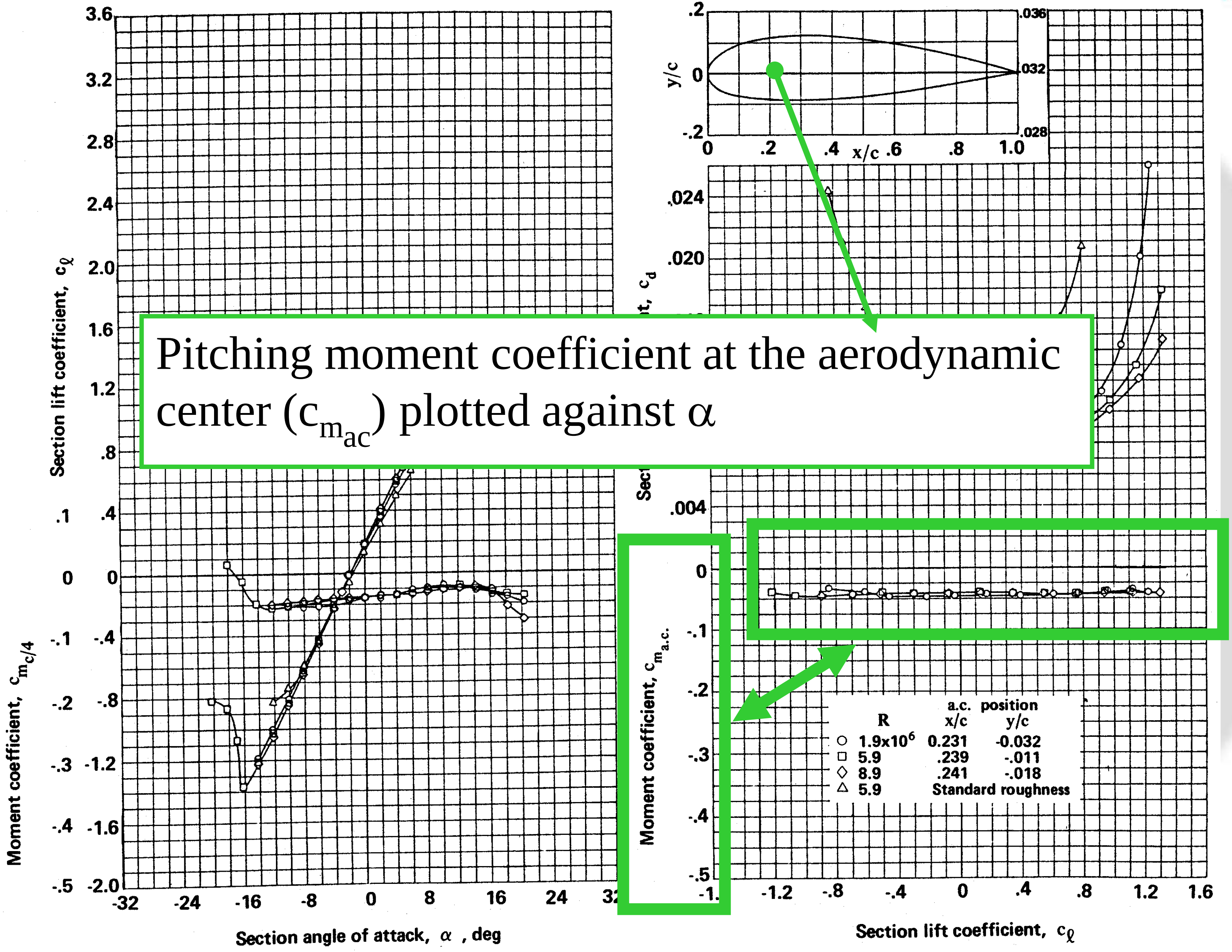


Drag Polar:

c_d plotted against c_ℓ



Pitching moment coefficient at the quarter-chord point ($c_{m_{c/4}}$) plotted against α



Pitching moment coefficient at the aerodynamic center ($c_{m_{ac}}$) plotted against α

Example Problem

Given: NACA 4412 Airfoil
Reynolds Number = 5.9×10^6
Angle of Attack = 12°

Find:

$c_\ell =$

$c_{\ell\alpha} = (\Delta c_\ell / \Delta\alpha) =$

$c_d =$

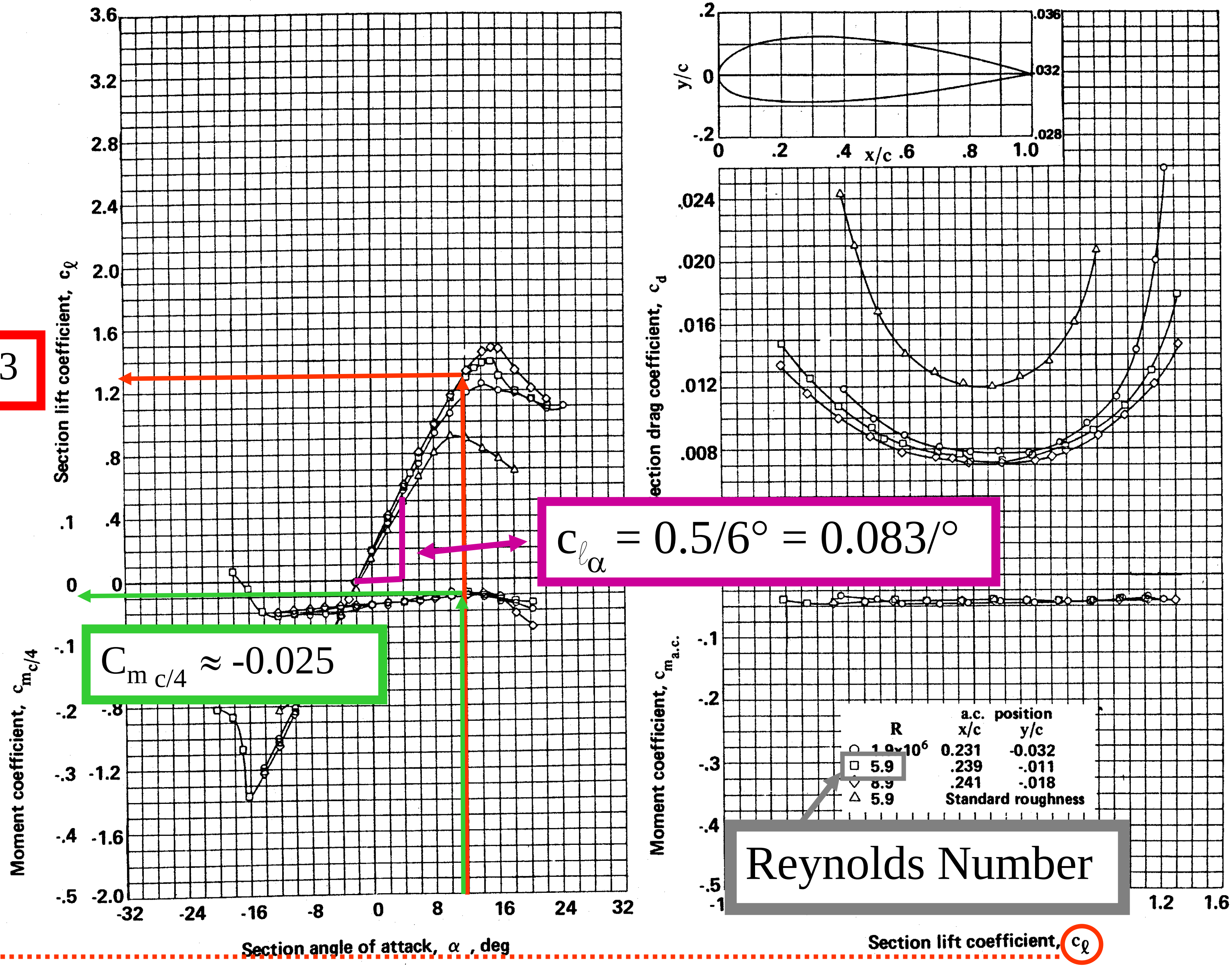
$c_{m\ c/4} =$

$c_{m\ a.c.} =$

$c_{\ell max} =$

$\alpha_{stall} =$

$\alpha_{l=0} =$

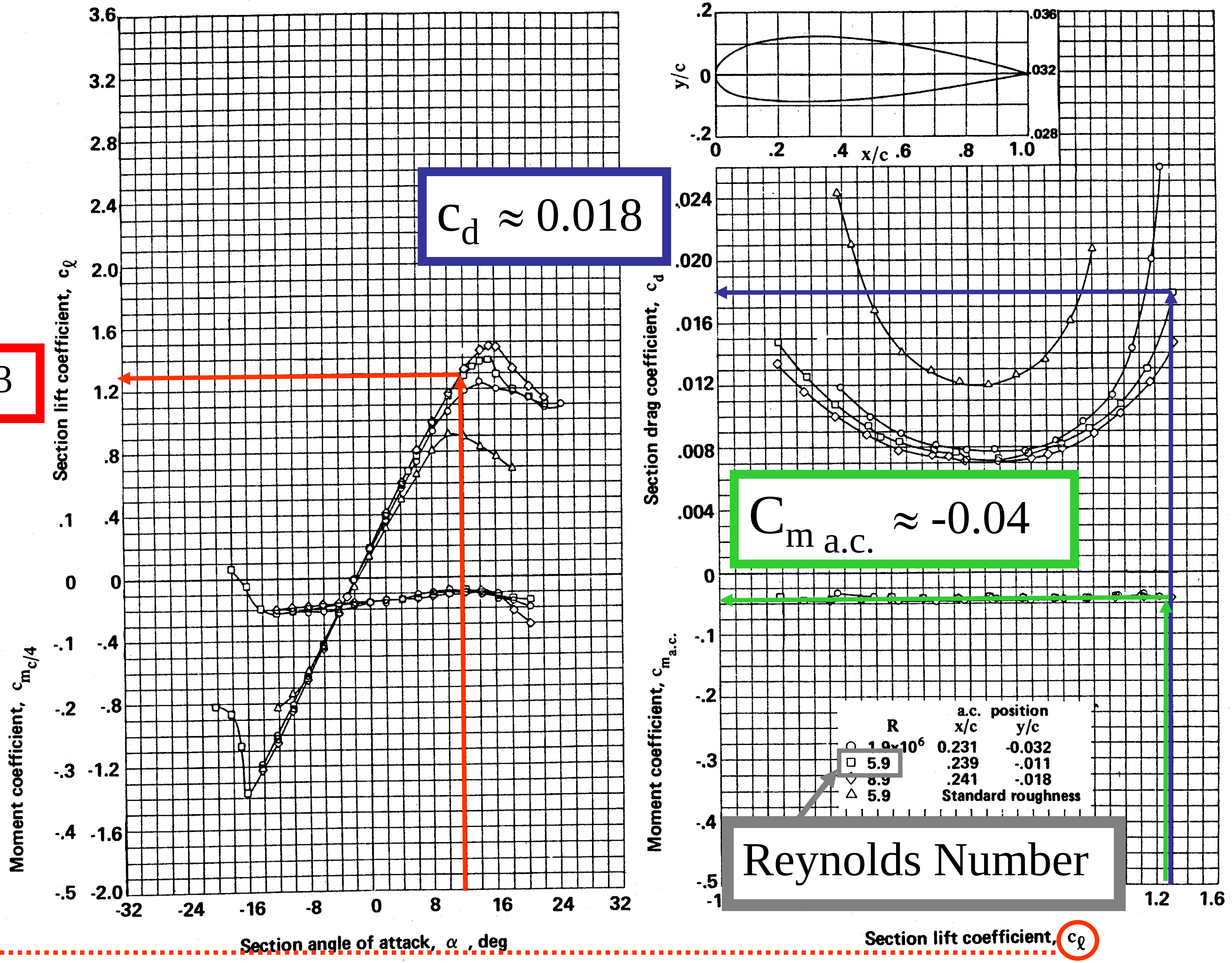


$c_\ell \approx 1.3$

$c_{\ell_\alpha} = 0.5/6° = 0.083/°$

$C_{m\ c/4} \approx -0.025$

Reynolds Number

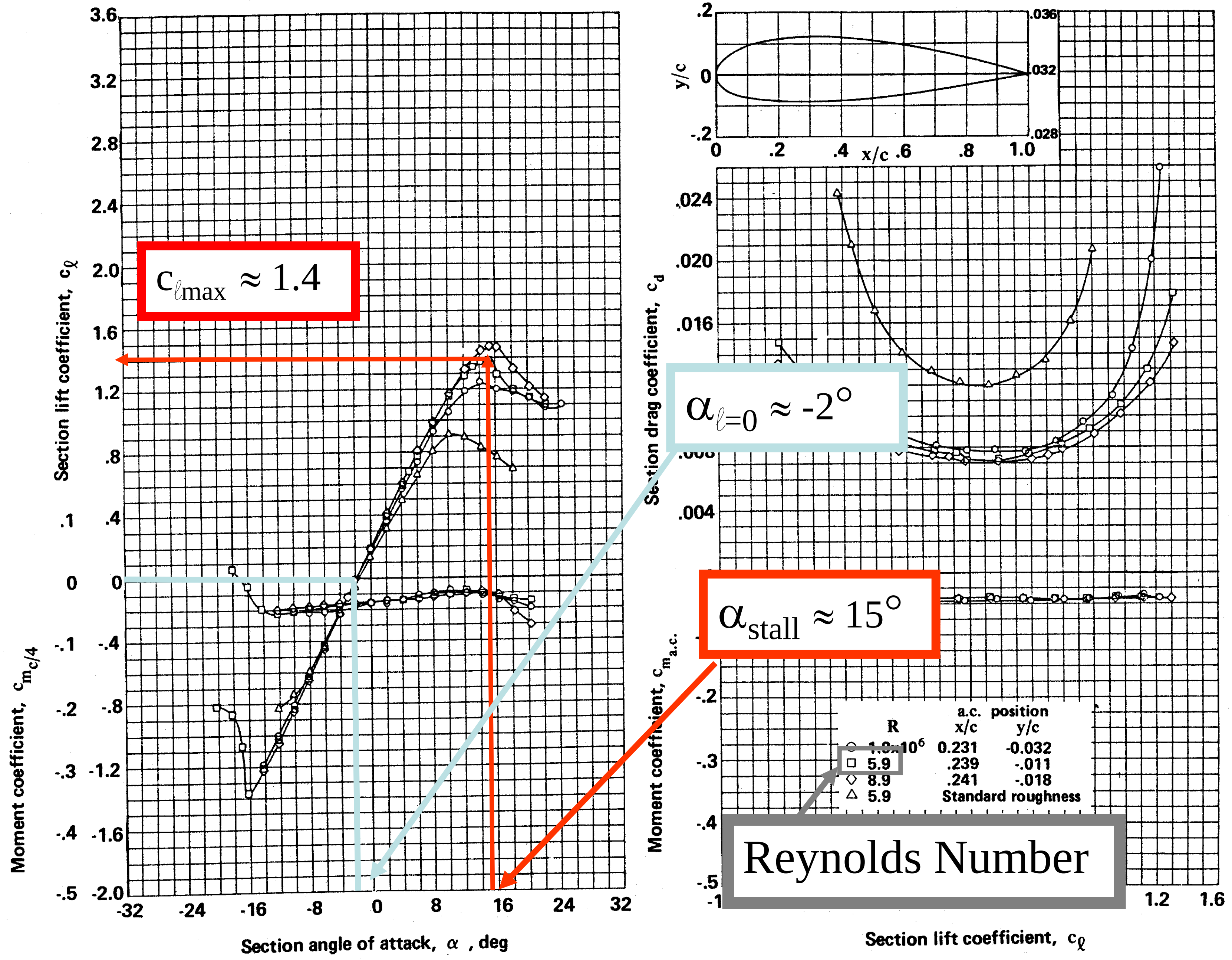


$c_d \approx 0.018$

$c_\ell \approx 1.3$

$C_{m\ a.c.} \approx -0.04$

Reynolds Number



$c_{\ell\max} \approx 1.4$

$\alpha_{\ell=0} \approx -2°$

$\alpha_{stall} \approx 15°$

Reynolds Number

Effetti di comprimibilità

- Ad alte velocità ci sono grosse variazioni di pressione
- La densità non è più costante
  - Alta pressione → alta densità
  - 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

Effetti di comprimibilità

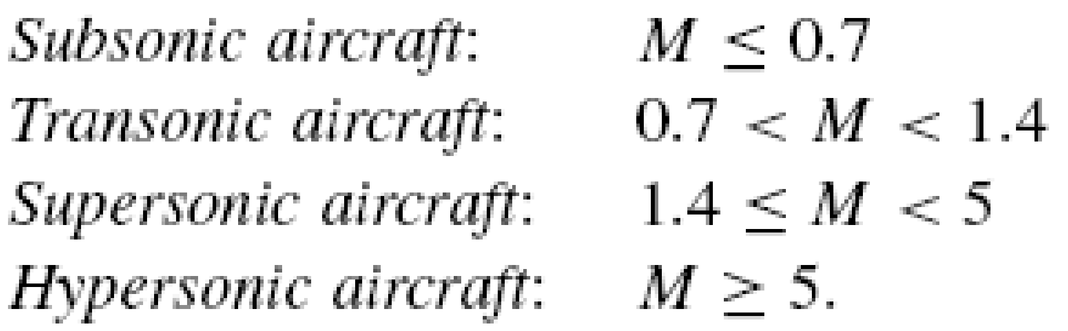
Gli effetti sono misurati dal numero di Mach

Mach $M = V/a$

Dove V è la velocità vera (TAS)

Poichè a (vel del suono) dipende dalla quota, il numero di Mach è sensibile anche al variare della quota (se ho una certa velocità vera rispetto all’aria).
Tra l’altro poichè la densità si riduce, per avere portanza tipicameto devo avere più velocità vera con l’aumento della quota. Questo porta per I velivoli da trasporto a getto ad un avvicinarsi a Mach=1 con l’aumento della quota.

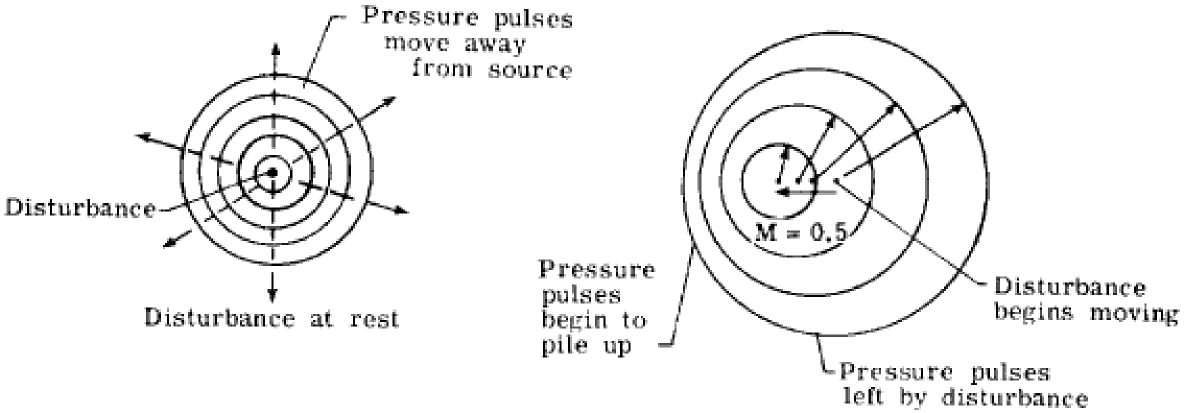
REGIMI DI VOLO



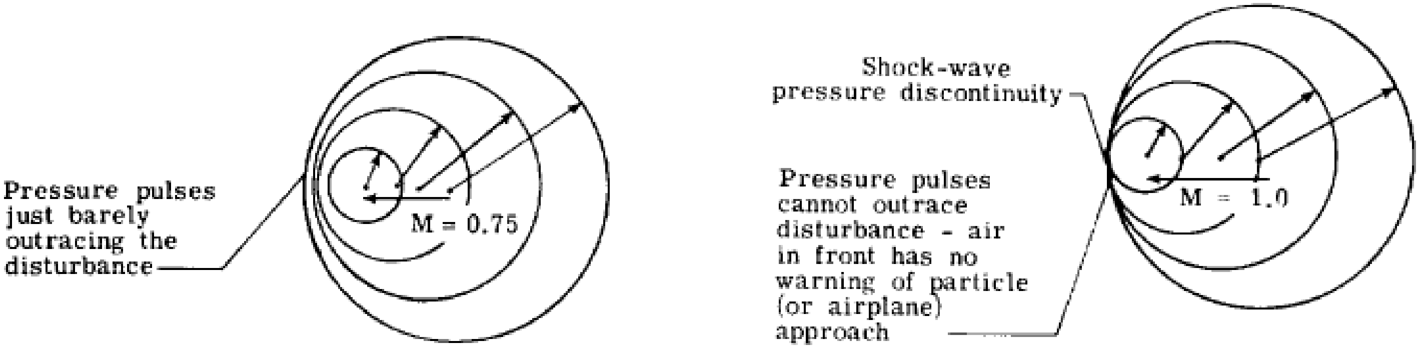
Subsonic aircraft: $M \leq 0.7$
Transonic aircraft: $0.7 < M < 1.4$
Supersonic aircraft: $1.4 \leq M < 5$
Hypersonic aircraft: $M \geq 5.$

Effetti di comprimibilità

Disturbi di pressione generati da un punto.



(a) Zero and low-speed disturbance.



(b) Nearing Mach 1.

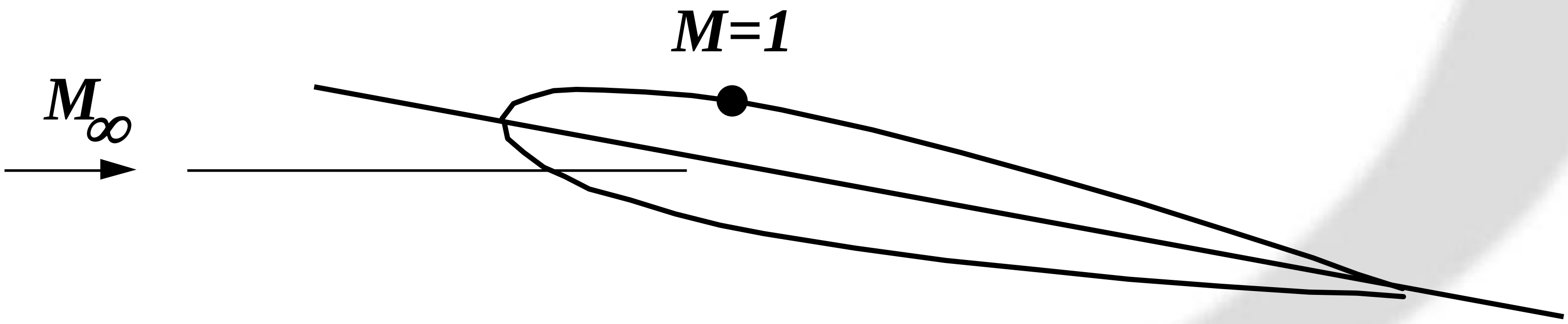
(c) Mach 1.

Figure 84.- Shock-wave formation.

Mach critico

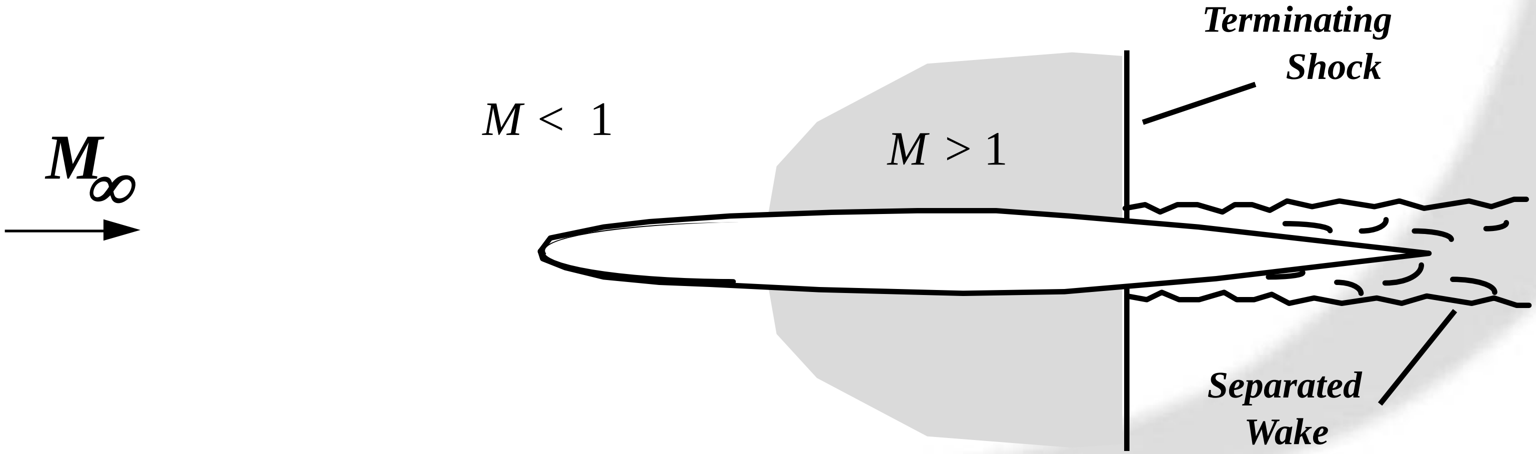
- Quando il numero di Mach della corrente si avvicina a 1, condizioni di flusso sonico saranno raggiunte in qualche punto del profilo (la velocità sul dorso del profilo è maggiore di quella della corrente a monte)
- Il numero di Mach della corrente per il quale per la prima volta si raggiungono condizioni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

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

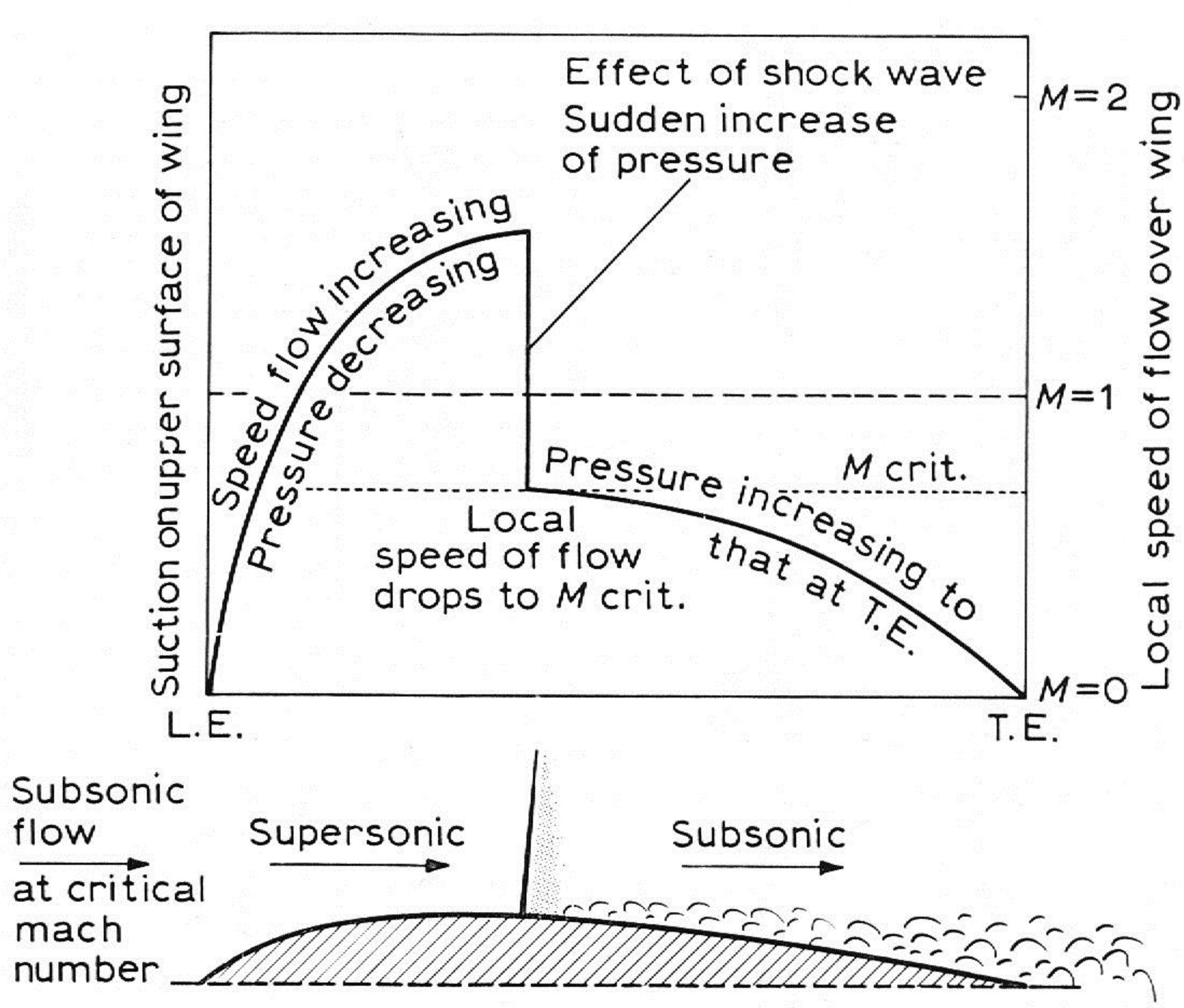


Onde d’urto

- 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



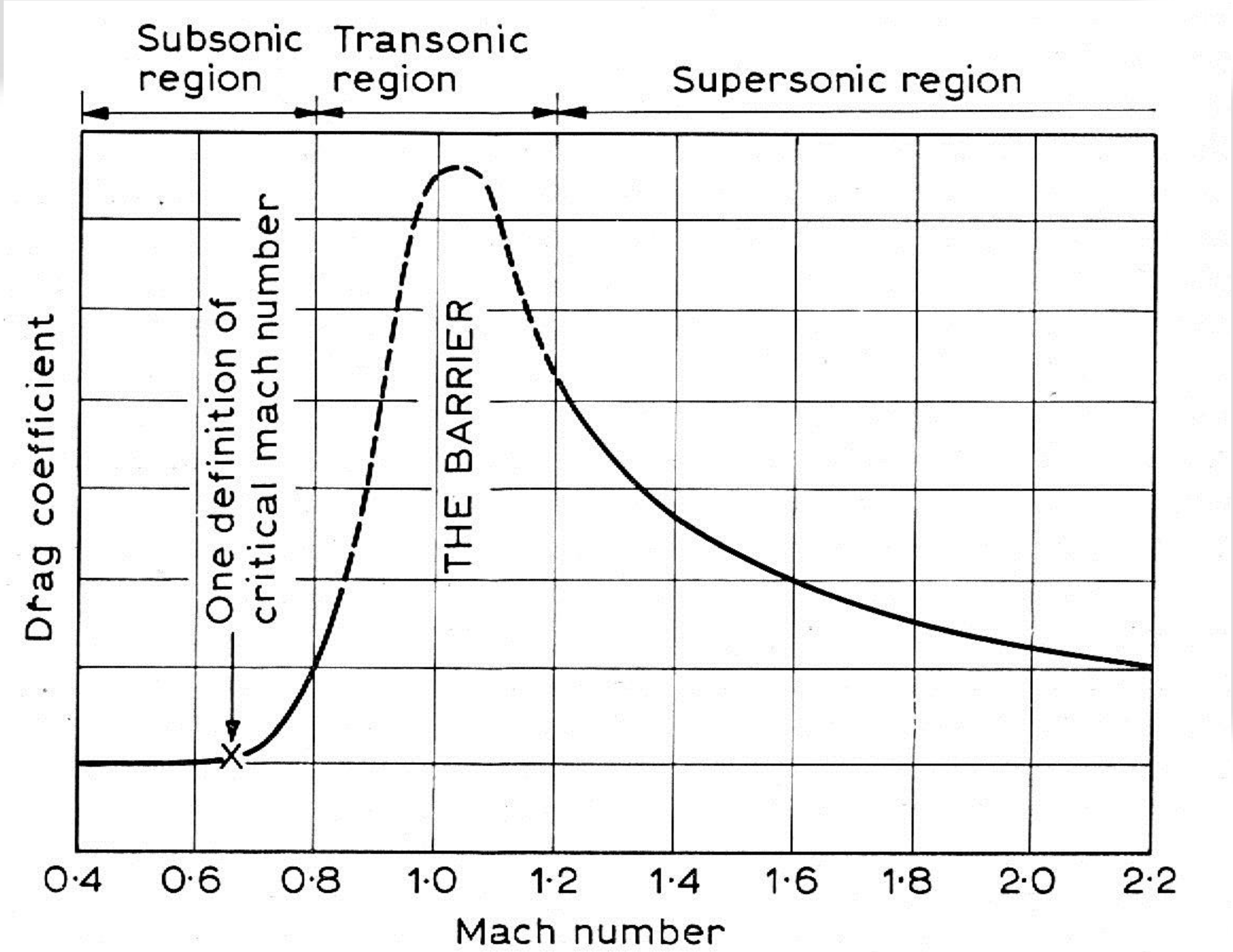
Onde d’urto


Effect of shock wave
Sudden increase of pressure
Suction on upper surface of wing
Local speed of flow over wing
Speed flow increasing
Pressure decreasing
M=2
M=1
M crit.
M=0
Pressure increasing to that at T.E.
Local speed of flow drops to M crit.
L.E.
T.E.
Subsonic flow at critical mach number
Supersonic
Subsonic

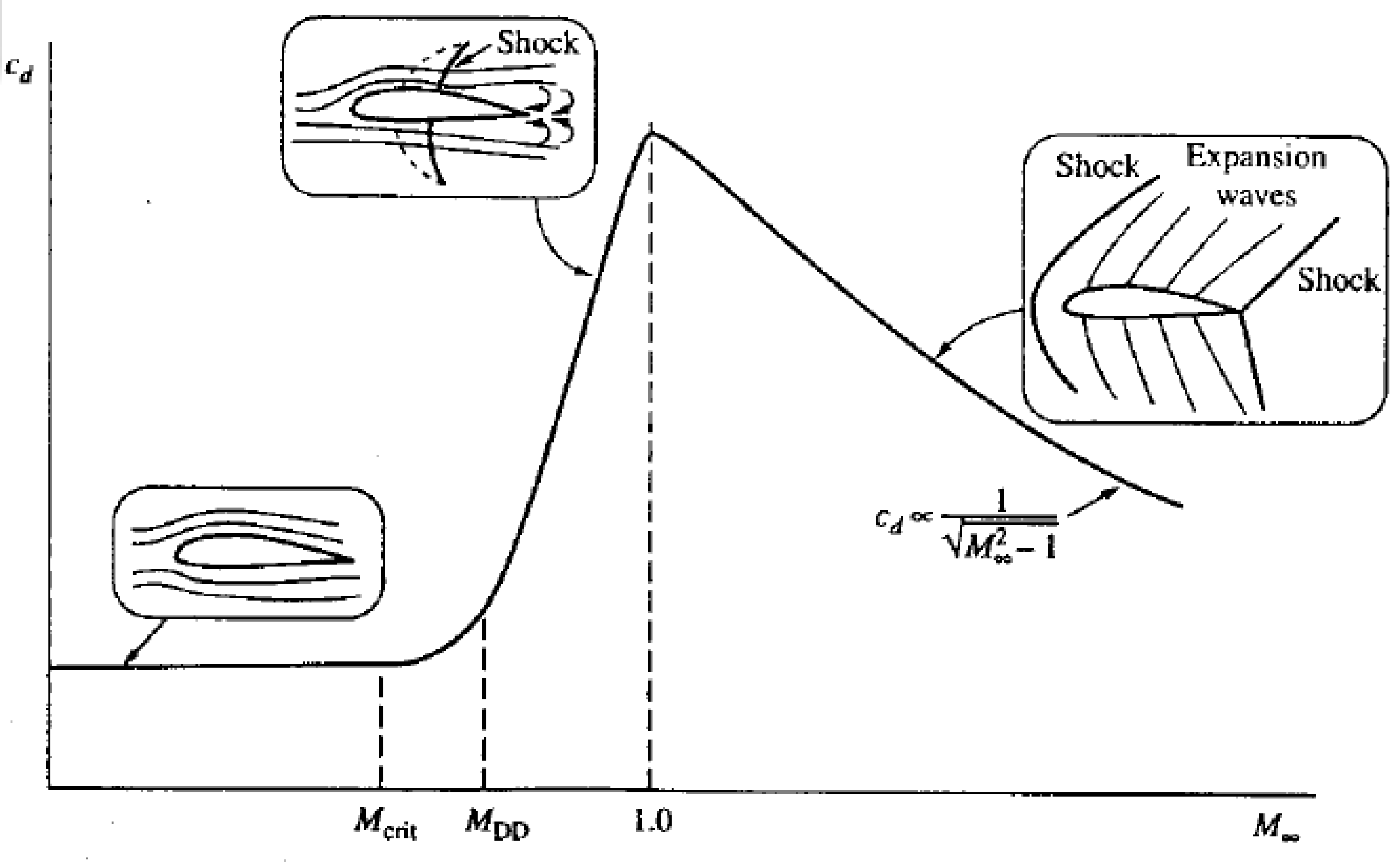
Barriera del suono

- 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)*

Onde d'urto – effetto sulla resistenza aerodinamica



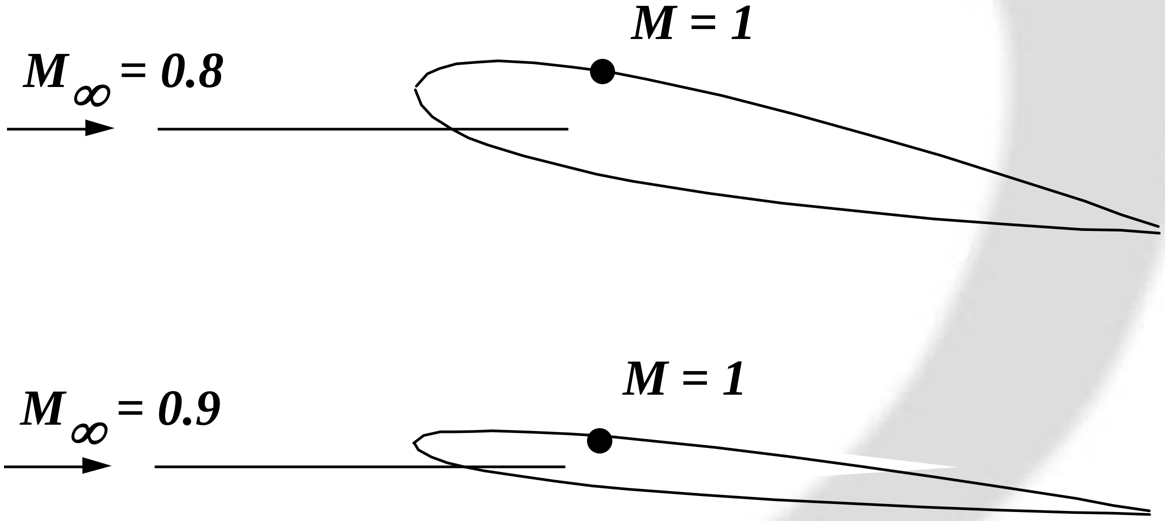
Resistenza in campo comprimibile



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")
  - => eventualmente, se possibile, riducendo l'angolo d'attacco di volo

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

ONDE d'URTO

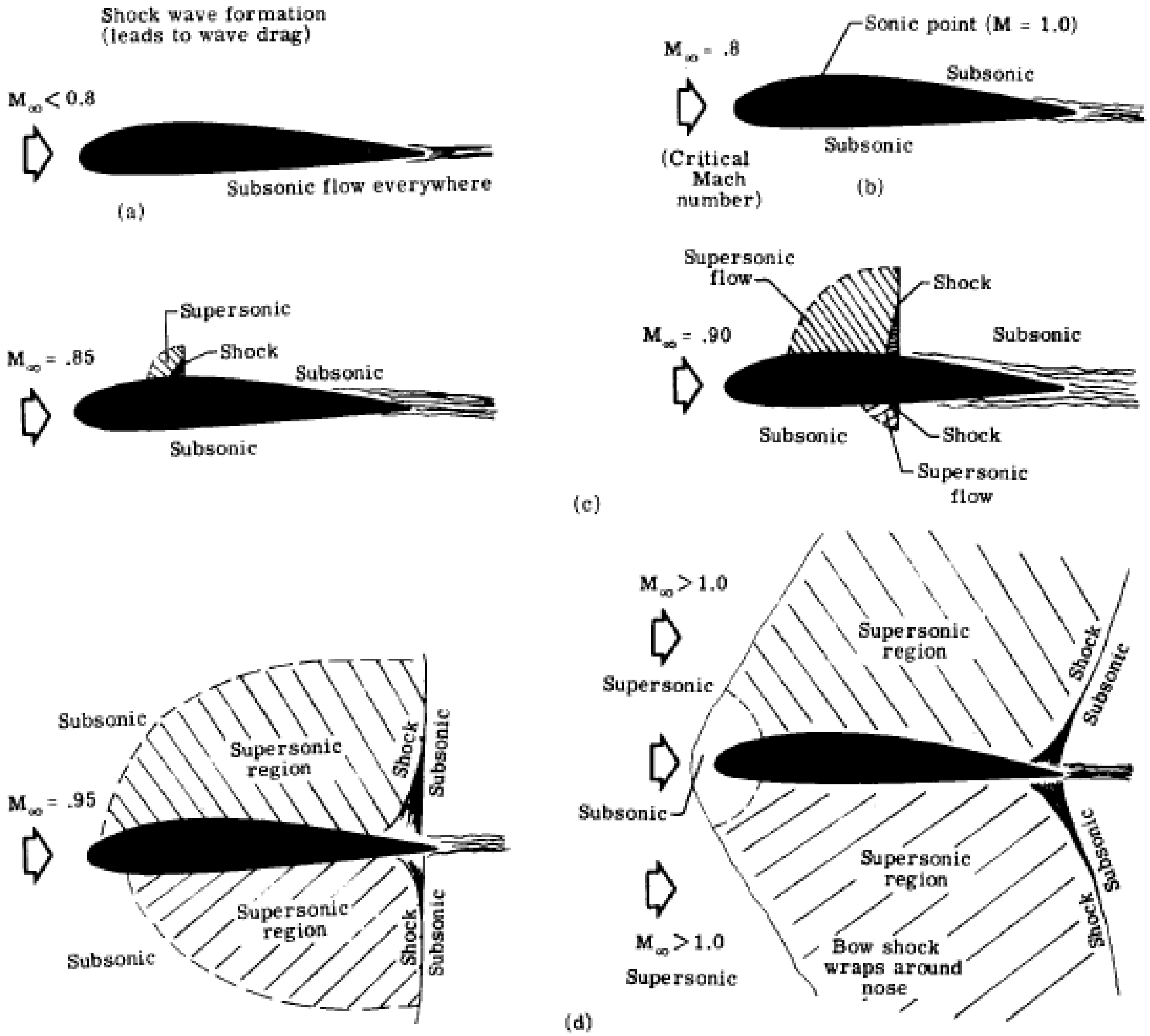
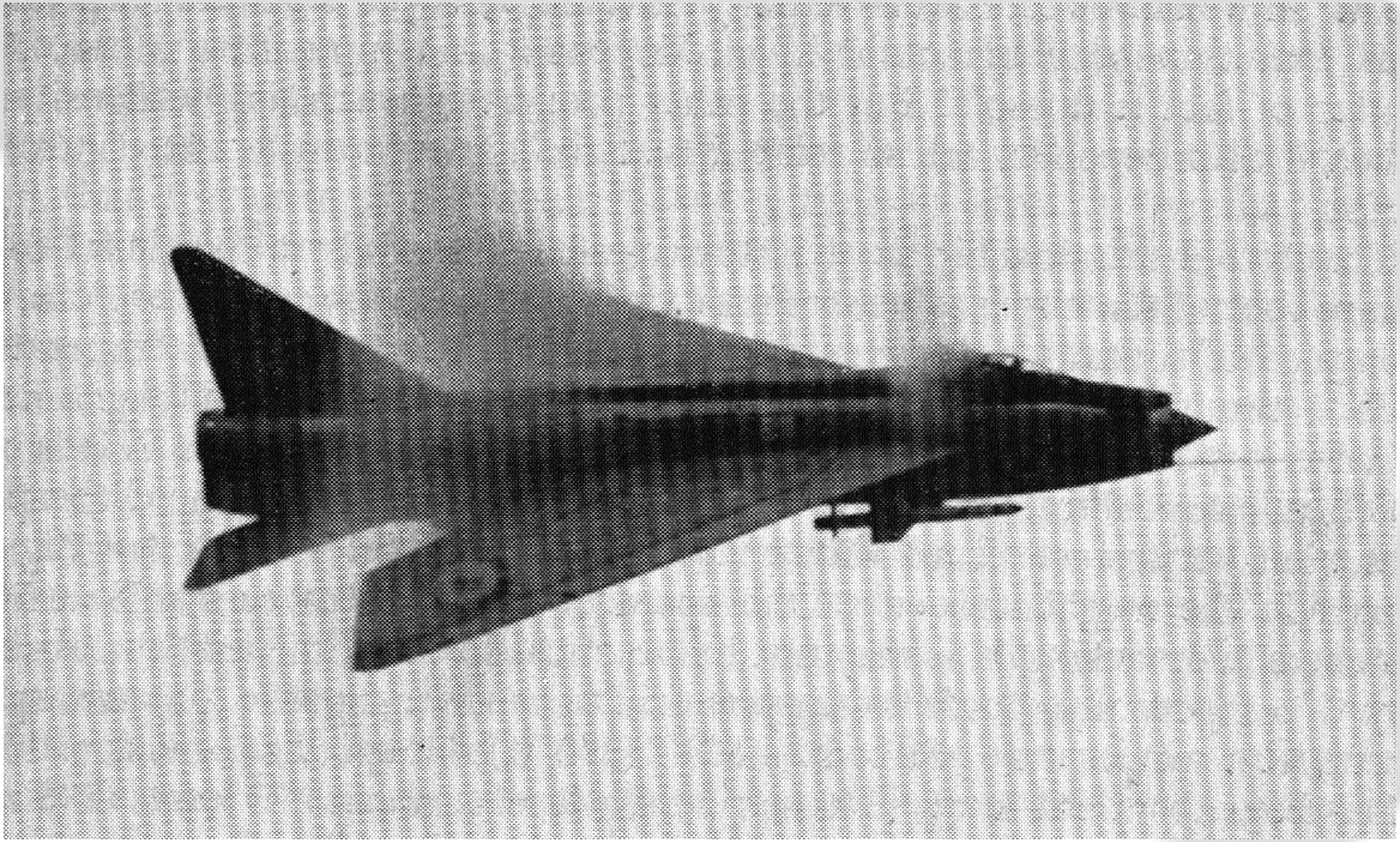


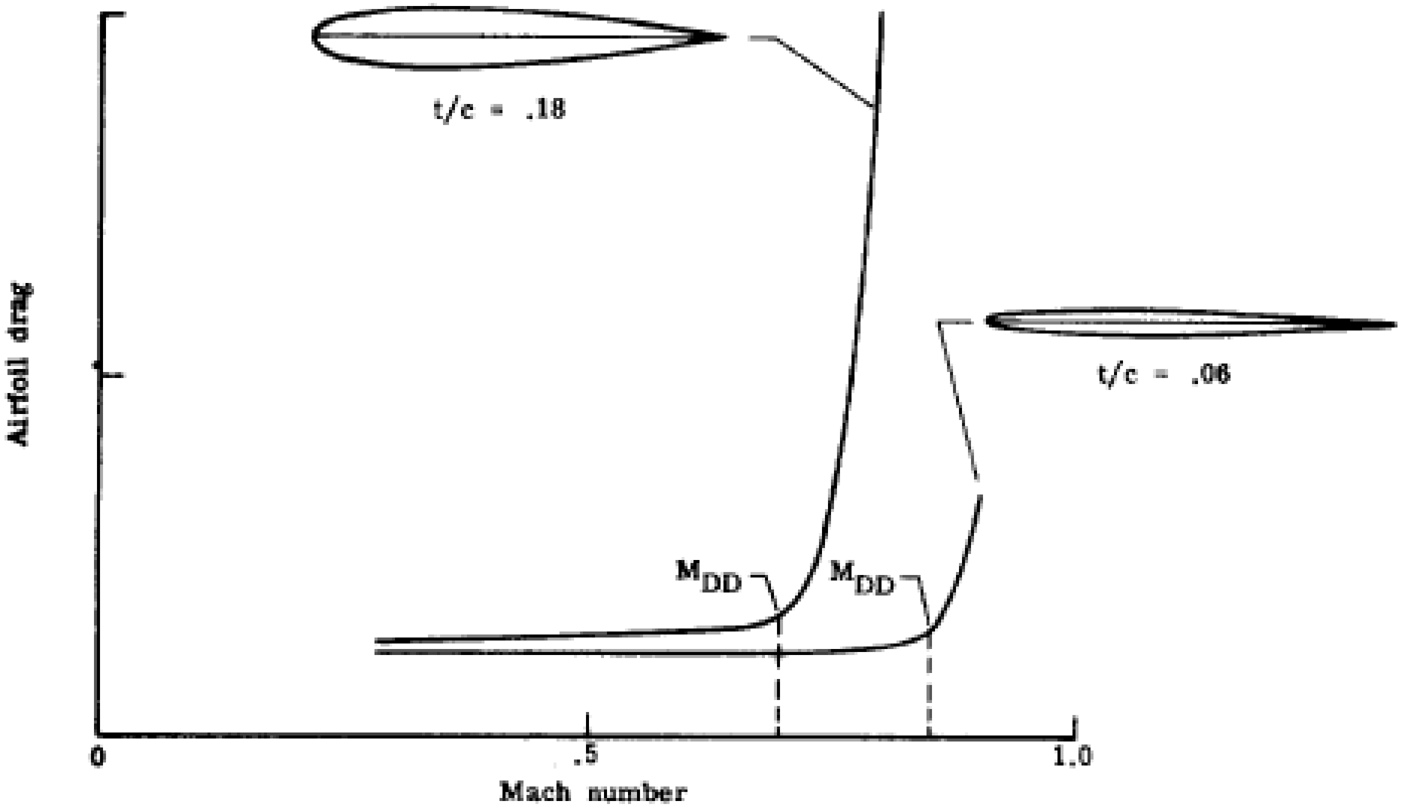
Figure 87.- Shock formation.

ONDE d'URTO

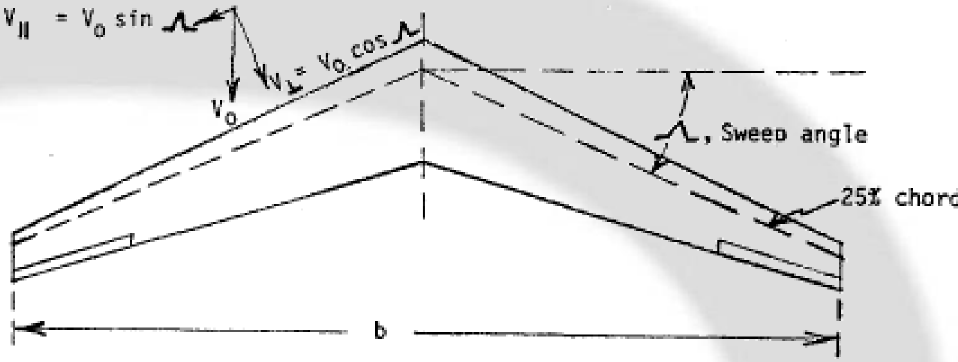


Resistenza in campo comprimibile

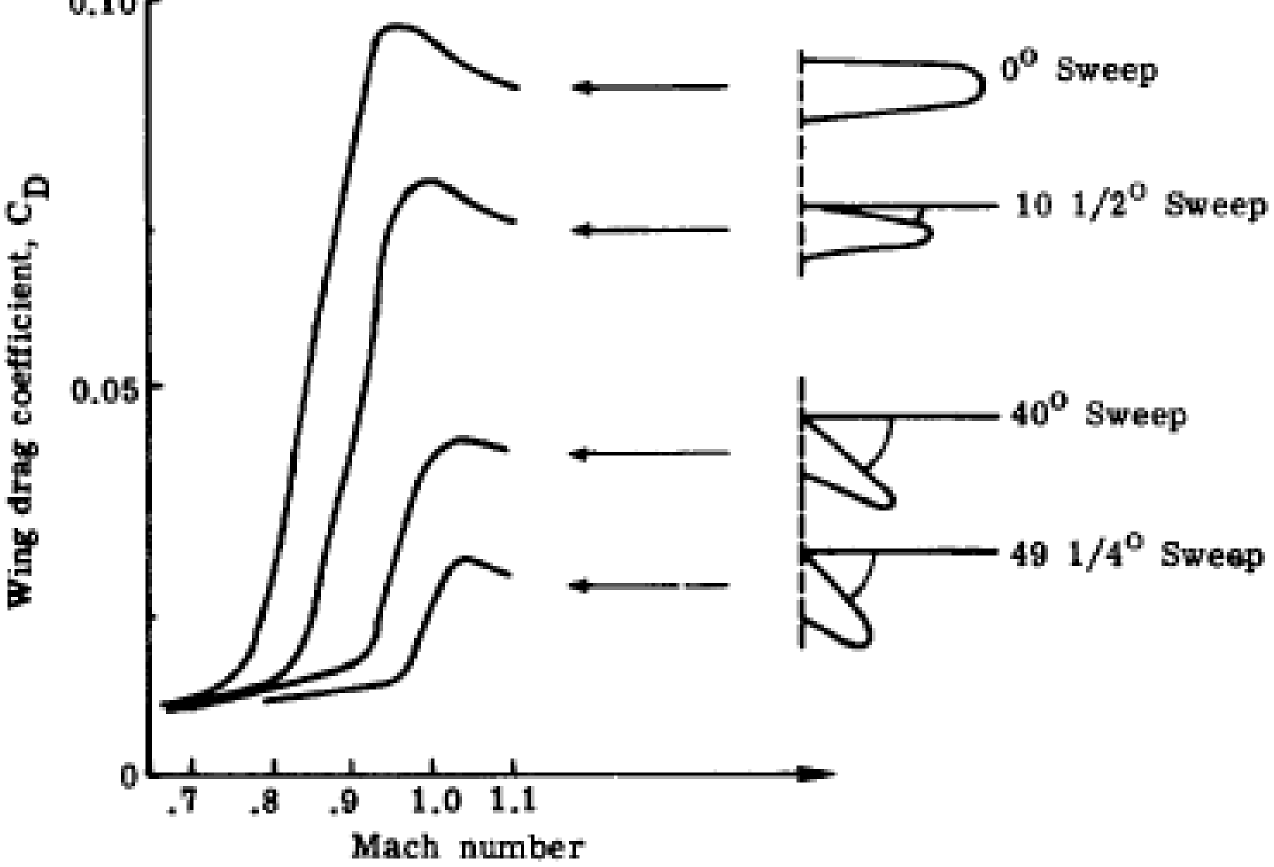
Effetto positivo riduzione spessore % sul Mach di divergenza



Comprimibilità – ALA FINITA

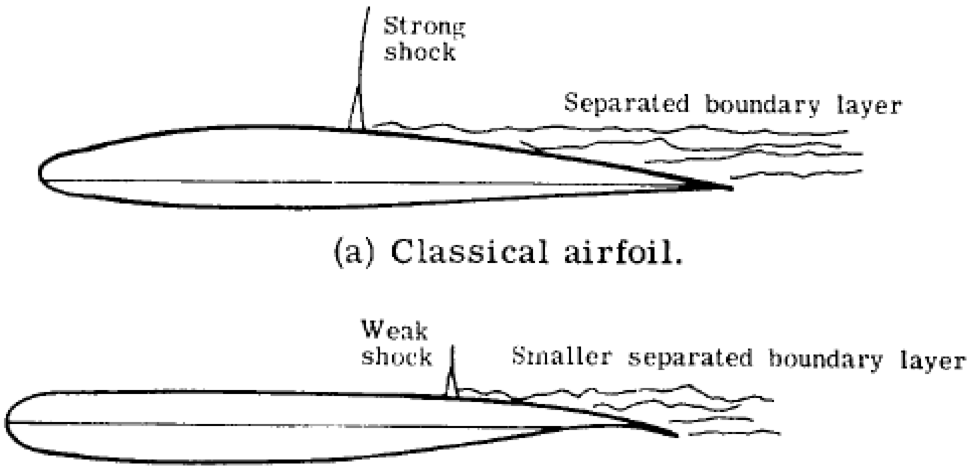


Effetto positivo freccia
sul Mach di divergenza



Resistenza in campo comprimibile

I velivoli che operano in campo transonico hanno profili disegnati per avere onde d'urto molto deboli



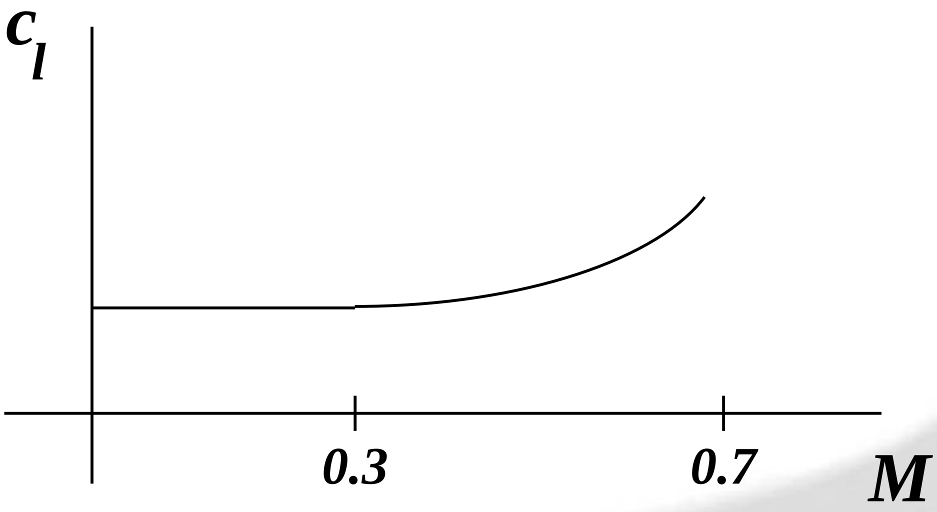
(a) Classical airfoil.

(b) Supercritical airfoil.

Figure 95.- Classical and supercritical 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)



Influenza del Mach sulla portanza

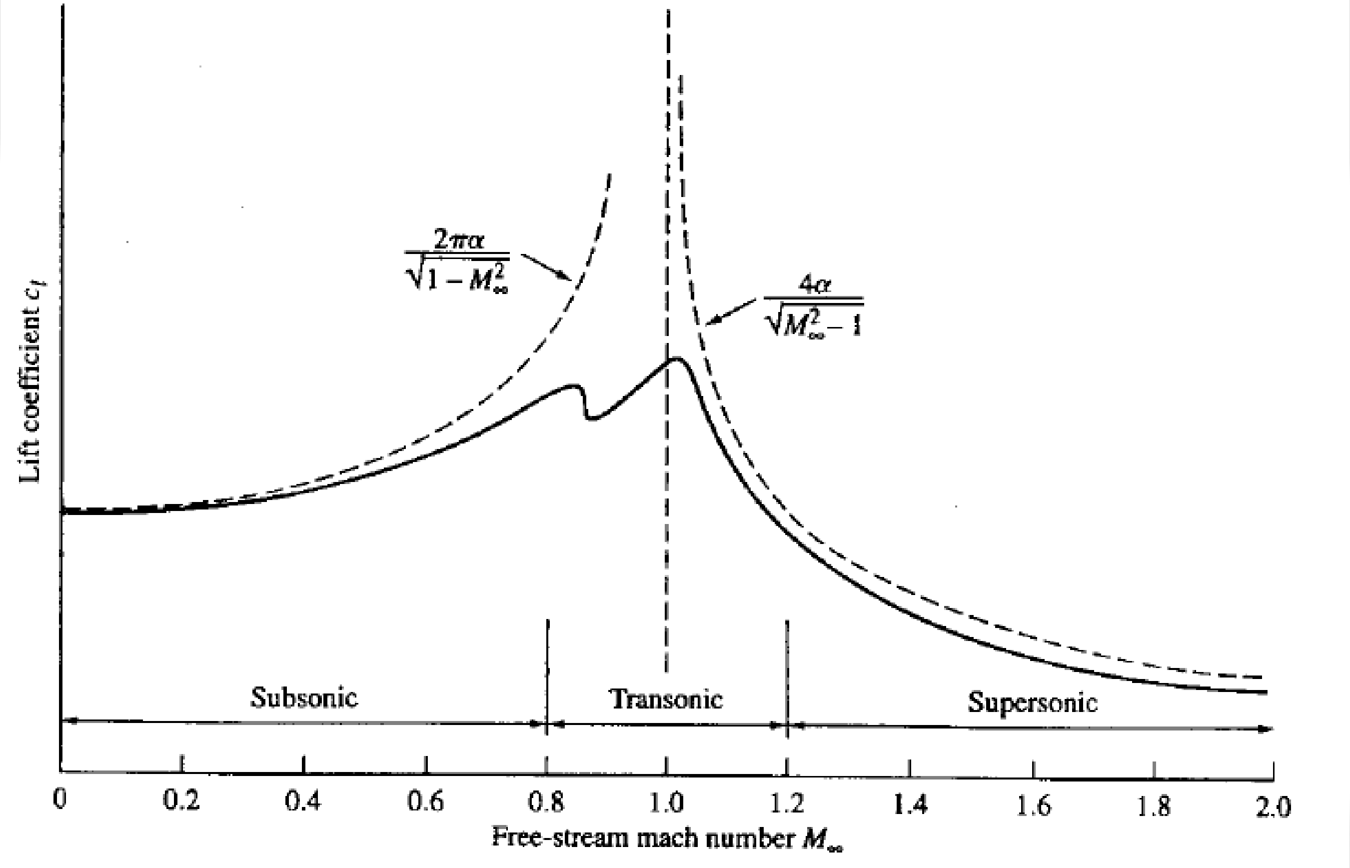
- Nel range 0.3<M<0.7, il coeff. di portanza segue la regola di *Prandtl-Glauert*

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

c_l : *Compressible lift coefficient*

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

Influenza del Mach sulla portanza



In generale in subsonico

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

Influenza del Mach sulla portanza e centro pressione

Subsonico

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

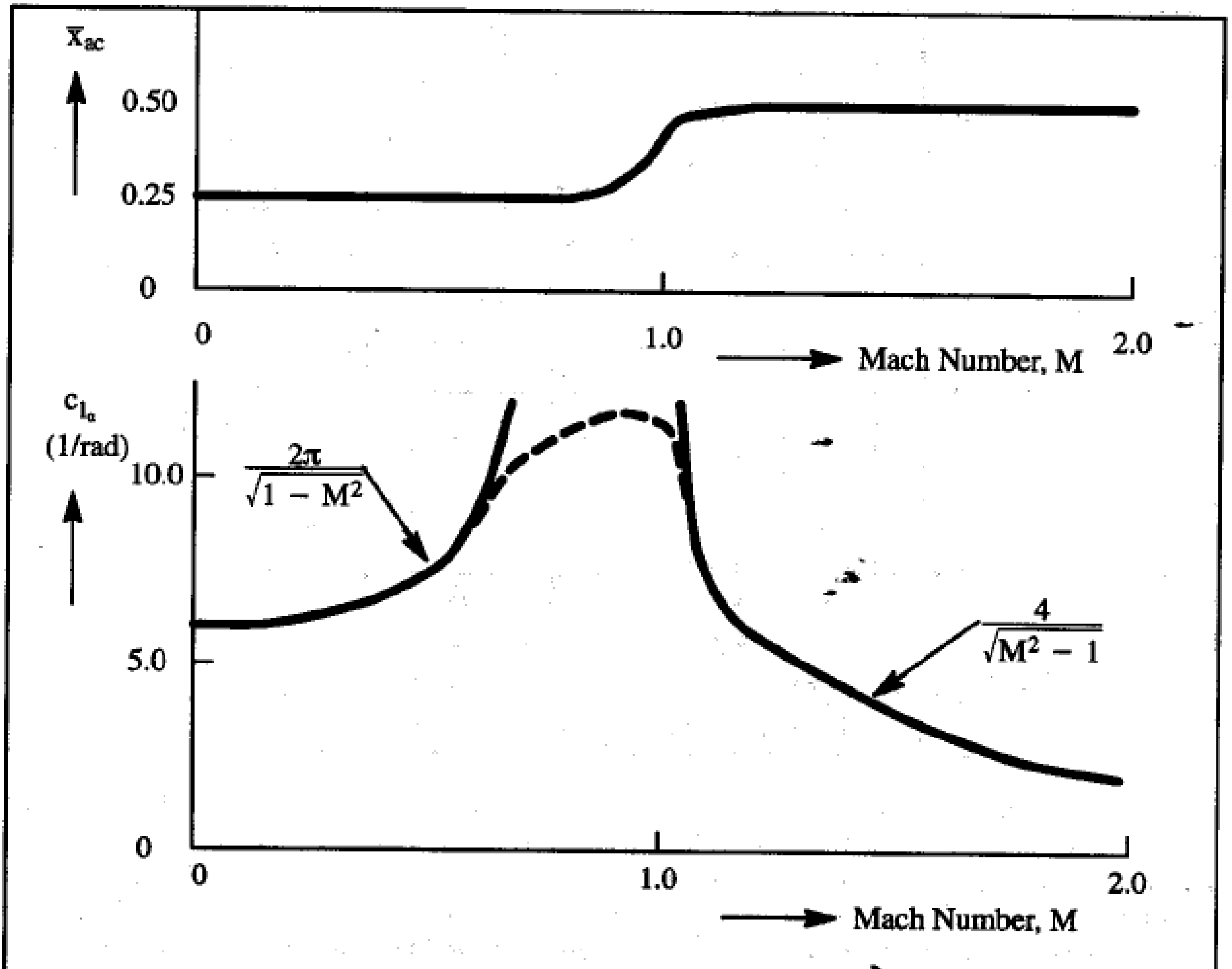
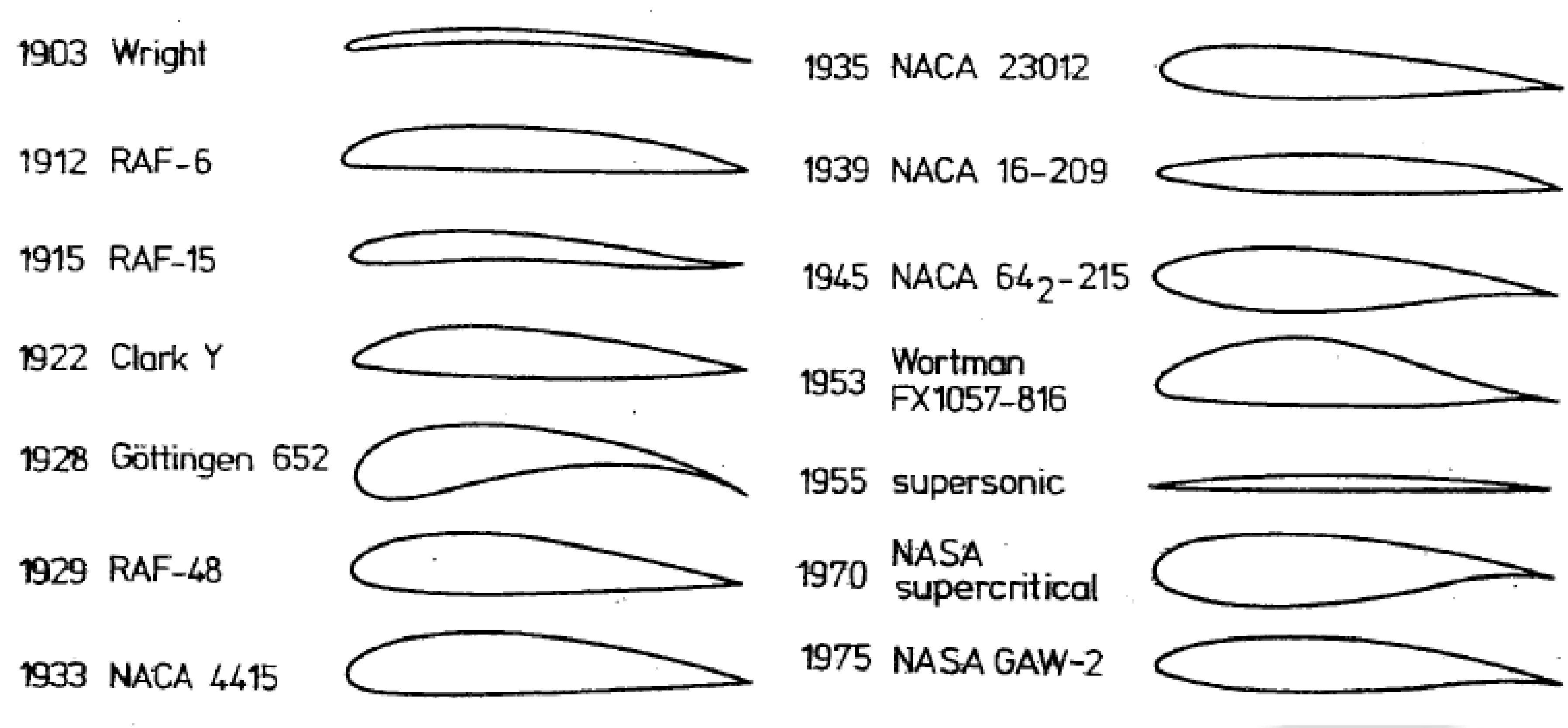
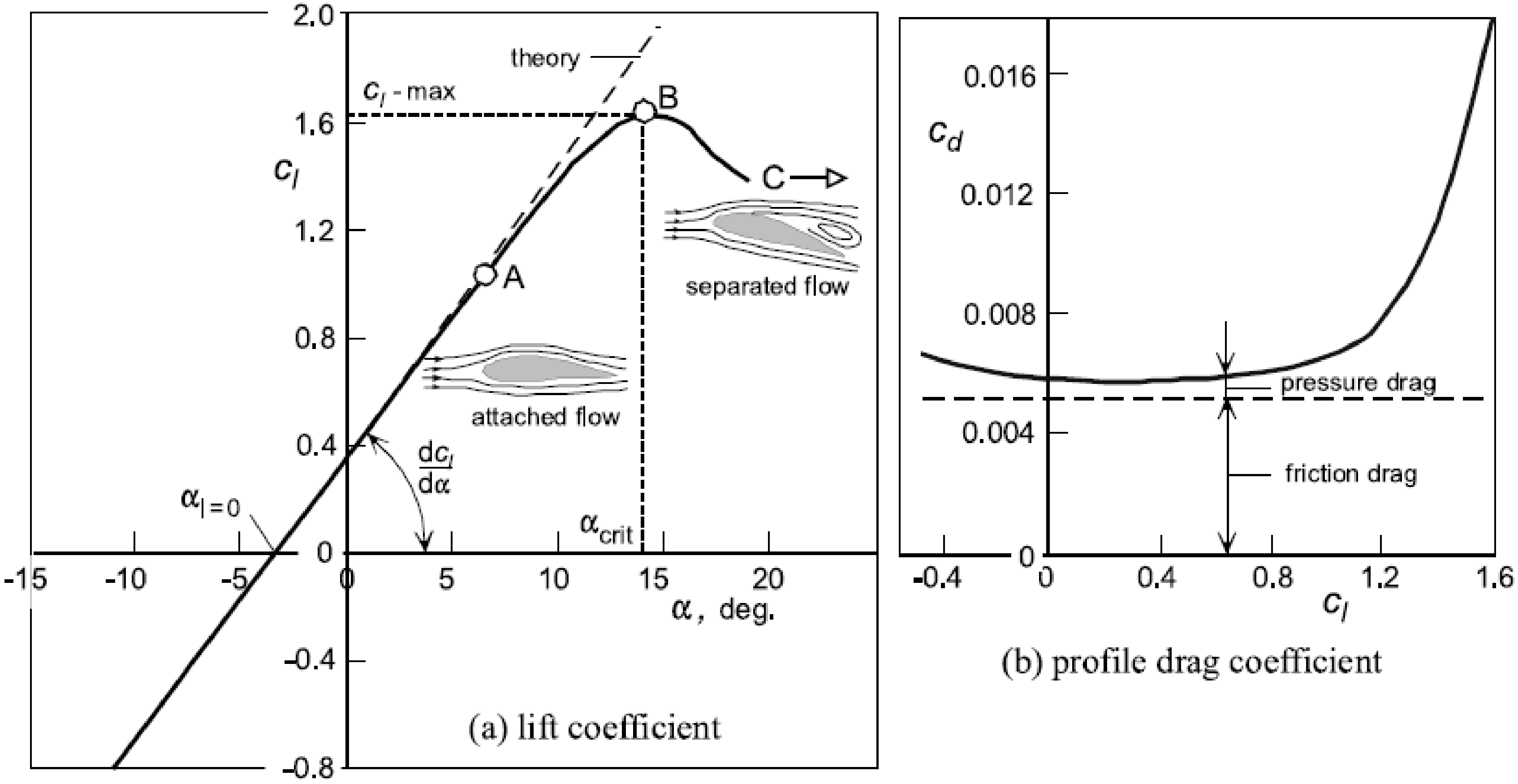


Figure 2.5 Effect of Mach Number on Airfoil Aerodynamic Center and Lift Curve Slope

Profili alari – evoluzione storica



Profili alari – caratteristiche aerodinamiche



(a) lift coefficient

(b) profile drag coefficient

Figure 4.18 *Lift* and *drag curves* of the NACA 4412 section for $\mathrm{Re}_c = 9 \times 10^6$.

Profili alari – caratteristiche aerodinamiche

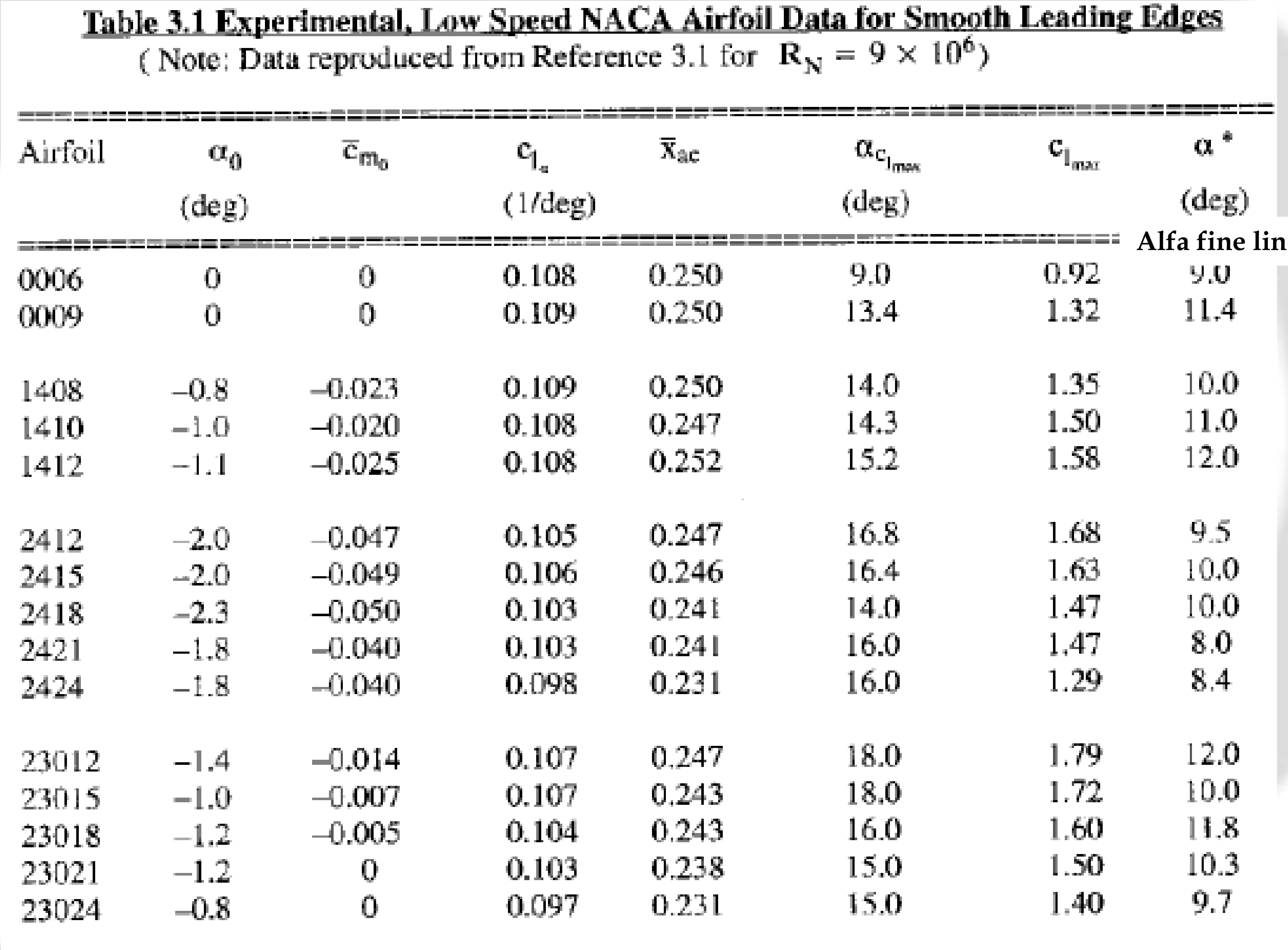
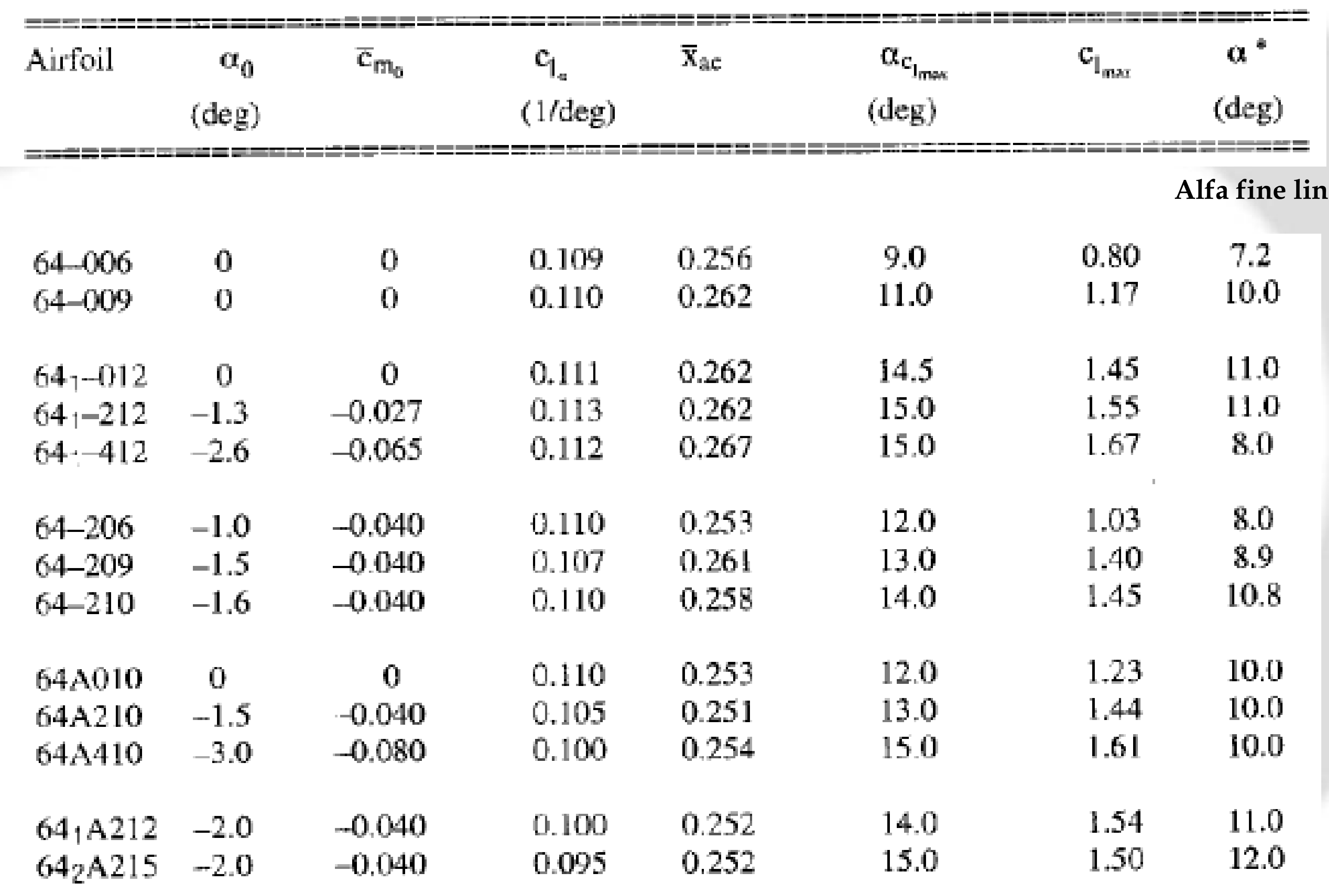


Table 3.1 Experimental, Low Speed NACA Airfoil Data for Smooth Leading Edges
(Note: Data reproduced from Reference 3.1 for $R_N = 9 \times 10^6$)

Airfoil	α_0 (deg)	$\bar{c}_{m_0}$	c_{l_α} (1/deg)	$\bar{x}_{ac}$	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	–0.8	–0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	–1.0	–0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	–1.1	–0.025	0.108	0.252	15.2	1.58	12.0
2412	–2.0	–0.047	0.105	0.247	16.8	1.68	9.5
2415	–2.0	–0.049	0.106	0.246	16.4	1.63	10.0
2418	–2.3	–0.050	0.103	0.241	14.0	1.47	10.0
2421	–1.8	–0.040	0.103	0.241	16.0	1.47	8.0
2424	–1.8	–0.040	0.098	0.231	16.0	1.29	8.4
23012	–1.4	–0.014	0.107	0.247	18.0	1.79	12.0
23015	–1.0	–0.007	0.107	0.243	18.0	1.72	10.0
23018	–1.2	–0.005	0.104	0.243	16.0	1.60	11.8
23021	–1.2	0	0.103	0.238	15.0	1.50	10.3
23024	–0.8	0	0.097	0.231	15.0	1.40	9.7

Alfa fine linearità

Profili alari

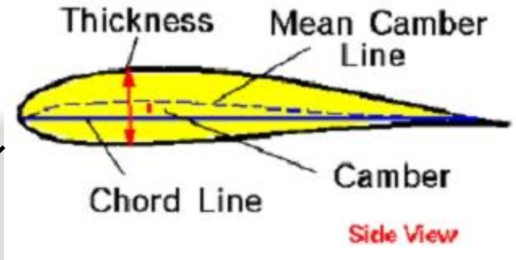


Airfoil	α_0 (deg)	$\bar{c}_{m_0}$	c_{l_α} (1/deg)	$\bar{x}_{ac}$	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
64–006	0	0	0.109	0.256	9.0	0.80	7.2
64–009	0	0	0.110	0.262	11.0	1.17	10.0
64_1–012	0	0	0.111	0.262	14.5	1.45	11.0
64_1–212	–1.3	–0.027	0.113	0.262	15.0	1.55	11.0
64_1–412	–2.6	–0.065	0.112	0.267	15.0	1.67	8.0
64–206	–1.0	–0.040	0.110	0.253	12.0	1.03	8.0
64–209	–1.5	–0.040	0.107	0.261	13.0	1.40	8.9
64–210	–1.6	–0.040	0.110	0.258	14.0	1.45	10.8
64A010	0	0	0.110	0.253	12.0	1.23	10.0
64A210	–1.5	–0.040	0.105	0.251	13.0	1.44	10.0
64A410	–3.0	–0.080	0.100	0.254	15.0	1.61	10.0
64_1A212	–2.0	–0.040	0.100	0.252	14.0	1.54	11.0
64_2A215	–2.0	–0.040	0.095	0.252	15.0	1.50	12.0

Alfa fine linearità

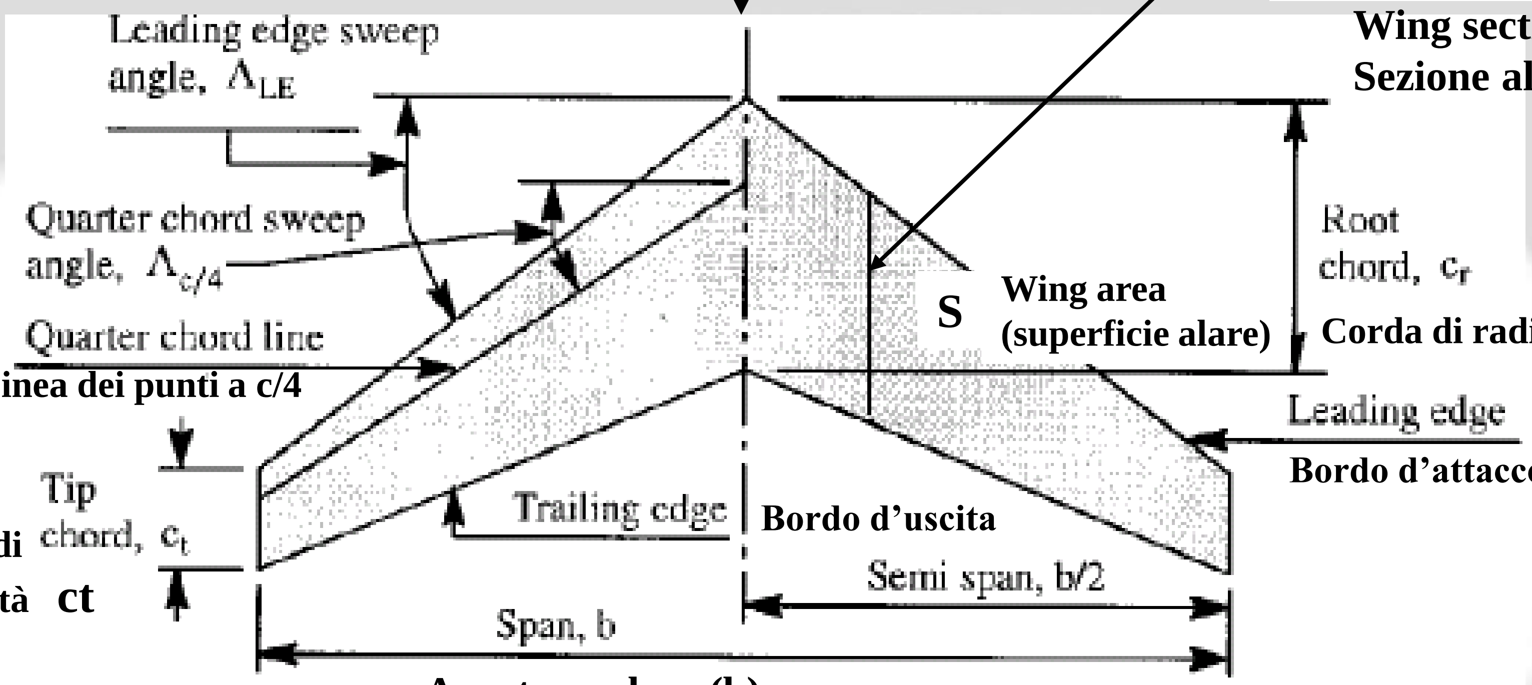
L'ALA FINITA

V (velocità flusso)



Angolo di freccia al bordo d'attacco

Wing section (airfoil)
Sezione alare (profilo)



S **Wing area (superficie alare)**

Corda di radice cr

Linea dei punti a c/4

Bordo d'attacco

Bordo d'uscita

Corda di estremità ct

Apertura alare (b)

Dihedral angle Γ (angolo diedro)

AR Aspect ratio (allungamento alare)

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

λ =ct/cr taper ratio (0-1) (rapporto di rastremazione)

Sono parametri adimensionali

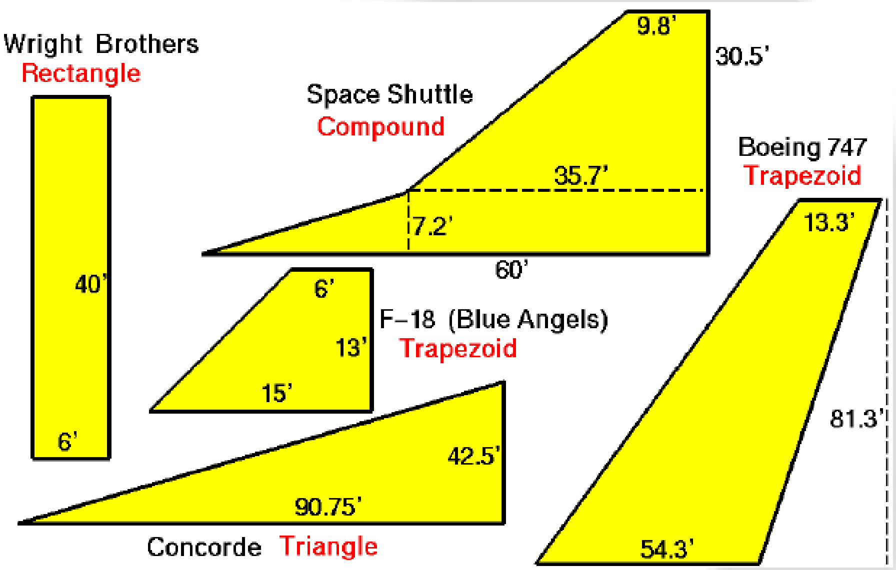
Le ali dei velivoli da trasporto sono caratterizzate da ali
- **Rastremate**
- **a freccia**

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

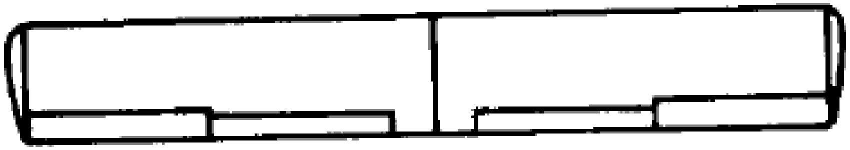
Il rapporto tra la corda di estremità (c_t e la corda di radice c_R viene detto rapporto di rastremazione (*taper ratio*) ed indicato con

$\lambda = c_t/c_R < 1$ (tip. Tra 0.3 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.

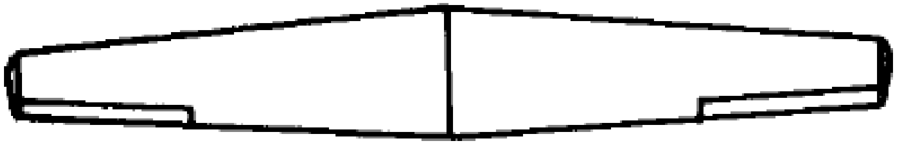


⇒ Si riesce a ridurre il peso strutturale dell'ala



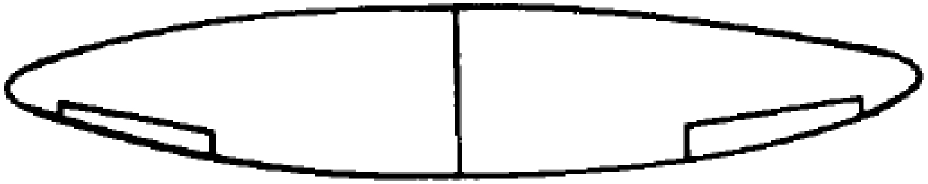
Rectangular straight wing

Ala rettangolare



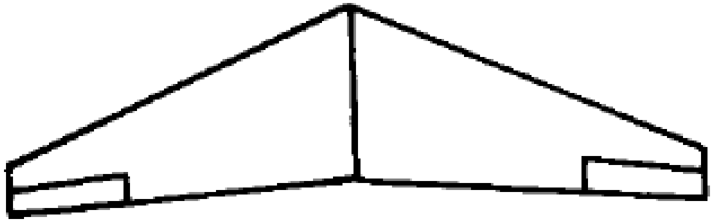
Tapered straight wing

Ala dritta rastremata



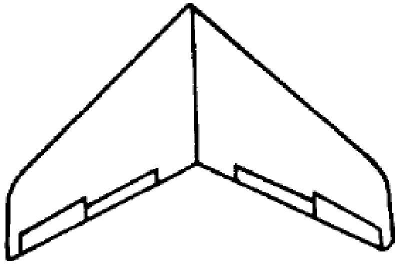
Rounded or elliptical straight wing

Ala ellittica



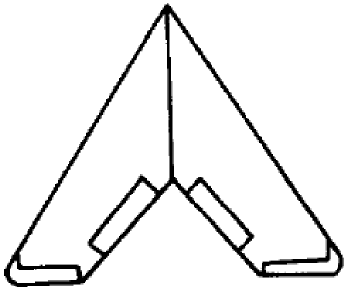
Slightly swept wing

Ala rastremata e a freccia



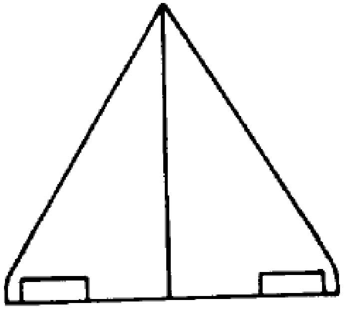
Moderately swept wing

Ala a freccia



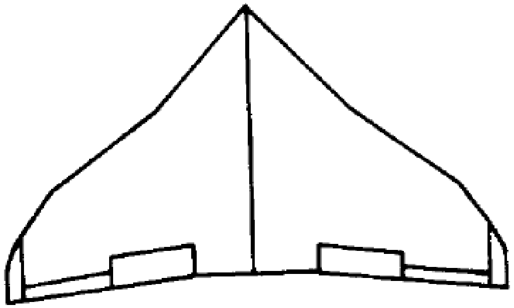
Highly swept wing

Ala a freccia pronunciata



Simple delta wing

Ala a delta



Complex delta wing

Ala complessa a delta

Effetto della rastremazione

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

Distribuzione di carico Aerodinamico

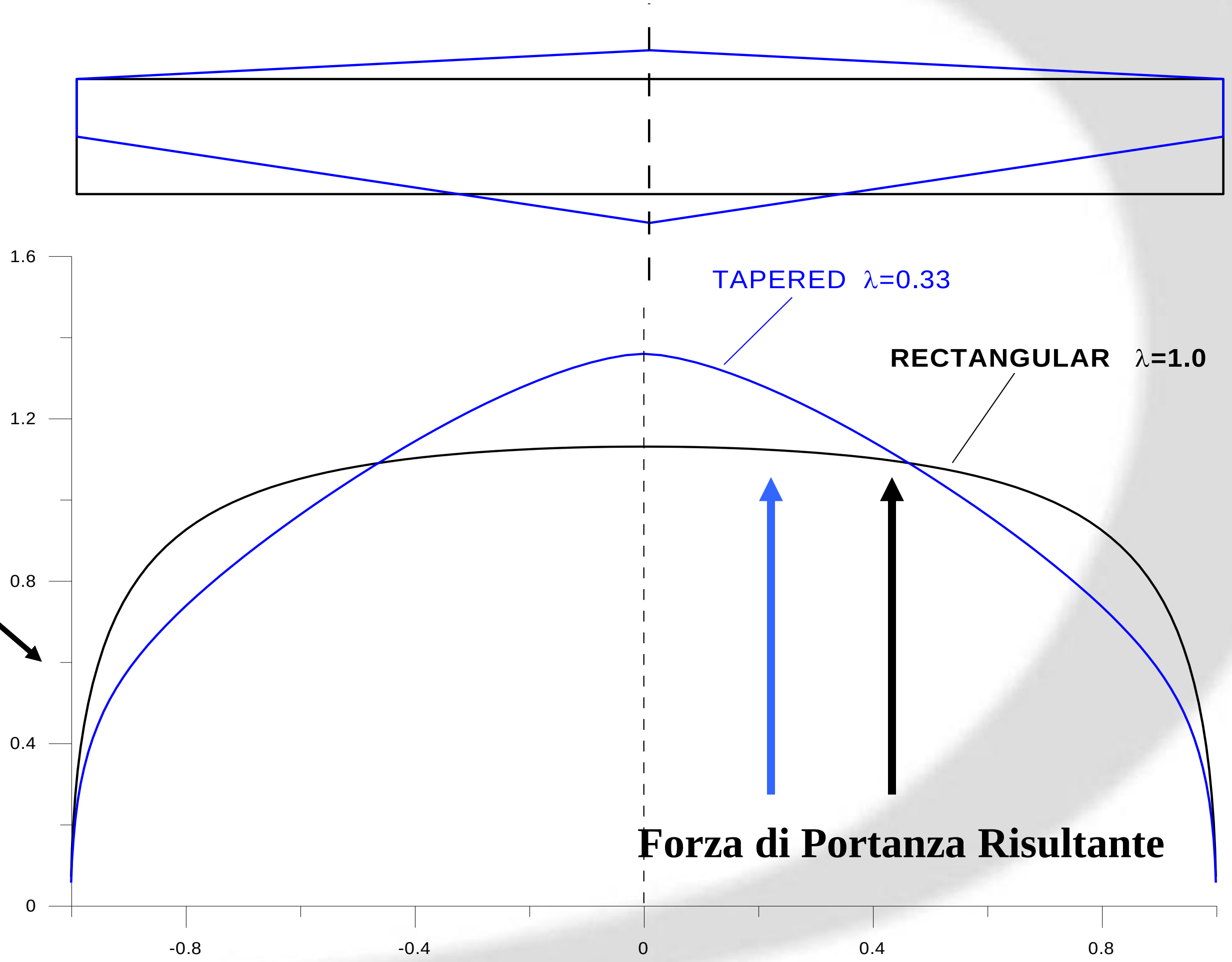
L’area sottesa dalle due curve (che rappresenta la portanza totale) è uguale per le due ali.

ALA rastremata ha minore momento flettente alla radice (minore sollecitazione strutturale)

AR=10

Rectangular wing λ=1

Tapered wing λ=0.33



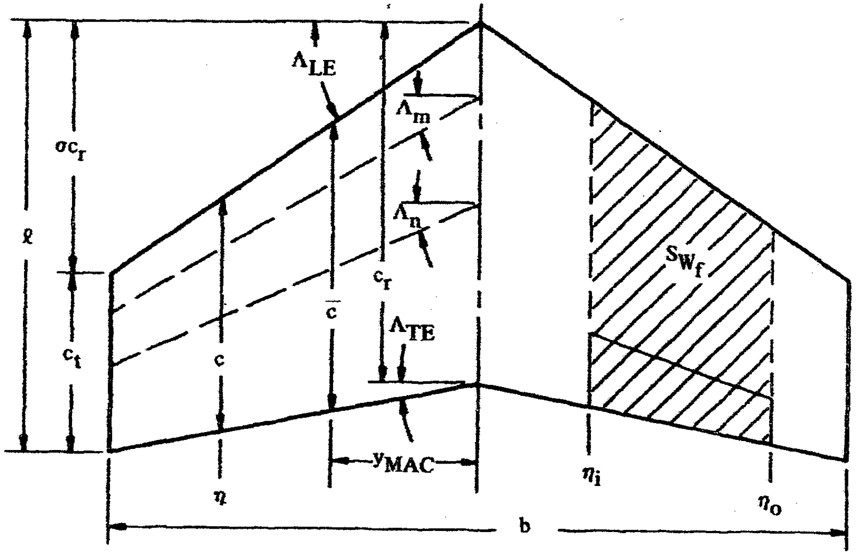
Viene definita la

CORDA MEDIA AERODINAMICA

(*mean aerodynamic chord*)

MAC

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



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*

Detta anche Mean Geometric Chord

mgc

Si può anche introdurre una corda media come :

$C_{av} = S/b$

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

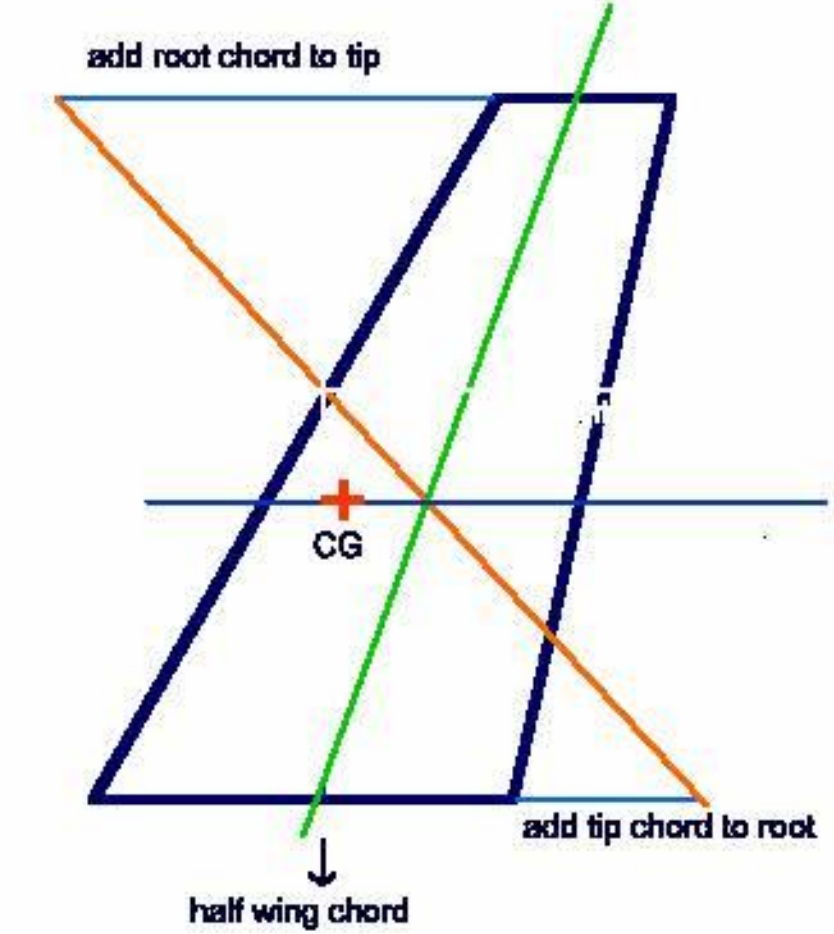
Viene definita la

CORDA MEDIA AERODINAMICA

(*mean aerodynamic chord)*

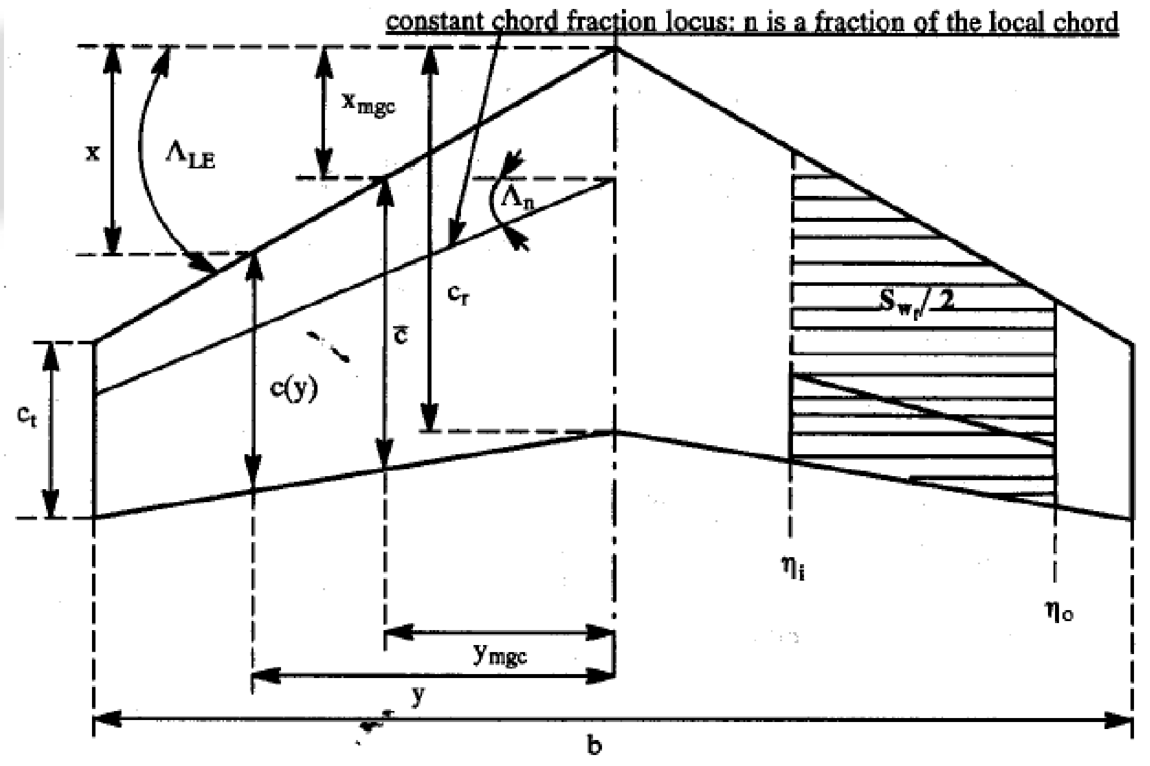
MAC o mgc

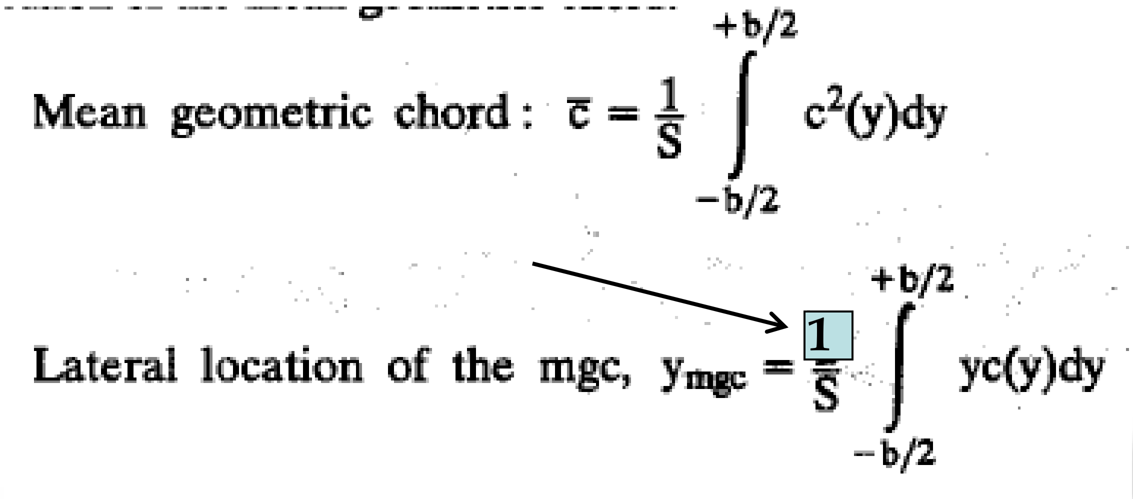
$$\boxed{\bar{c} = \frac{2}{S}\int_0^{b/2} c(y)^2 \, dy}$$



PARAMETRI ALA

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



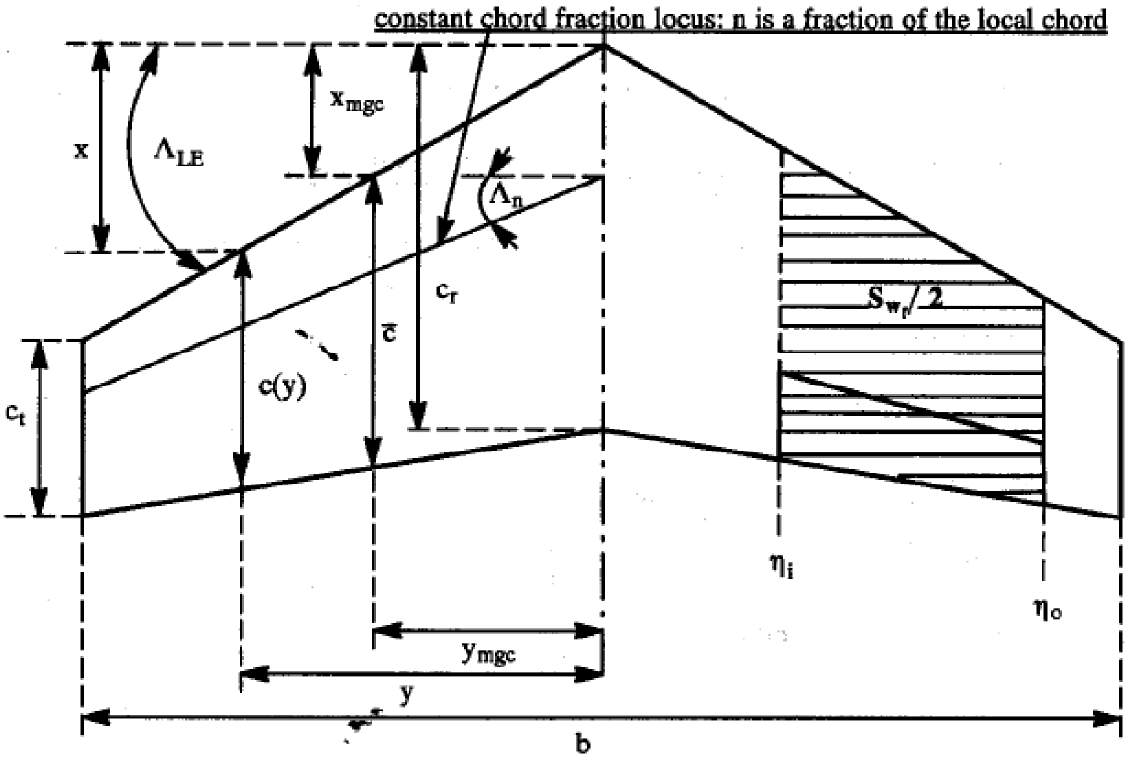


Mean geometric chord : $\bar{c} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} c^2(y)dy$

Lateral location of the mgc, $y_{mgc} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} yc(y)dy$

PARAMETRI ALA

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



Per ala trapezoidale

Taper ratio, $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$

Aspect ratio, $A = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{c_r(1+\lambda)}$

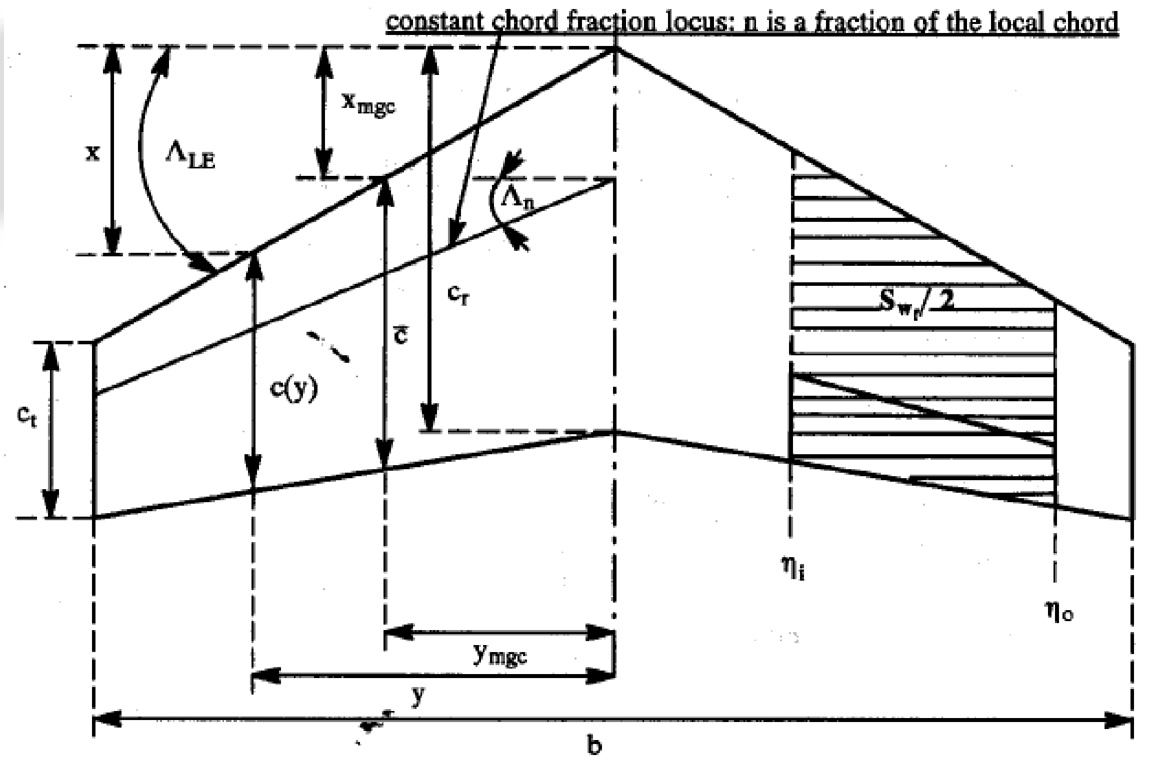
Area, $S = \frac{b}{2} c_r (1+\lambda)$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$$

PARAMETRI ALA

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

Per ala trapezoidale



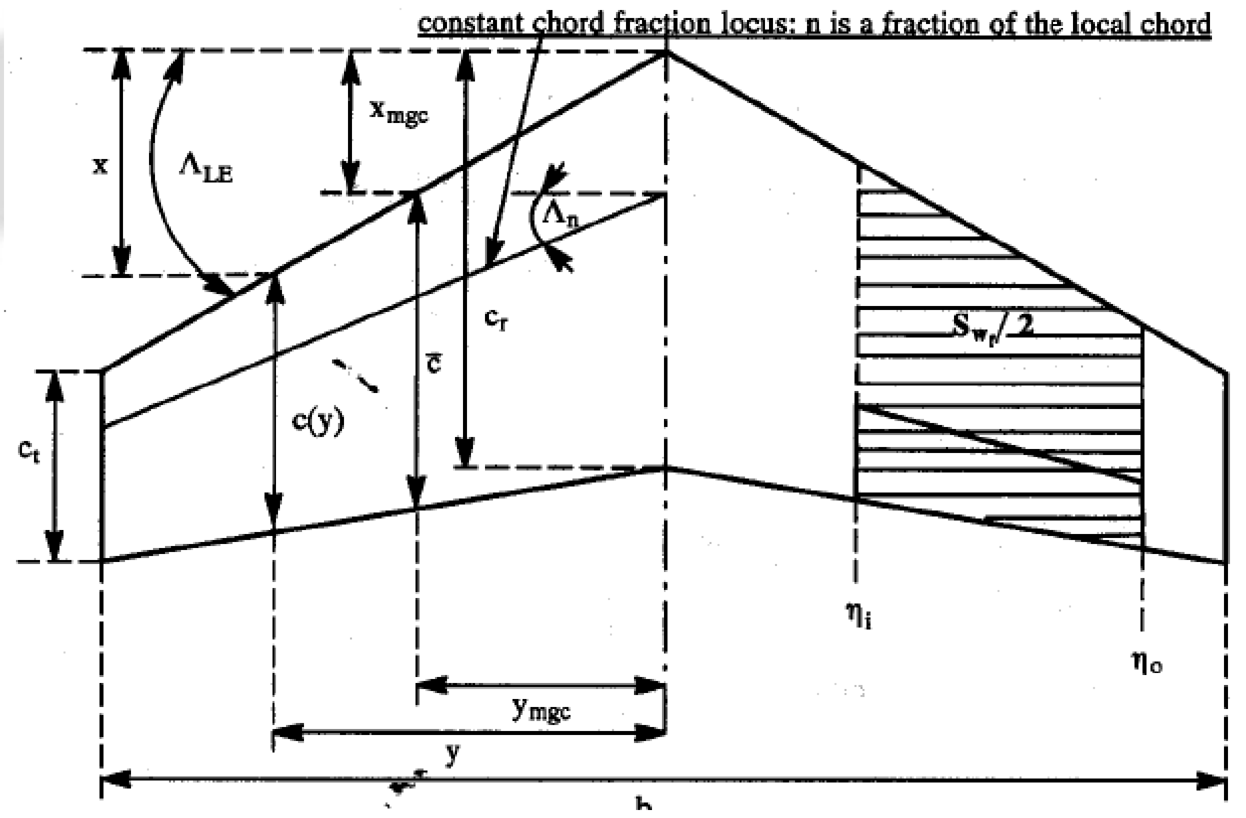
Lateral location of the mgc, $y_{mgc} = \dfrac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}$

Longitudinal location of the mgc, $x_{mgc} = \dfrac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}\tan\Lambda_{LE}$

Sweep Angle of the n fraction locus : $\tan\Lambda_n = \tan\Lambda_{LE} - \dfrac{4n(1-\lambda)}{A(1+\lambda)}$

PARAMETRI ALA

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



Per ala trapezoidale

Longitudinal location of the mgc, $x_{mgc} = \frac{1}{S}\int_{-b/2}^{+b/2} x c(y) dy$

$$S_{w_f} = S \frac{(\eta_o - \eta_i)}{(1 + \lambda)}\left[2 - (1 - \lambda)(\eta_i + \eta_o)\right]$$

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*)

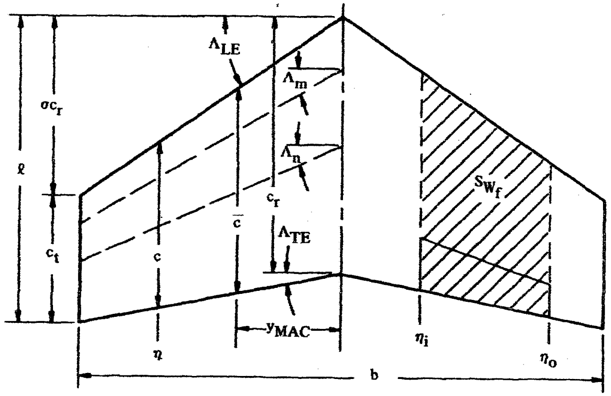
Viene definito :

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

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

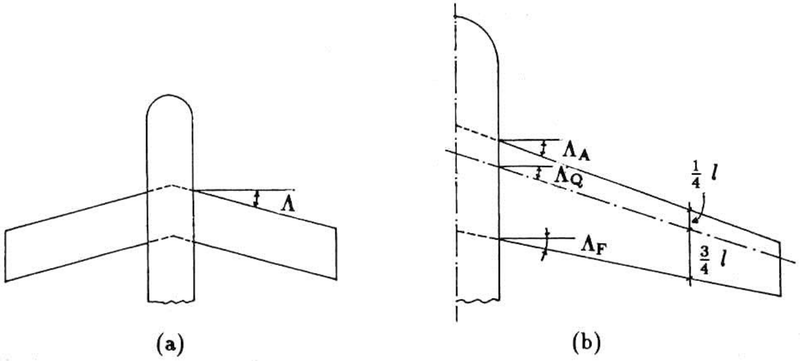
Λ_{te} angolo di freccia al bordo d'uscita

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.



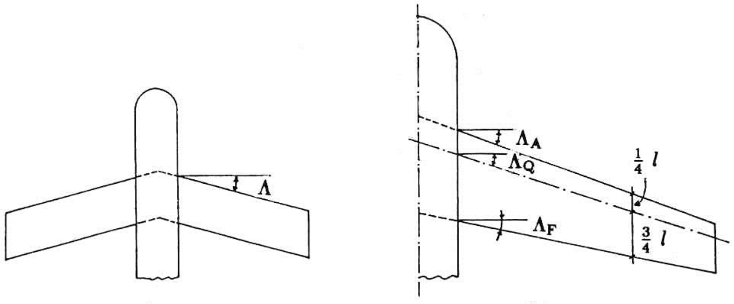
Definitions

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*	



(a) (b)

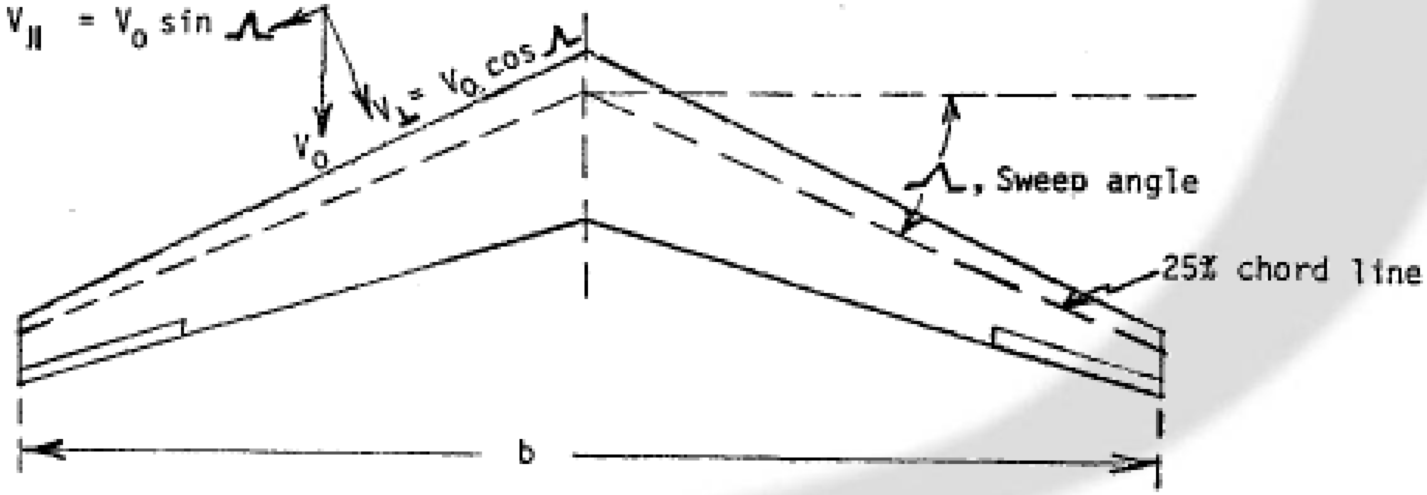
I velivoli che operano a velocità elevate (transonico e alto transonico) (cioè numero di Mach tra 0.6 e 0.9) , devono adottare un certo angolo di freccia (*sweep angle*).



(a)

(b)

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



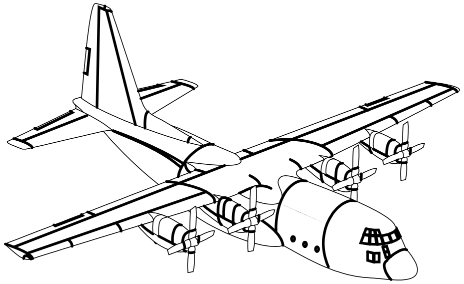
Aspect Ratio

Aspect Ratio (AR):

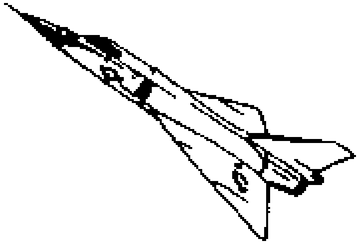
$$\boxed{AR=\frac{b^2}{S}}$$

Note: AR=b/c for rectangular wings.

High AR



Low AR



Typical Values

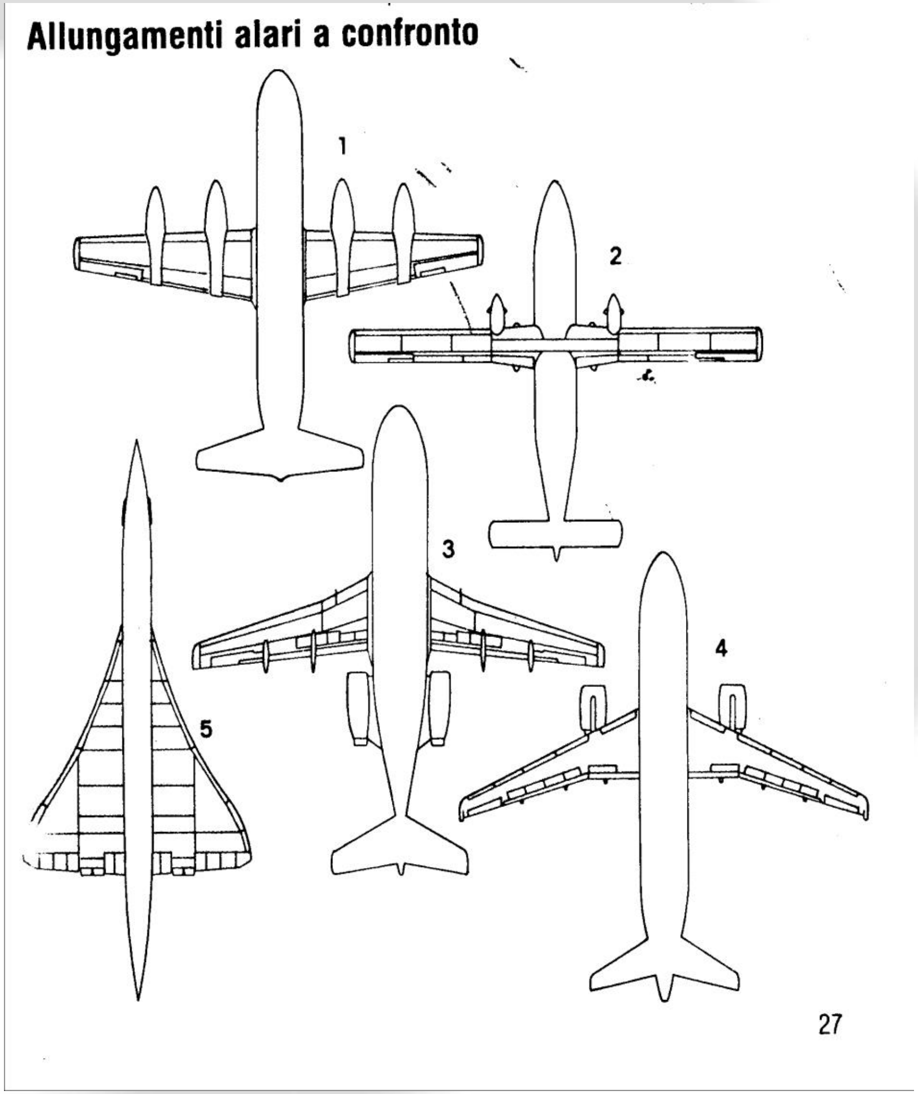
Fighters:	***2-5***
Transports:	***6-10***
Gliders:	***10-15***

Aspect Ratio (AR):

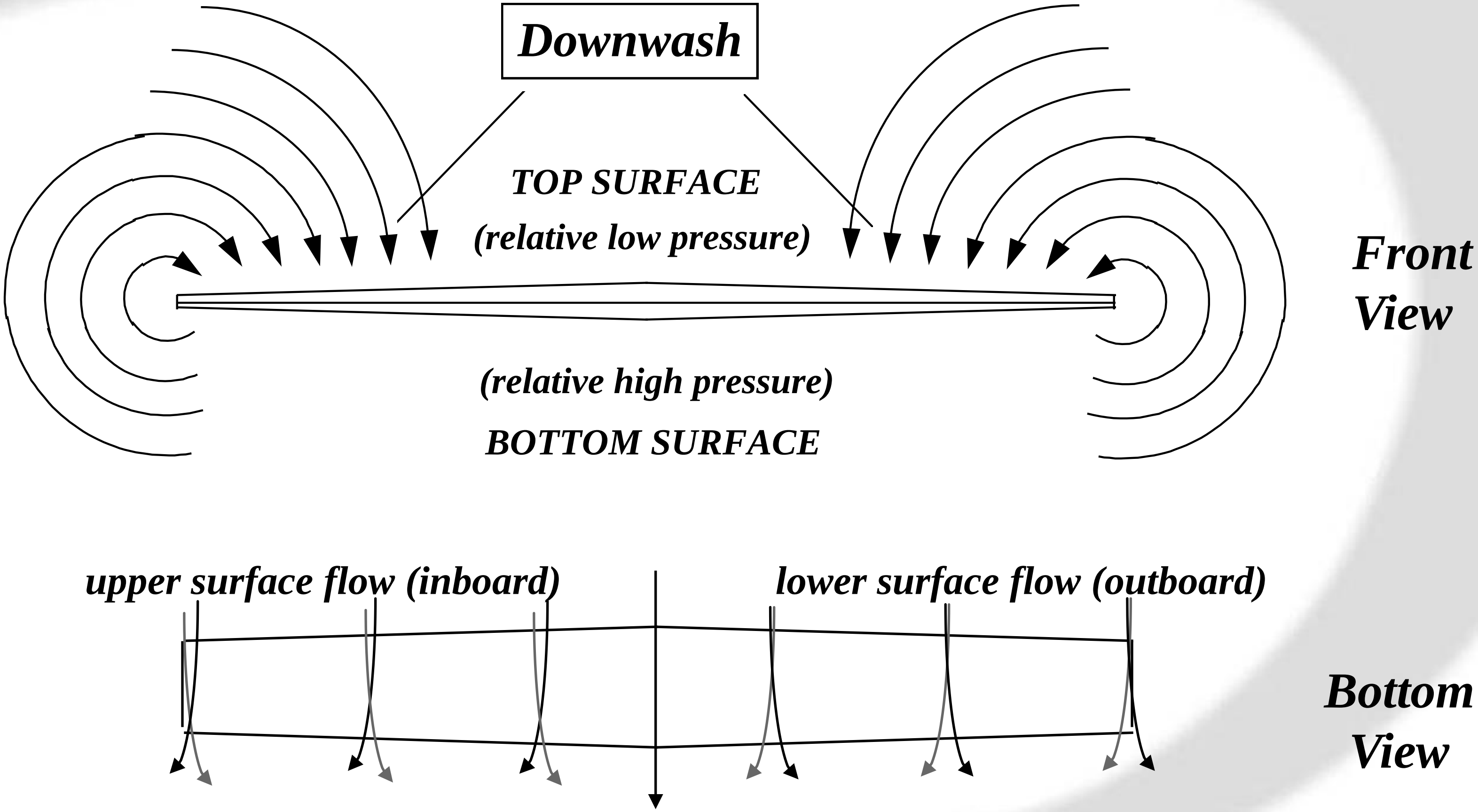
$$\boxed{AR = \frac{b^2}{S}}$$

Valori tipici:

1 Lockeed Electra AR=7.5
2 Shorts 360 (Tipo ATR) AR=12.4
3 Fokker F28 AR=8
4 Airbus A320 AR=9.4
5 Concorde AR=2

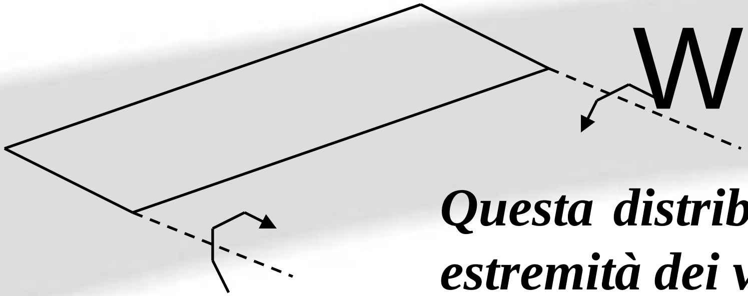


Wingtip Vortices



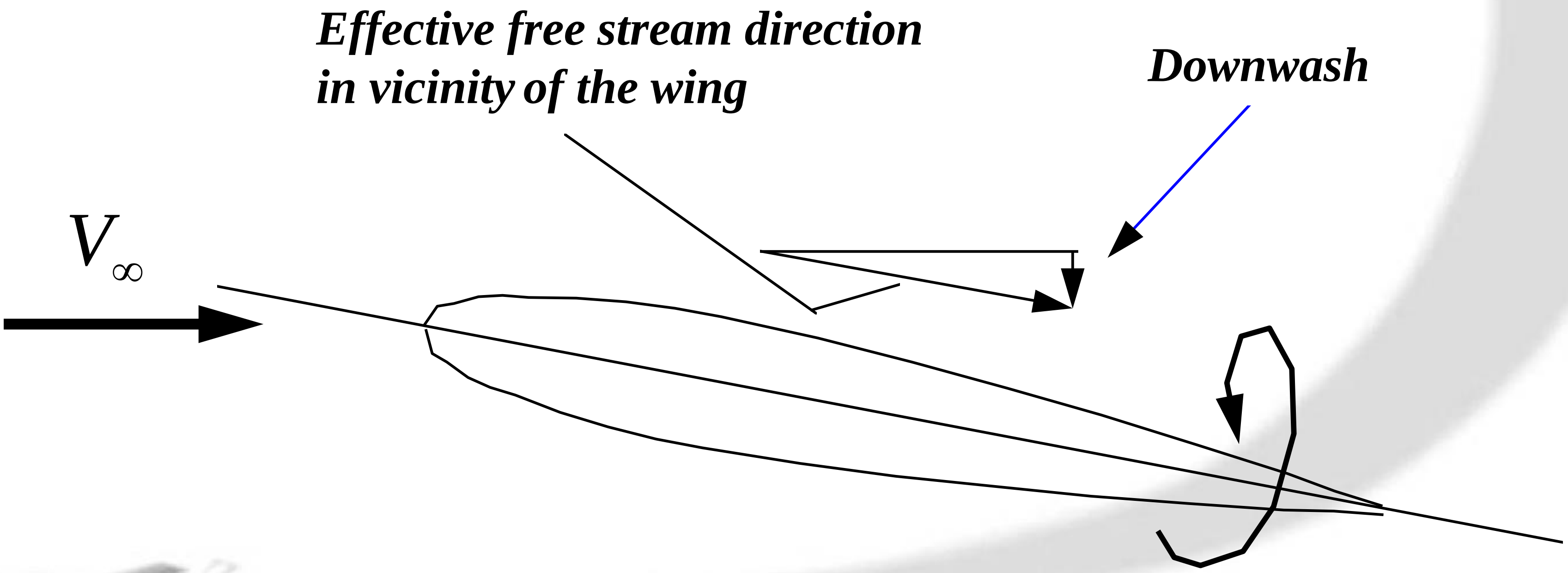
The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.

Wingtip Vortices



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

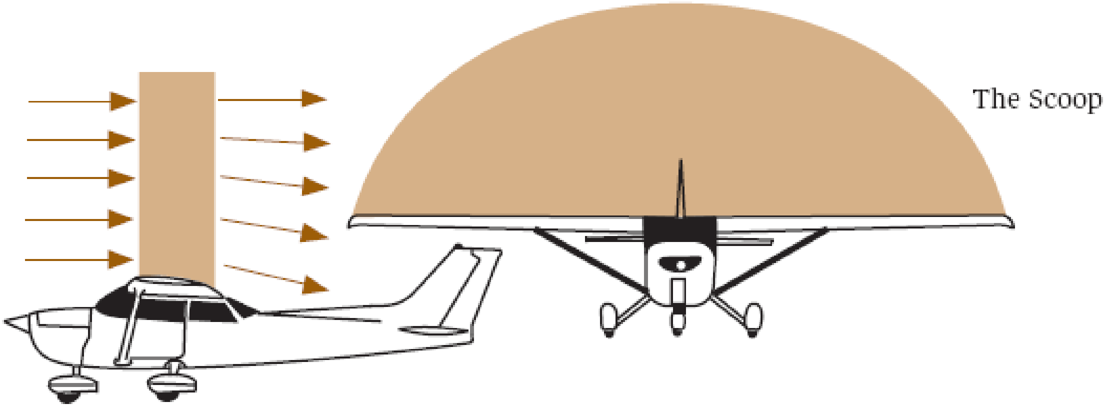
Tali vortici vanno però a modificare anche la direzione della corrente che investe l'ala. Tale deflessione della corrente viene detta "downwash".

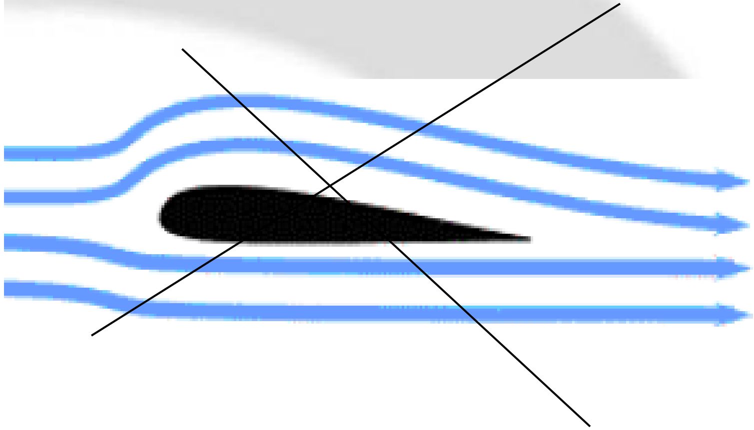


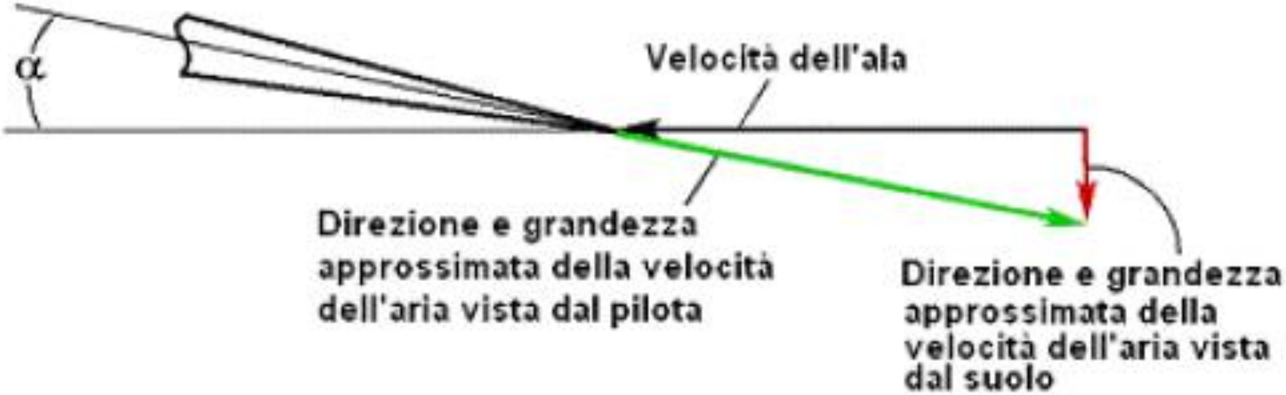
Effective free stream direction in vicinity of the wing

Downwash

Genesi Portanza







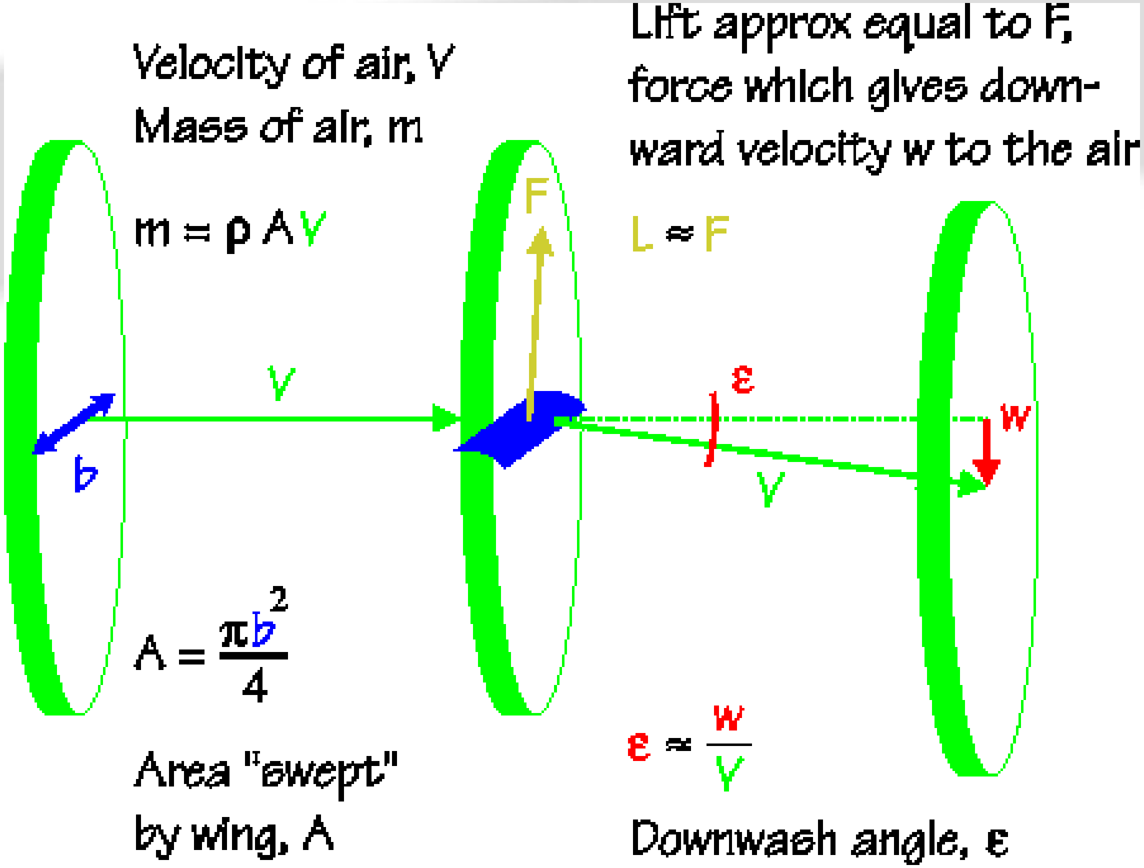
Si può quindi capire perché $L= f (V^2 , \alpha , S)$

- III Legge di Newton (azione e reazione)
- La corrente viene deviata di ε che è approssimato ad α

Variazione di velocità verticale $w=V \text{ sen } \alpha$ circa $= V \alpha$

Portata di massa = $\rho V A$, dove l'area interessata
A è proporzionale ad S
La variazione di quantità di moto in direzione verticale
(= L, portanza) è pari quindi a :

$(\rho V S) V \alpha$, da cui :
- Dipende dal quadrato della velocità
- Dipende dalla densità
- Dipende dalla superficie
- Dall'angolo d'attacco (che definisce il coeff di portanza CL)



Velocity of air, V
Mass of air, m

$m = \rho A V$

$A = \frac{\pi b^2}{4}$

Area "swept" by wing, A

Lift approx equal to F, force which gives downward velocity w to the air

$L \approx F$

$\varepsilon \approx \frac{w}{V}$

Downwash angle, ε

$$F = m\,w$$

$$F = \rho A V w \quad \text{since} \quad m = \rho A V$$

$$F \approx \rho A V V\varepsilon \quad \text{since} \quad w \approx V\varepsilon \quad \text{for small angles}$$

$$\varepsilon = \frac{F}{\rho A V V}$$

$$\varepsilon \approx \frac{C_L \frac{\rho}{2} V^2 S}{\rho V V \frac{\pi b^2}{4}} \quad \text{since} \quad L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad A = \frac{\pi b^2}{4} \quad \text{and} \quad L \approx F \quad \text{for small angles}$$

$$\varepsilon = \frac{C_L S}{\frac{\pi b^2}{2}}$$

$$\varepsilon = \frac{2 C_L}{\pi AR} \quad \text{since} \quad AR = \frac{b^2}{S}$$

$$\varepsilon \approx \frac{36.5\, C_L}{AR} \quad \text{degrees}$$

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR} \quad \text{setting} \quad \alpha_i = \frac{e}{2}$$

$$\alpha_i = \frac{18.24\, C_L}{AR} \quad \text{degrees}$$

$$\frac{D_i}{L} = \frac{F \sin(\alpha_i)}{F \cos(\alpha_i)} \quad \text{given} \quad L = F \cos(\alpha_i) \quad \text{and} \quad D_i = F \sin(\alpha_i)$$

$$\frac{D_i}{L} = \tan(\alpha_i) \quad \text{since} \quad \tan(x) = \sin(x) / \cos(x)$$

$$D_i = L \tan(\alpha_i)$$

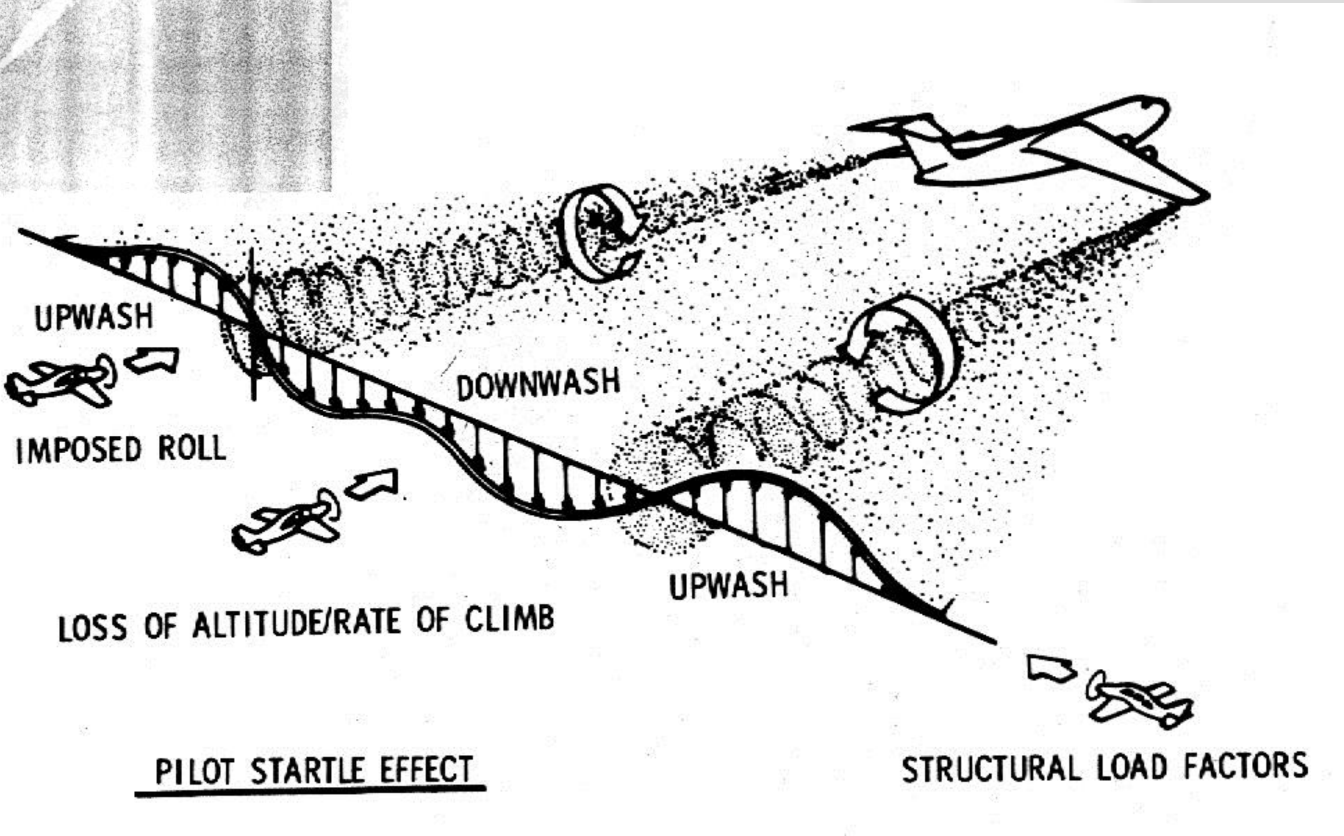
$$D_i = \alpha_i L \quad \text{since} \quad \alpha_i \approx \tan(\alpha_i) \quad \text{in radians}$$

$$C_{Di} = \alpha_i C_L$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad \text{since} \quad \alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}$$

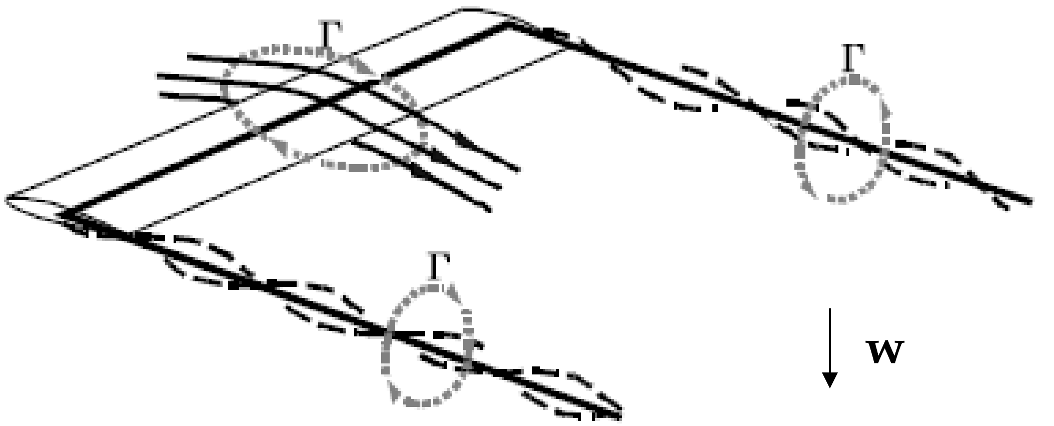
L'ALA FINITA

Wingtip Vortices



L'ALA FINITA

Modello Vortice a staffa



$$L = lb = \rho V \Gamma b.$$

Induzione vortice $v = \dfrac{\Gamma}{2\pi r}$

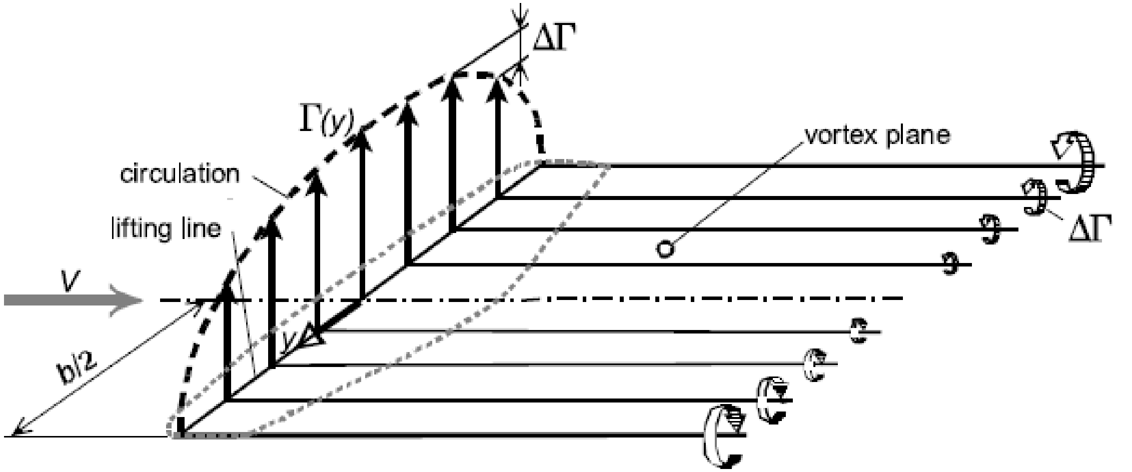
$$w = 2\frac{\Gamma}{2\pi b/2} = \frac{2\Gamma}{\pi b}\ .$$

Induzione nel piano a valle (a y=0)

$$\epsilon \approx \frac{w}{V} = \frac{2L}{\pi \rho V^2 b^2} = \frac{\rho V^2 S C_L}{\pi \rho V^2 b^2} = \frac{C_L}{\pi A}$$

L'ALA FINITA

Modello Linea Portante



In caso di distribuzione ellittica

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2}$$

$$L = \rho V \int_{-b/2}^{+b/2} \Gamma(y)\, \mathrm{d}y = \frac{\pi}{4} \rho V b \Gamma_0$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{\pi}{2}\frac{\Gamma_0 b}{V S} = \frac{\pi}{2}\frac{\Gamma_0}{V c_g}$$

$$\boxed{\epsilon = \frac{2C_L}{\pi A}}$$

$$\boxed{\epsilon_w = \frac{C_L}{\pi A}}$$

L'ALA FINITA

Induzione dovuta sia al vortice aderente che a quelli liberi

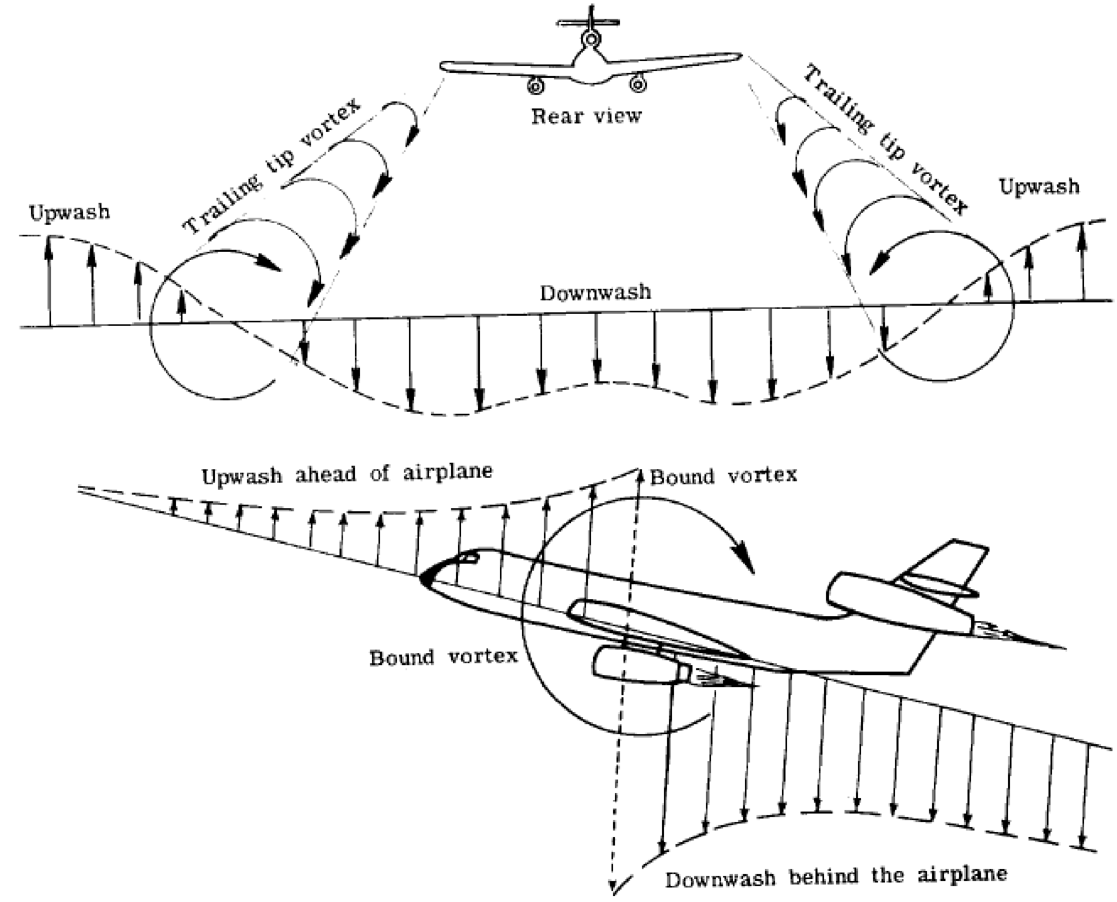


Figure 54.- Vortex flow effects. Note that upwash and downwash are due to both the bound vortex and the tip vortices.

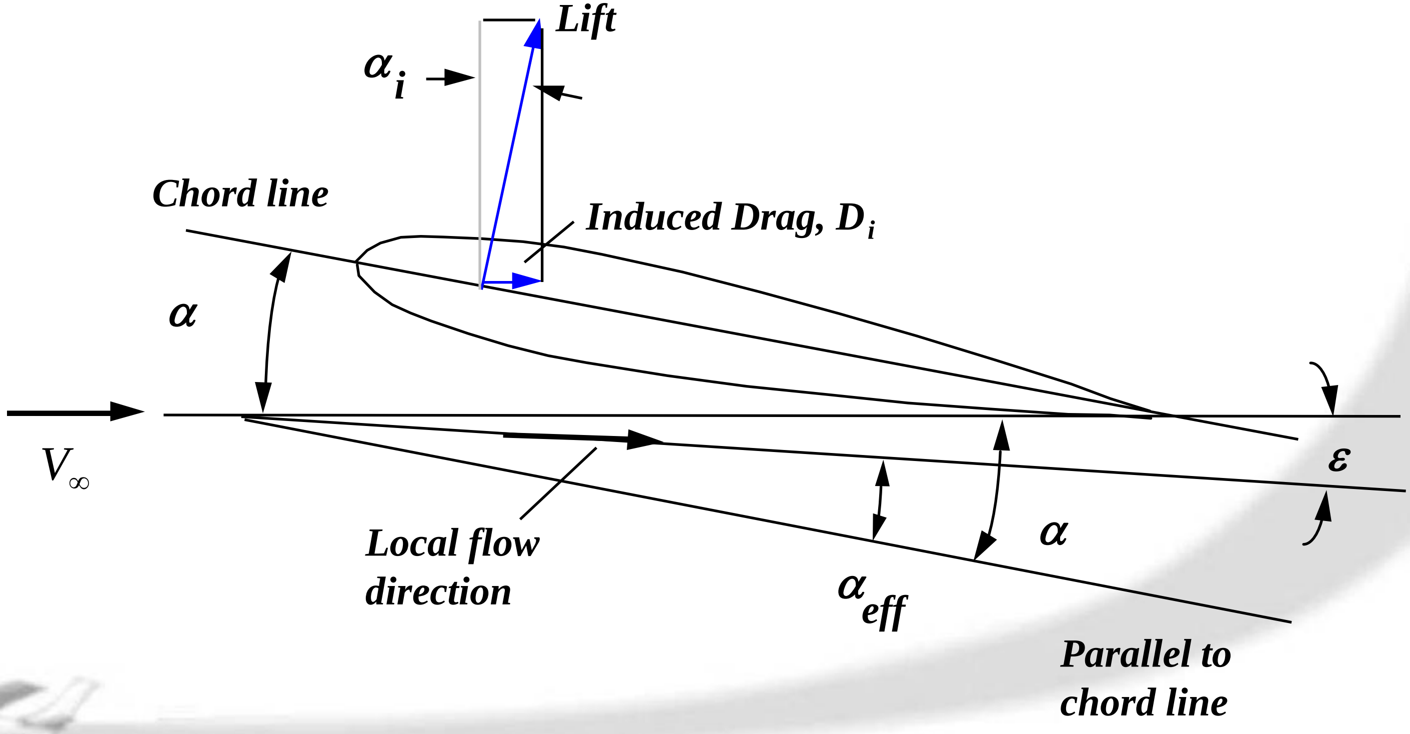
L'ALA FINITA Resistenza indotta

INDUZIONE SULL'ALA

Si può ridisegnare il vettore portanza perpendicolare alla NUOVA DIREZIONE della velocità.

Avremo la nascita di una componente nella stessa direzione della originale direzione della corrente a monte.

Tale componente è la resistenza indotta o anche dovuta alla portanza.



Resistenza indotta

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

since α_i **is generally small,**

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

It can be shown that for elliptical lift distributions

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

i.e.,

$$D_i = L\alpha_i = \frac{LC_L}{\pi AR}$$

Resistenza indotta

and since $L = q_\infty S C_L$

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

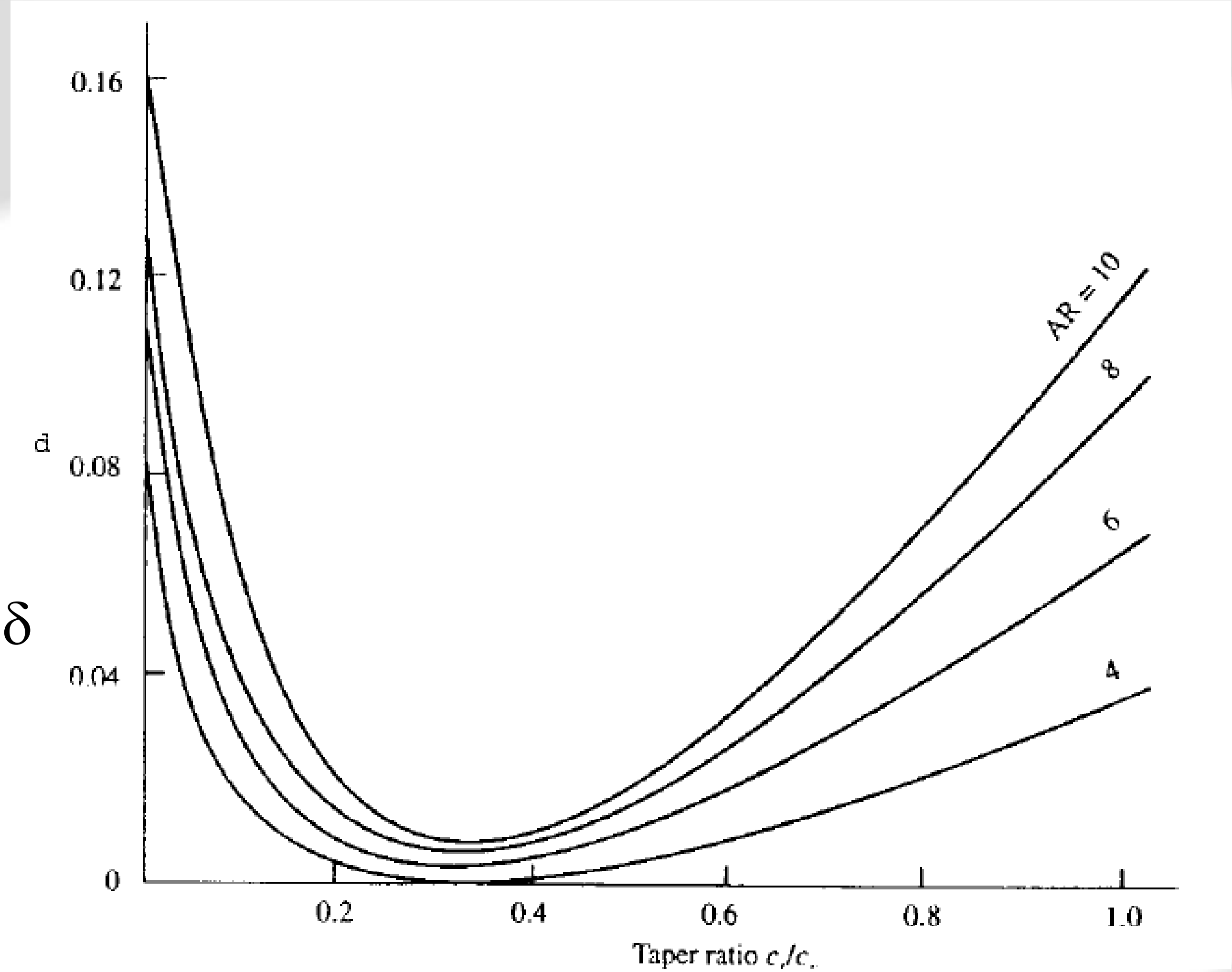
or, $$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR}$$

Resistenza indotta

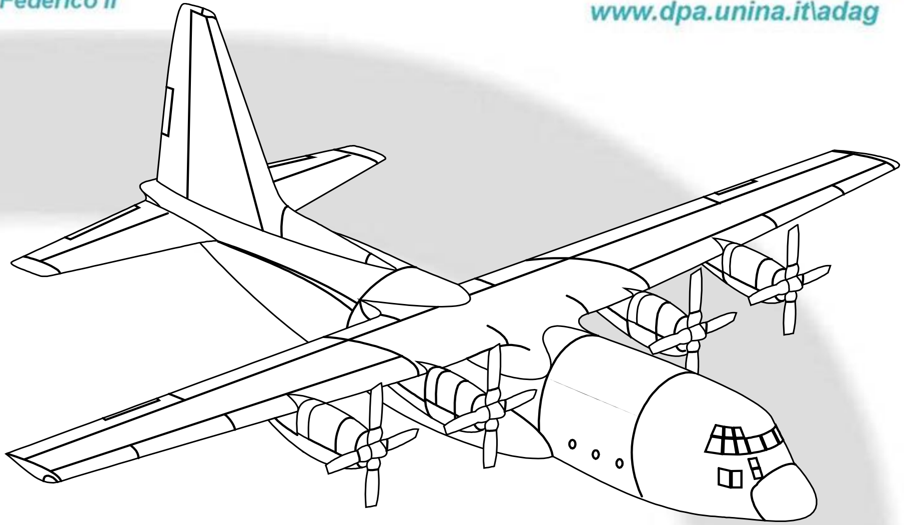
Per ali non ellittiche :

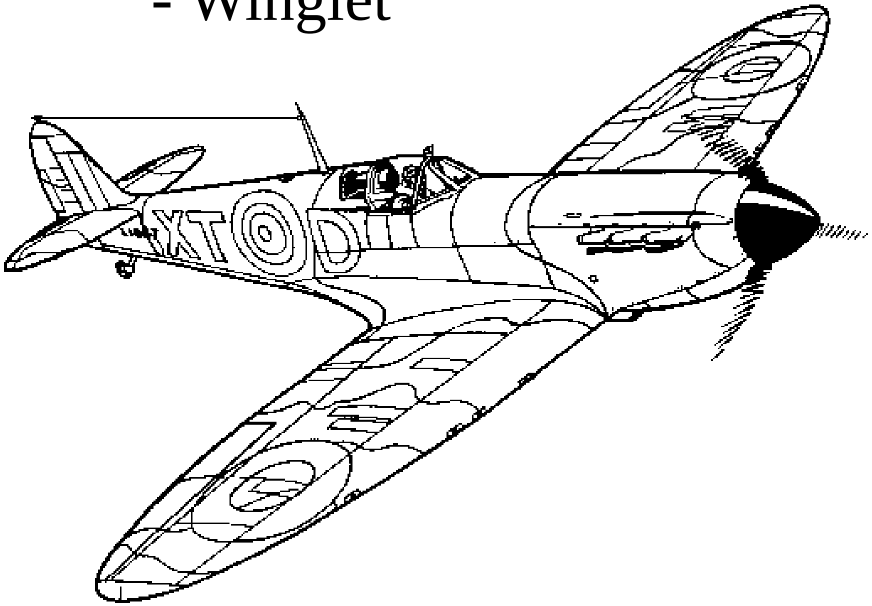
$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR}\left(1+\delta\right)$$

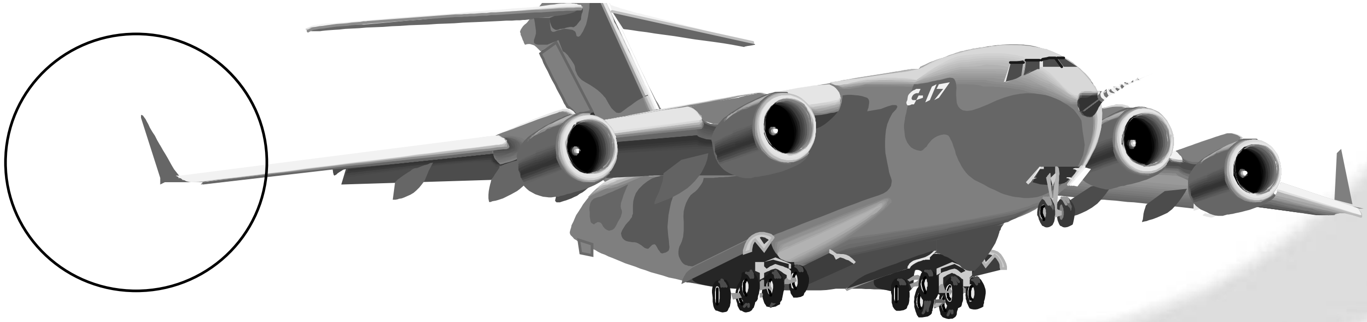
δ



Ridurre la res. Indotta:
- Forma in pianta
- Winglet







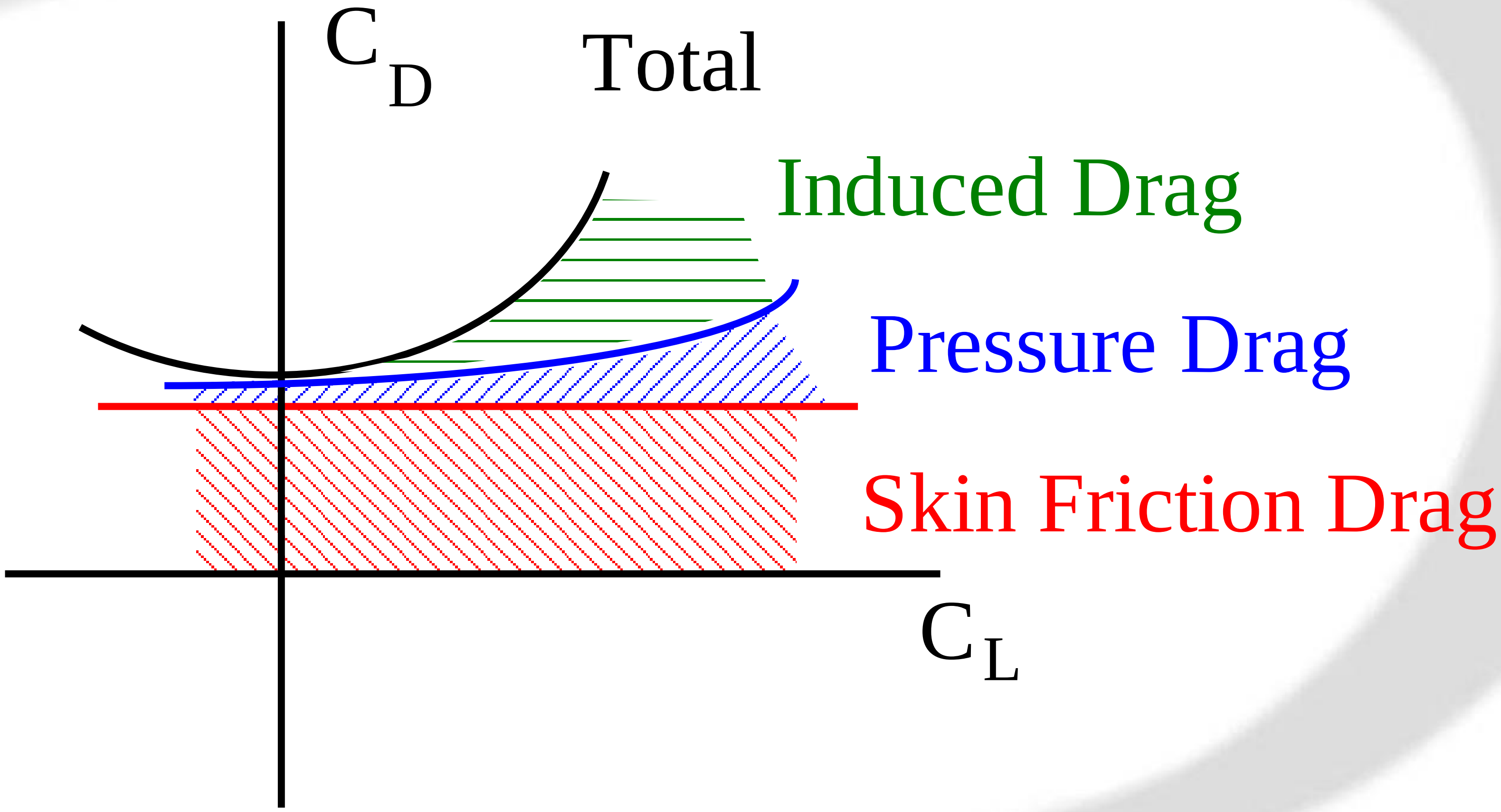
Total Drag

- La resistenza totale ha due componenti
  - Profile drag (skin friction + pressure)
  - Induced drag
- In coefficienti:

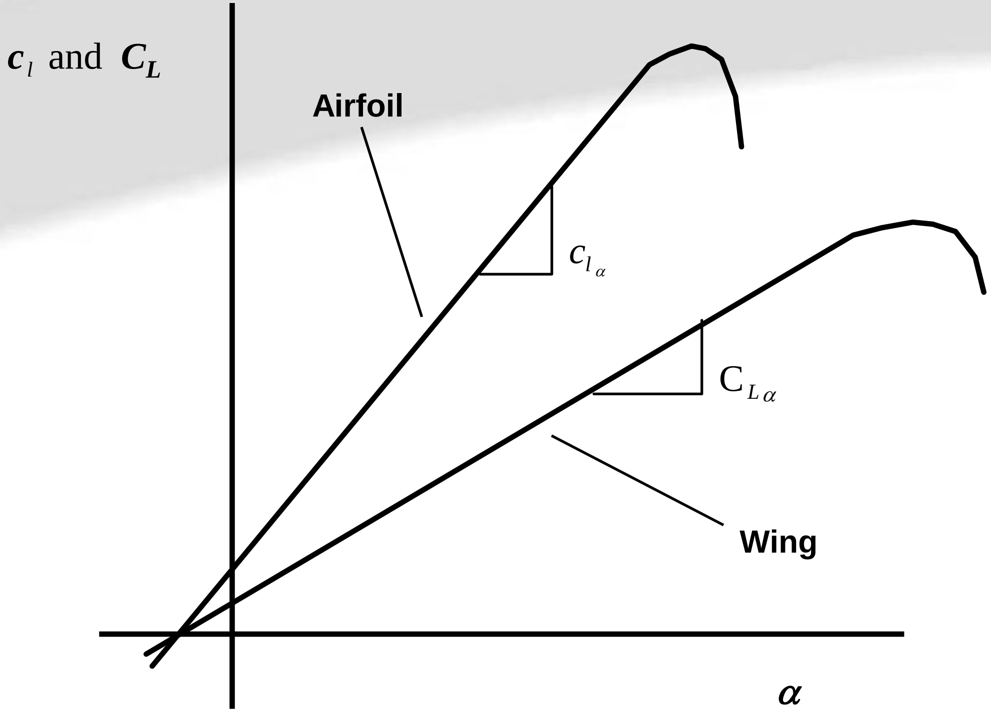
$$\boxed{C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e_i AR}}$$

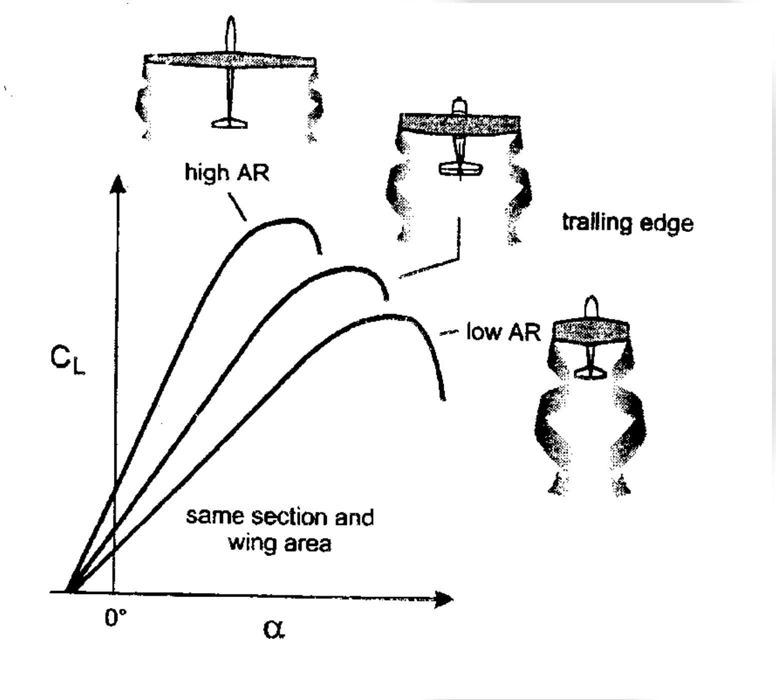
$$Total = Profile + Induced$$

Total Drag



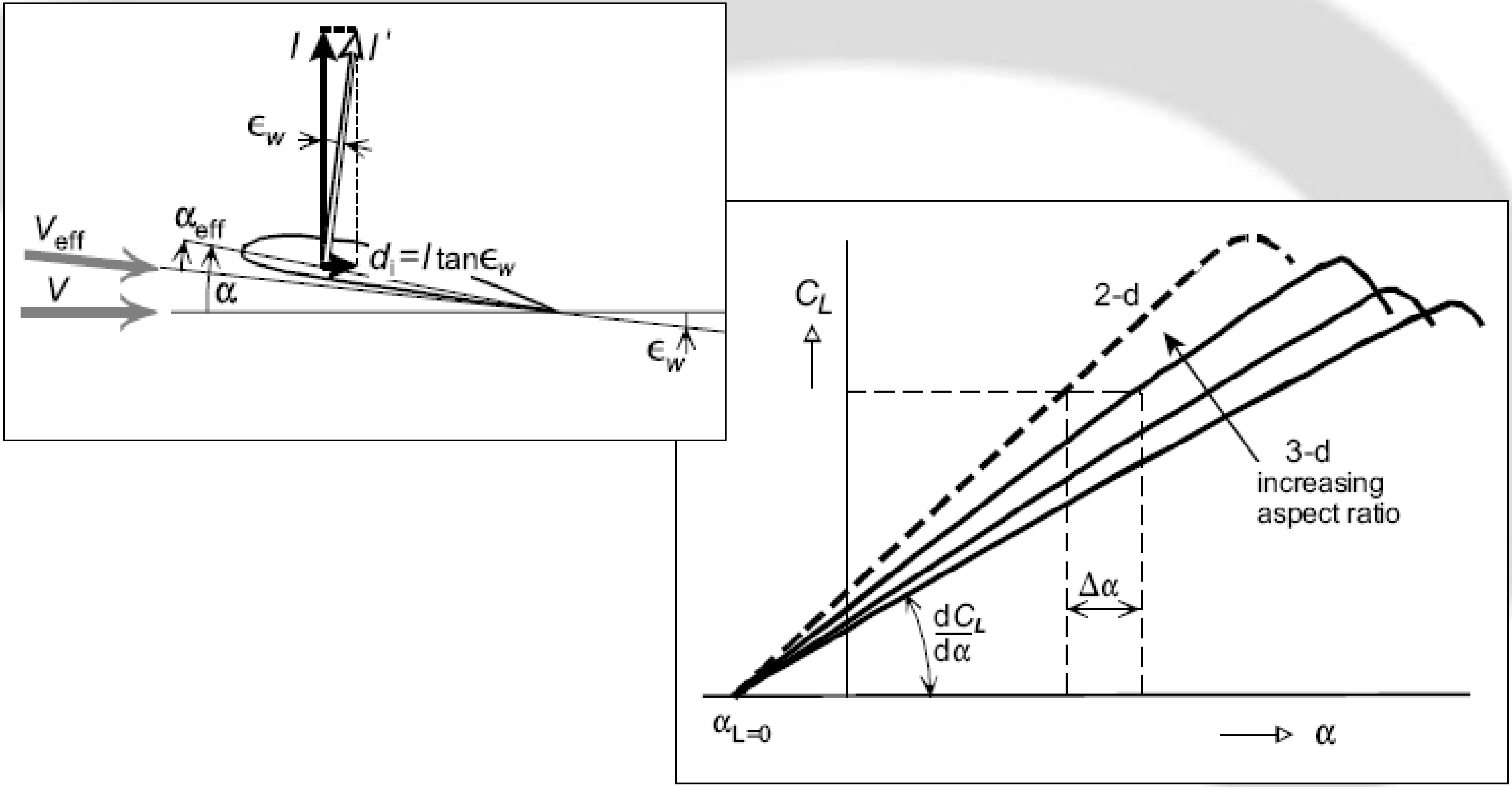
3-D Effects on Lift





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

AR Effects on Lift



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

L’ALA FINITA – gradiente retta portanza

$$a = f\,\frac{a_0}{1+\dfrac{57.3\cdot a_0}{\pi\cdot AR}}$$

con a_0 espresso in [1/°]

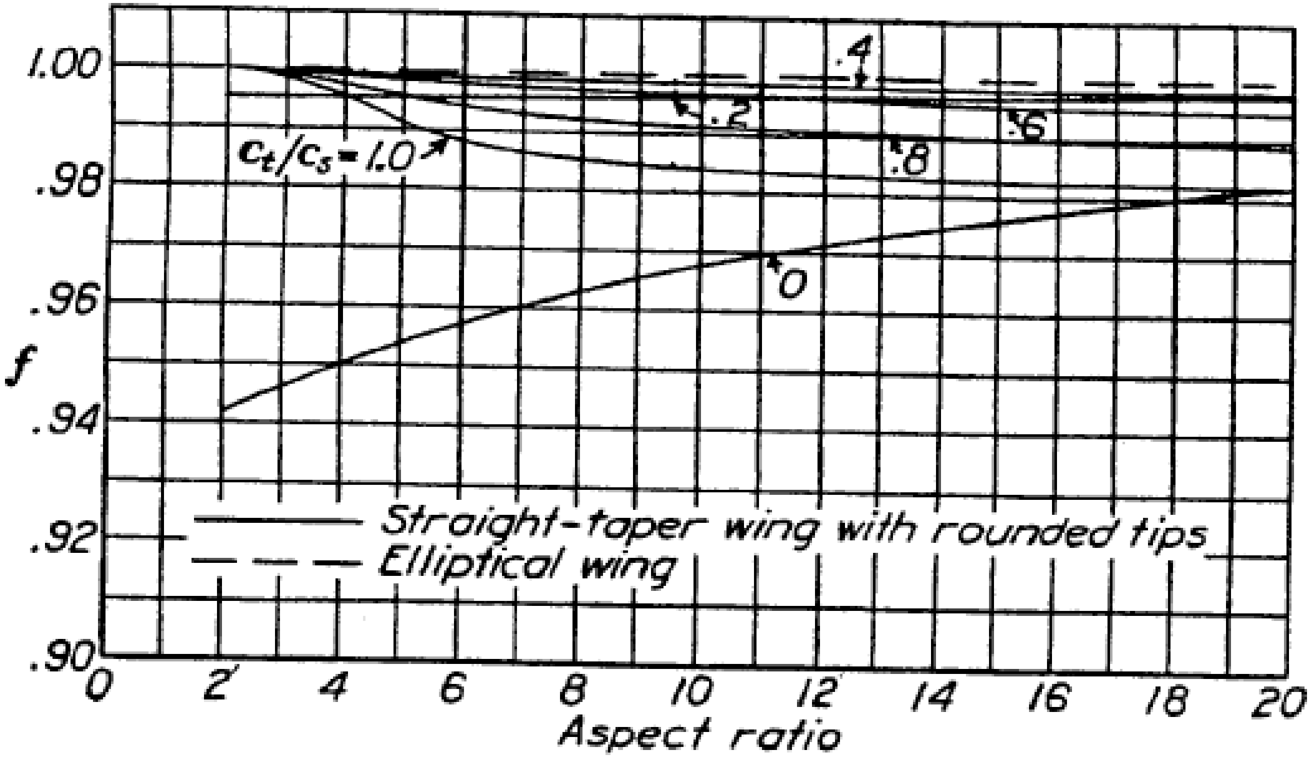


FIG. 8. Chart for determining lift-curve slope.

$$a = f\,\frac{a_e}{1 + (57.3a_e/\pi A)}$$

L’ALA FINITA – gradiente retta portanza

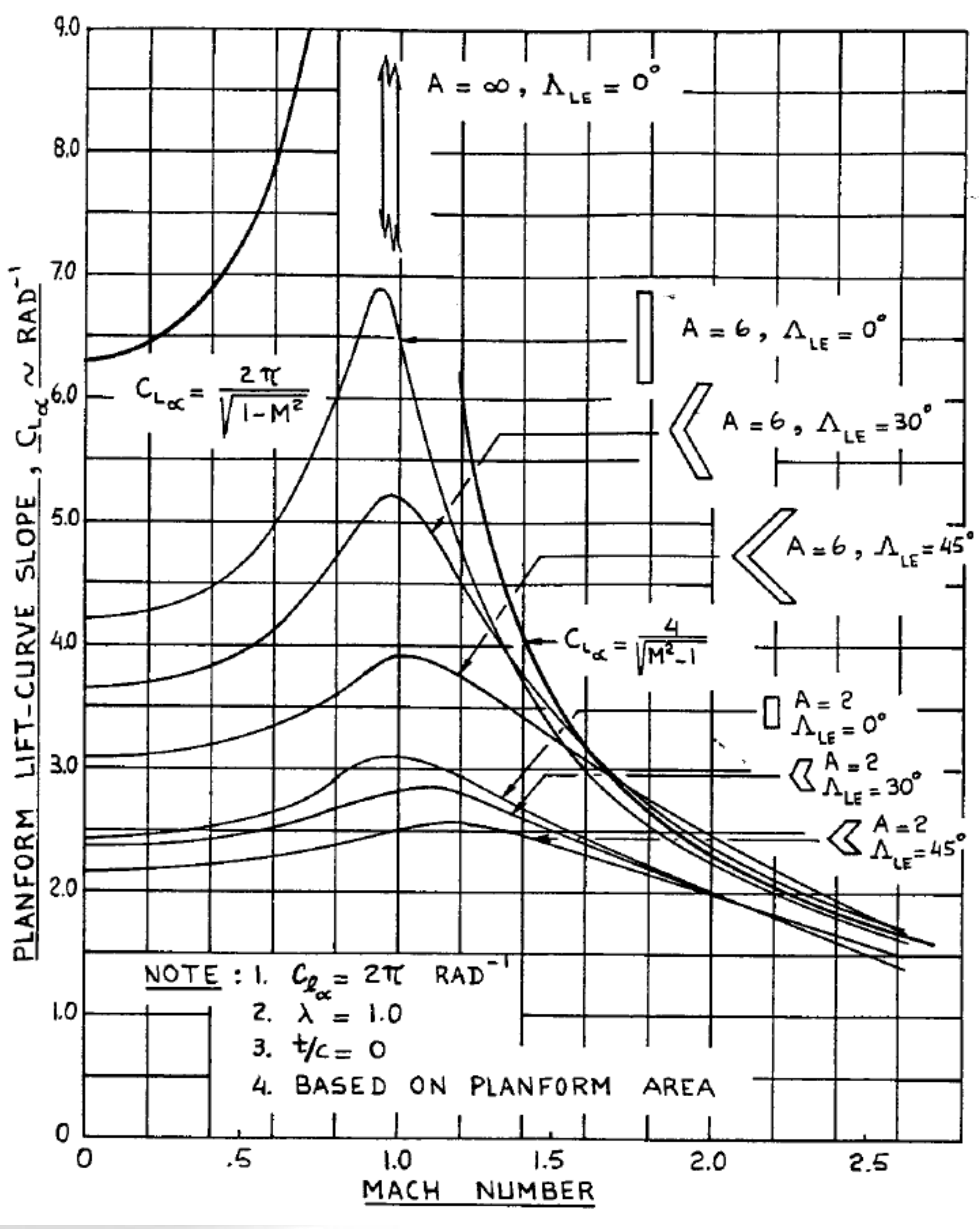
Comprimibile (Influenza del Mach)

$$a_{\text{comp}} = \frac{a_0}{\sqrt{1 - M_\infty^2} + a_0/(\pi e_1 \mathrm{AR})}$$

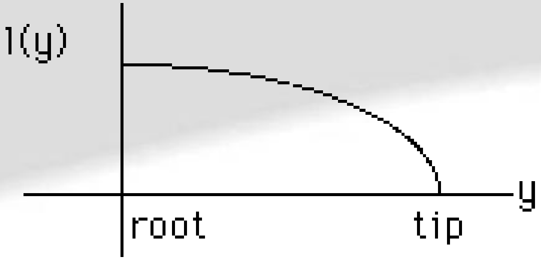
Comprimibile ed ala a freccia (effetto della freccia alare)

$$a_{\text{comp}} = \frac{a_0 \cos \Lambda}{\sqrt{1 - M_\infty^2 \cos^2 \Lambda + [(a_0 \cos \Lambda)/(\pi \mathrm{AR})]^2} + (a_0 \cos \Lambda)/(\pi \mathrm{AR})}$$

L'ALA FINITA
gradiente retta portanza

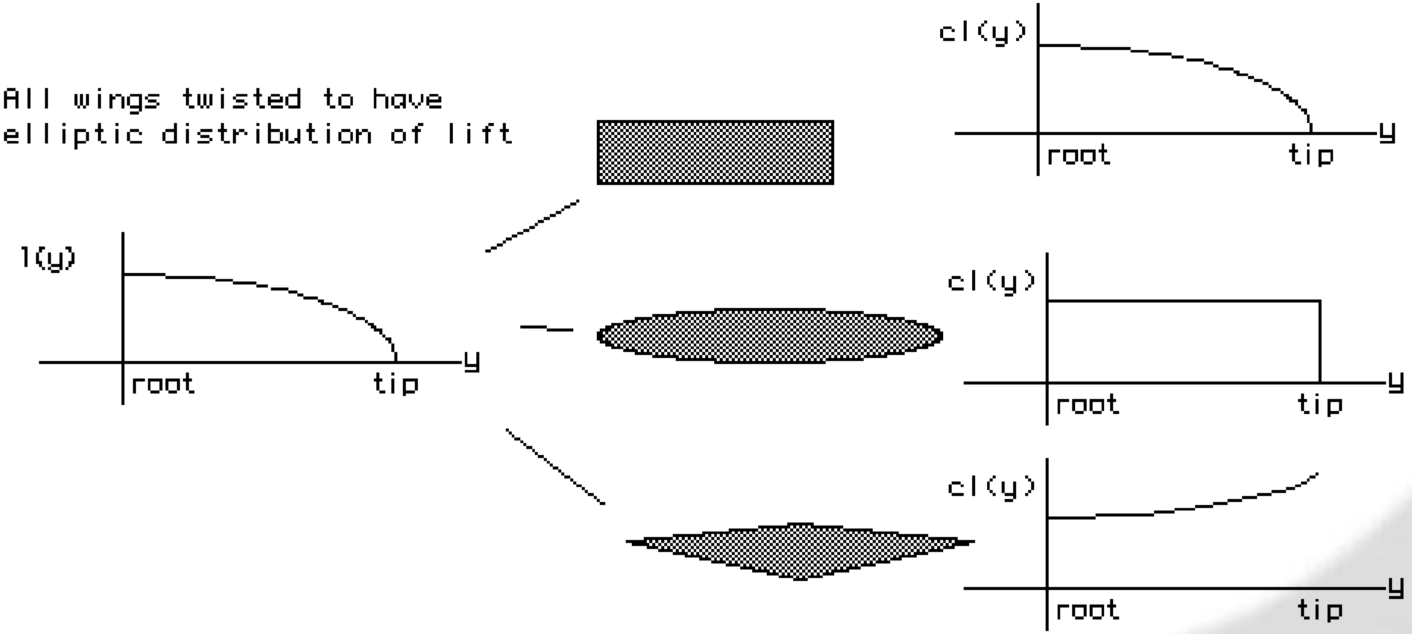


L’ALA FINITA – Distribuzione di carico e di Cl

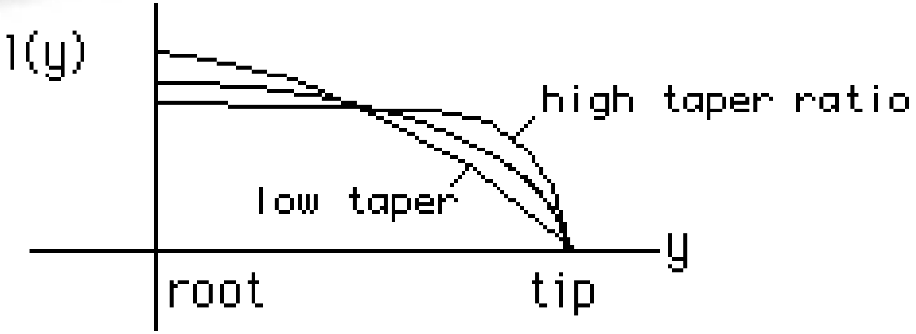


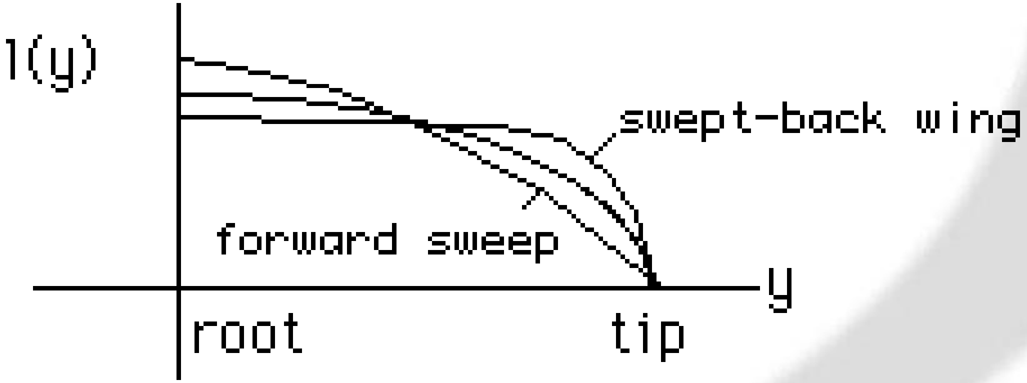
$$C_l(y) = \frac{l(y)}{q\,c(y)}$$

All wings twisted to have
elliptic distribution of lift

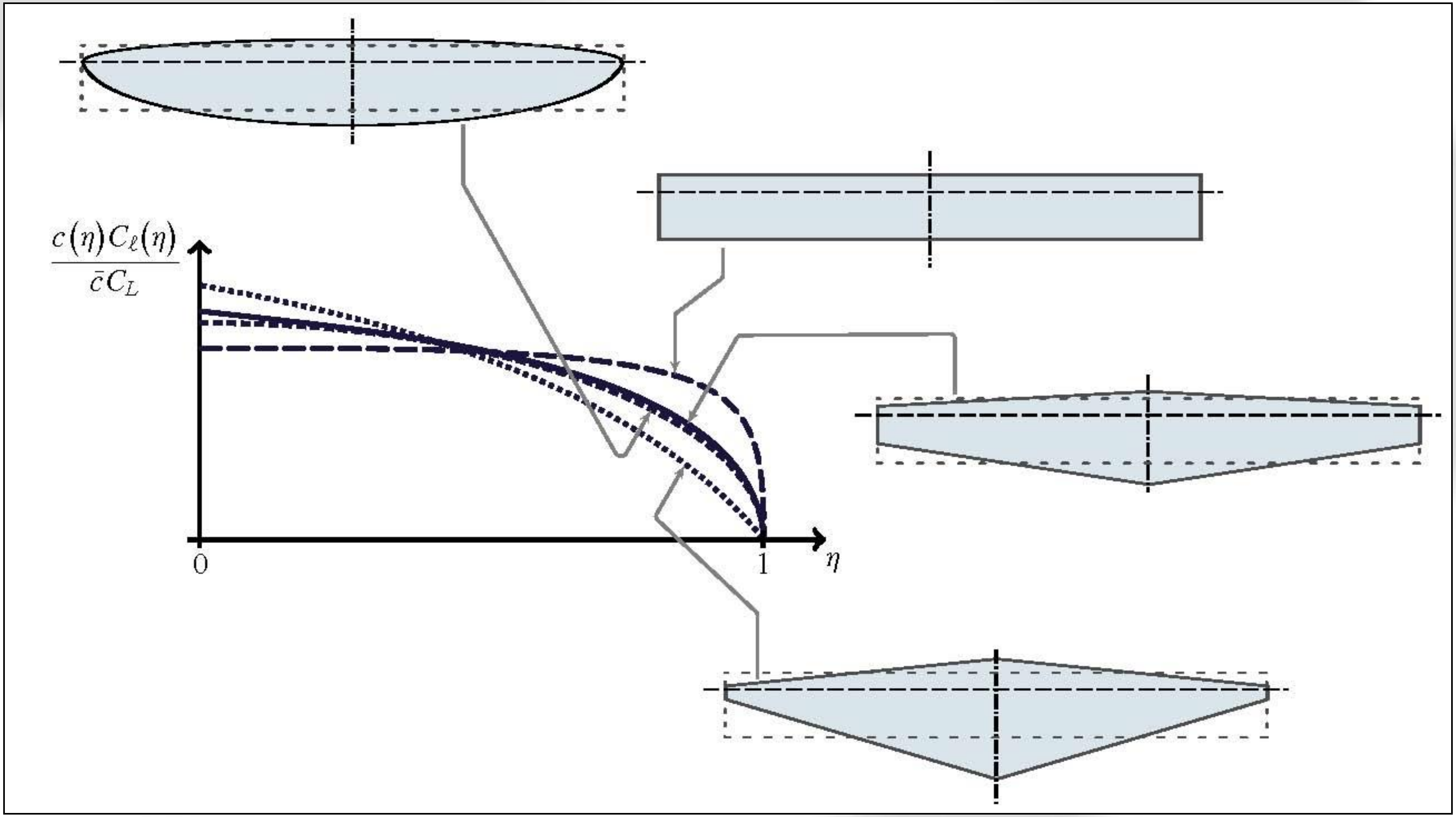


L’ALA FINITA – Carico
Effetto rastremazione e freccia

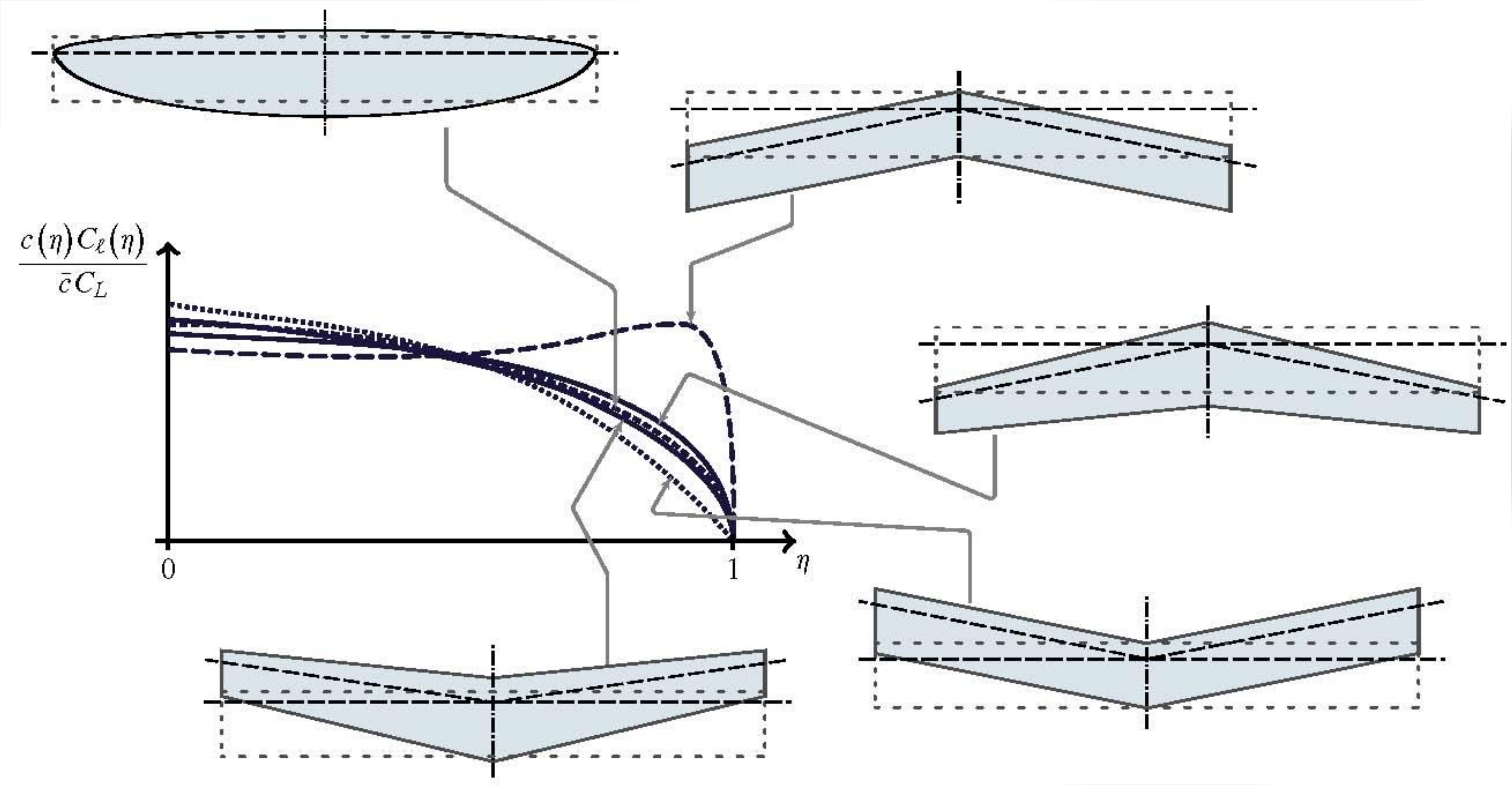




L’ALA FINITA – Carico
Effetto rastremazione

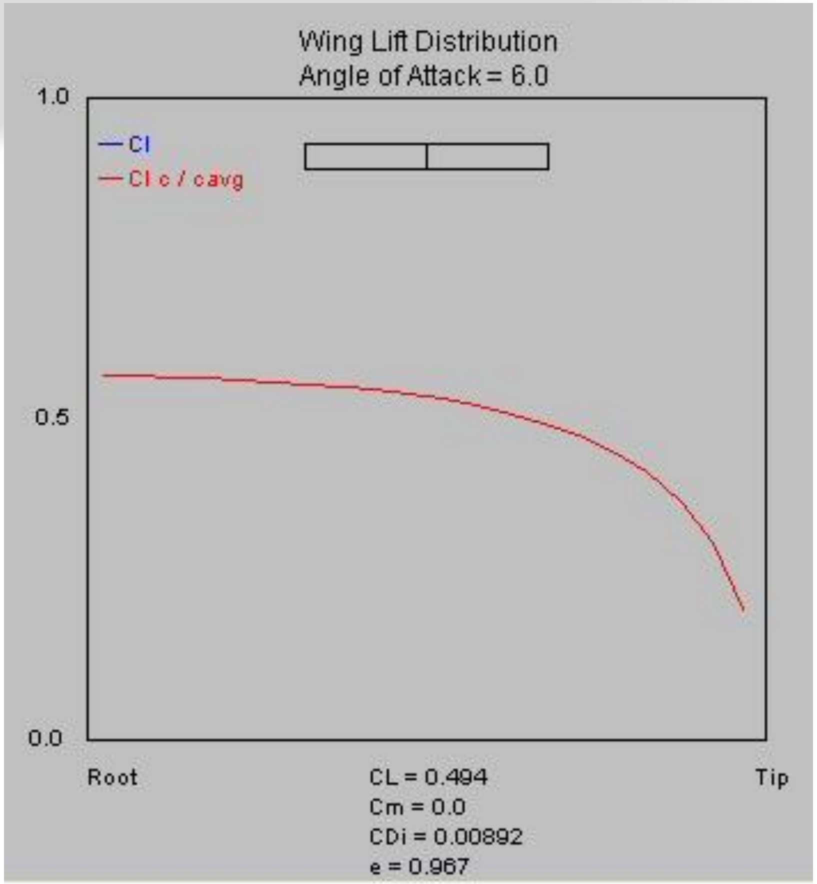


L'ALA FINITA – Carico
Effetto freccia

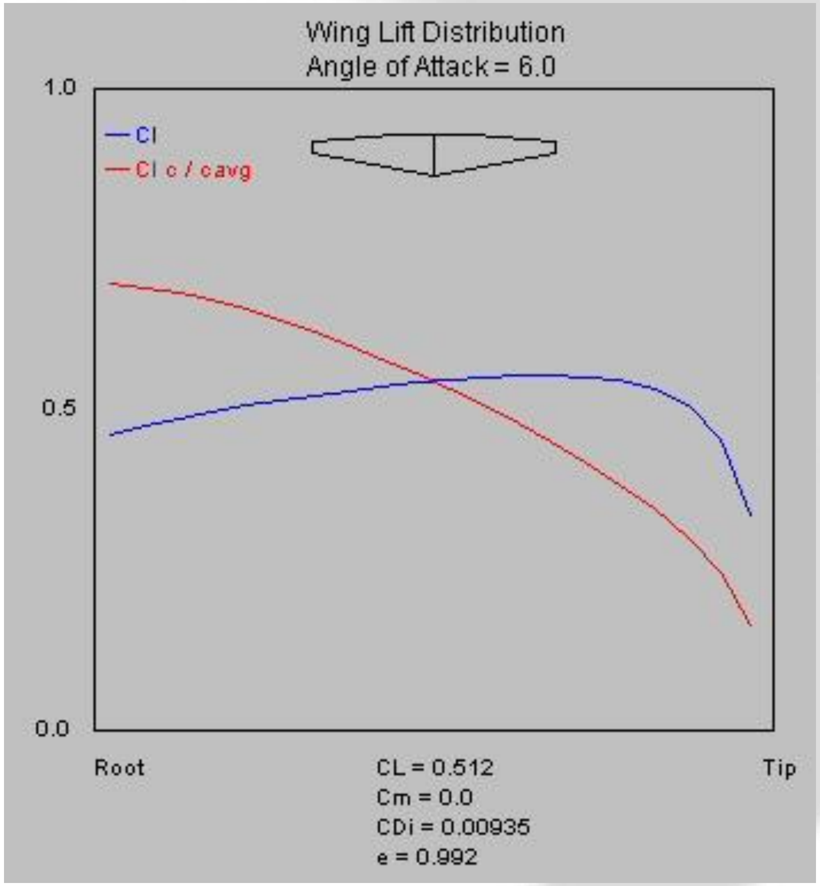


L'ALA FINITA - Effetto rastremazione

AR=9 ; Freccia=0°



Ala rettangolare



Ala rastremata λ=0.30

http:\\aero.stanford.edu\wingcalc.html

L'ALA FINITA - Effetto rastremazione

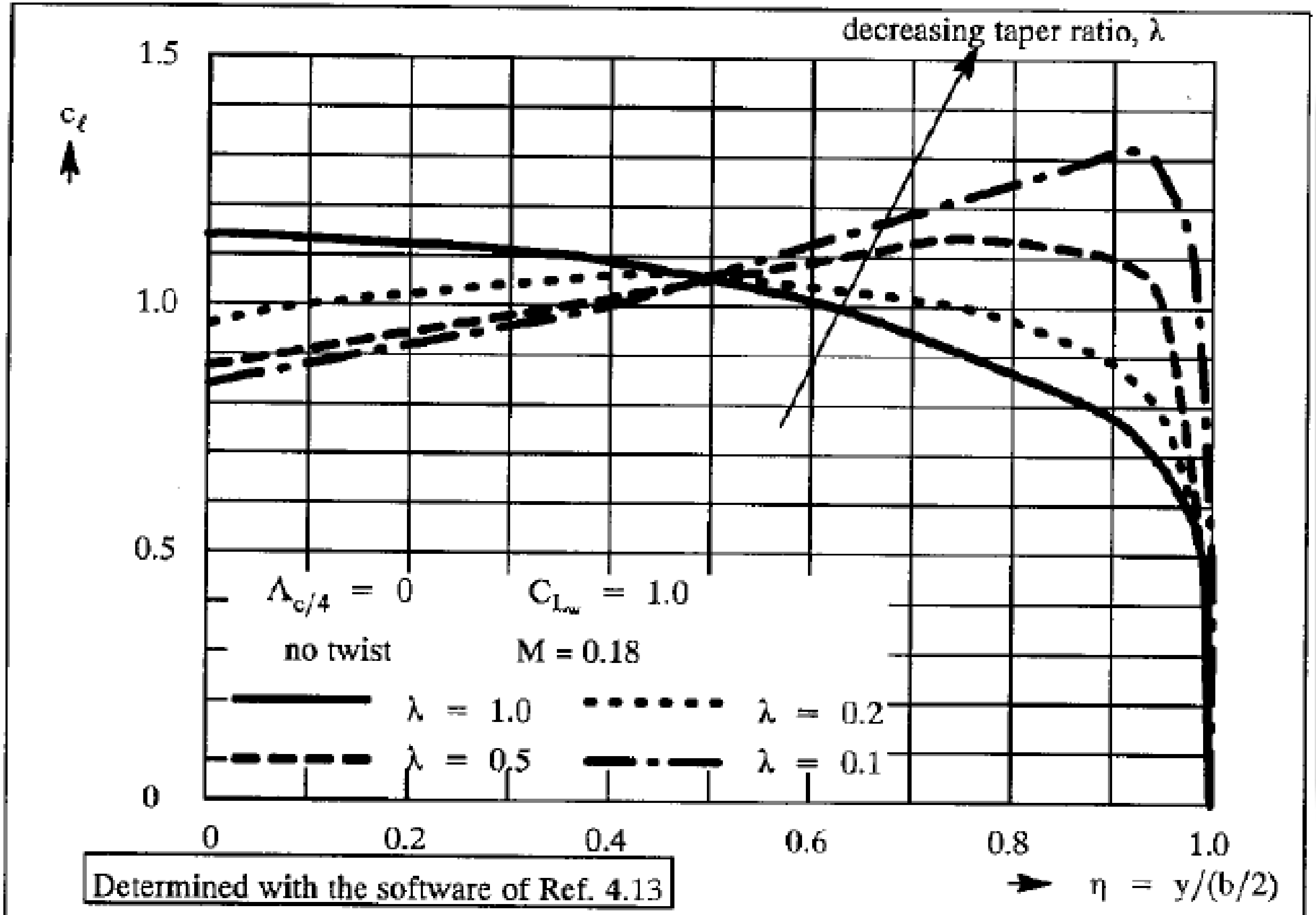
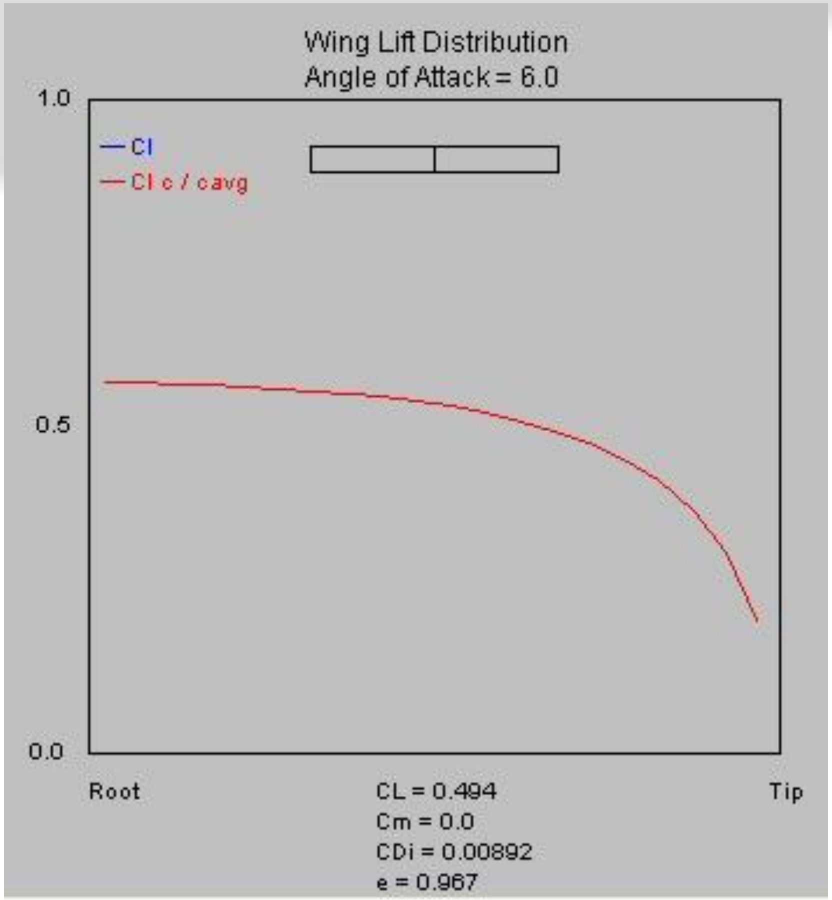


Figure 4.13 Lift Distribution for $C_L = 1.0$ for Unswept, Straight Tapered Wings of Varying Taper Ratio

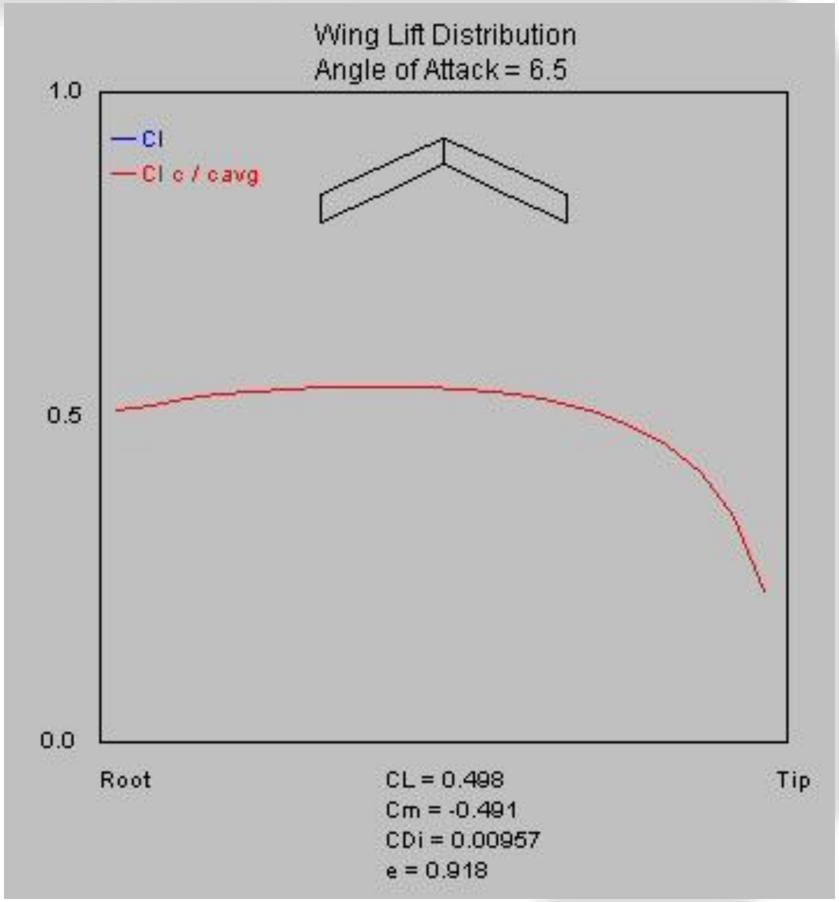
L'ALA FINITA - Effetto angolo di freccia

AR=9 ; Ala rettangolare



CL = 0.494
Cm = 0.0
CDi = 0.00892
e = 0.967

Freccia Λ=0°

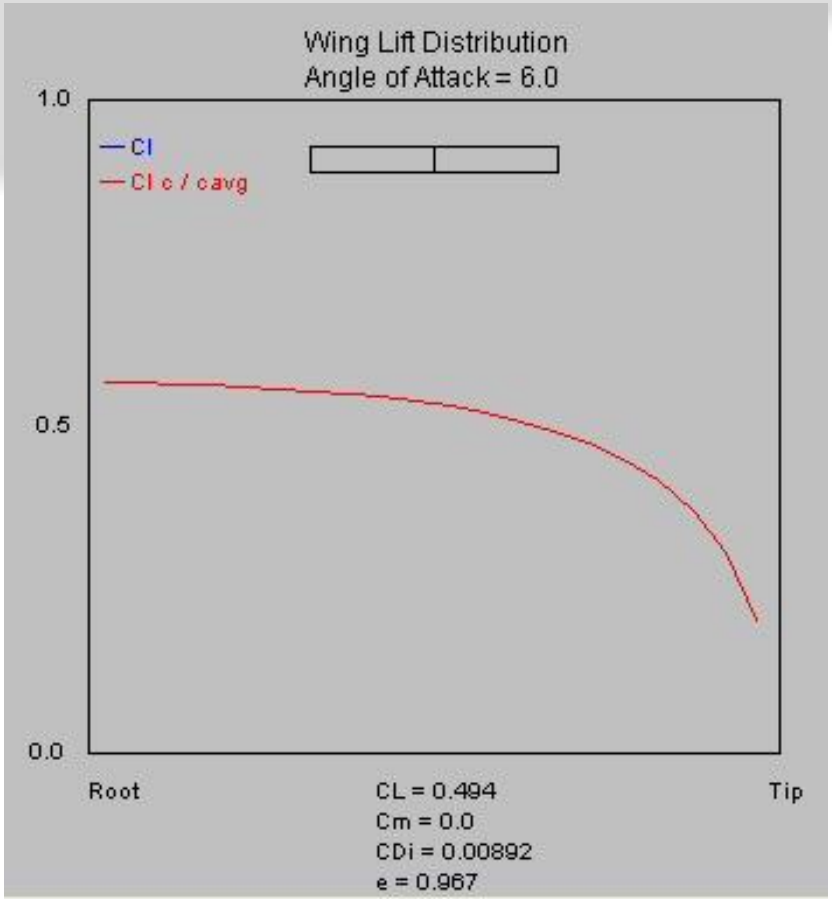


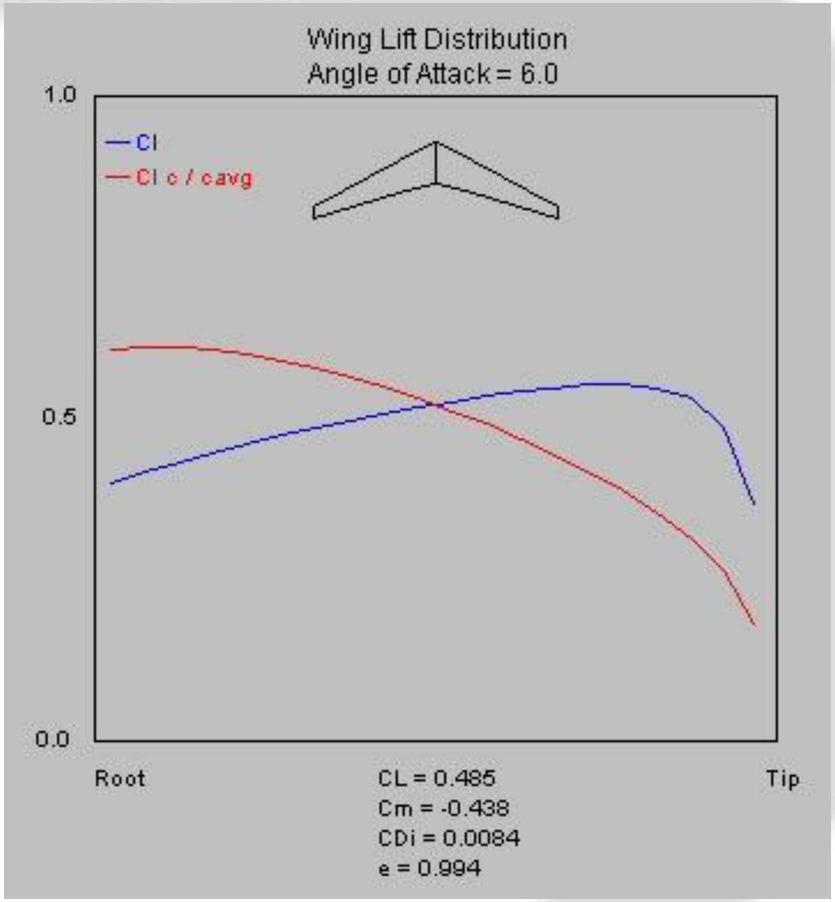
CL = 0.498
Cm = -0.491
CDi = 0.00957
e = 0.918

Freccia Λ=25°

L'ALA FINITA - Effetto rastremazione e freccia

AR=9

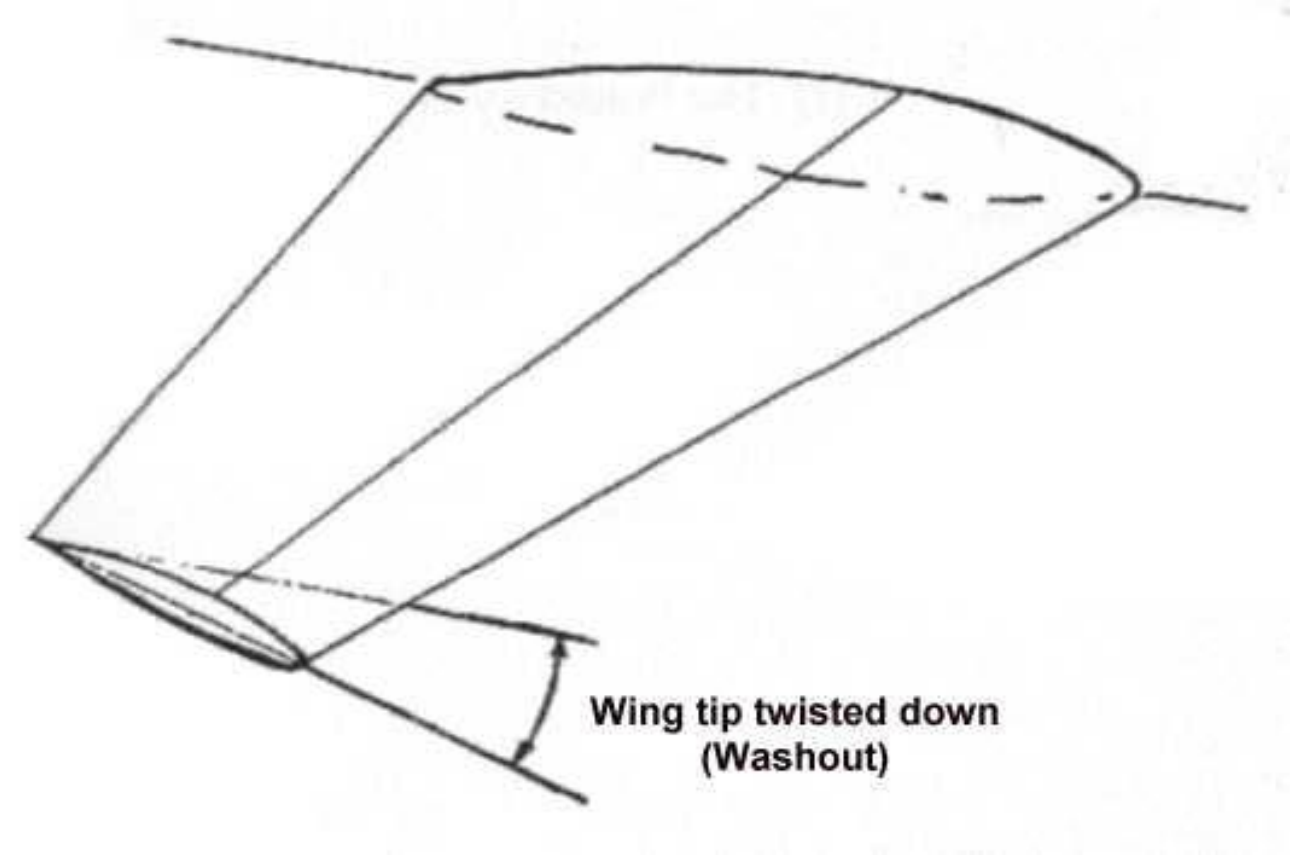




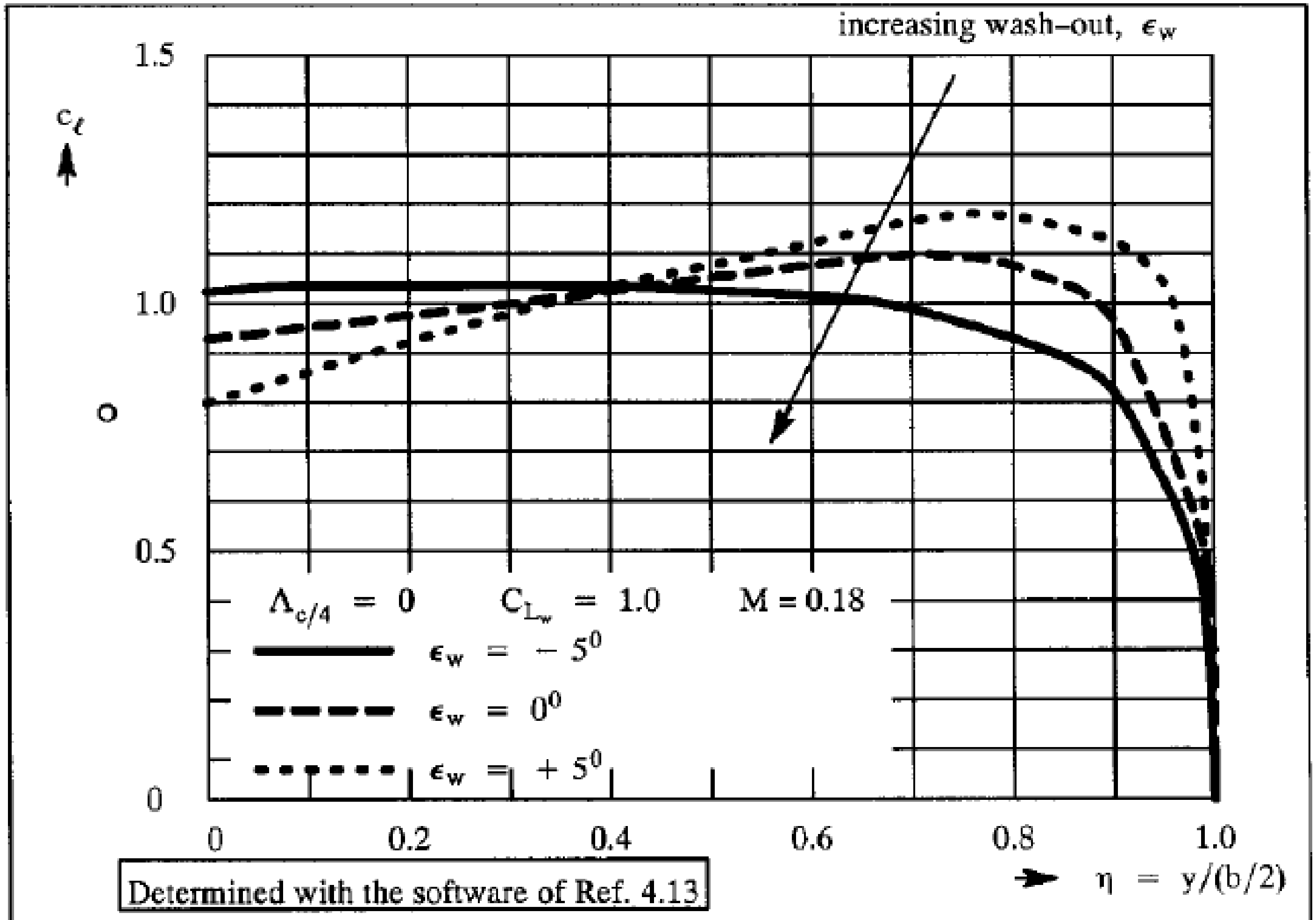
λ=1 ; Λ=0°

λ=0.30 ; Λ=25°

L'ALA FINITA - svergolamento



L'ALA FINITA – effetto aerodinamico svergolamento

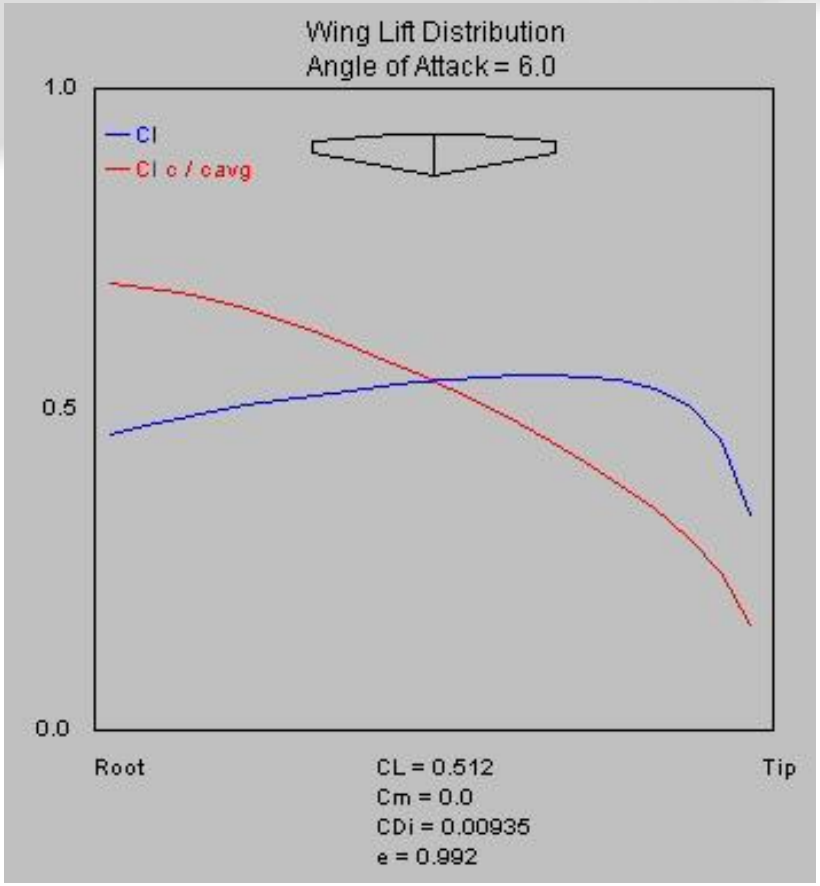


Determined with the software of Ref. 4.13

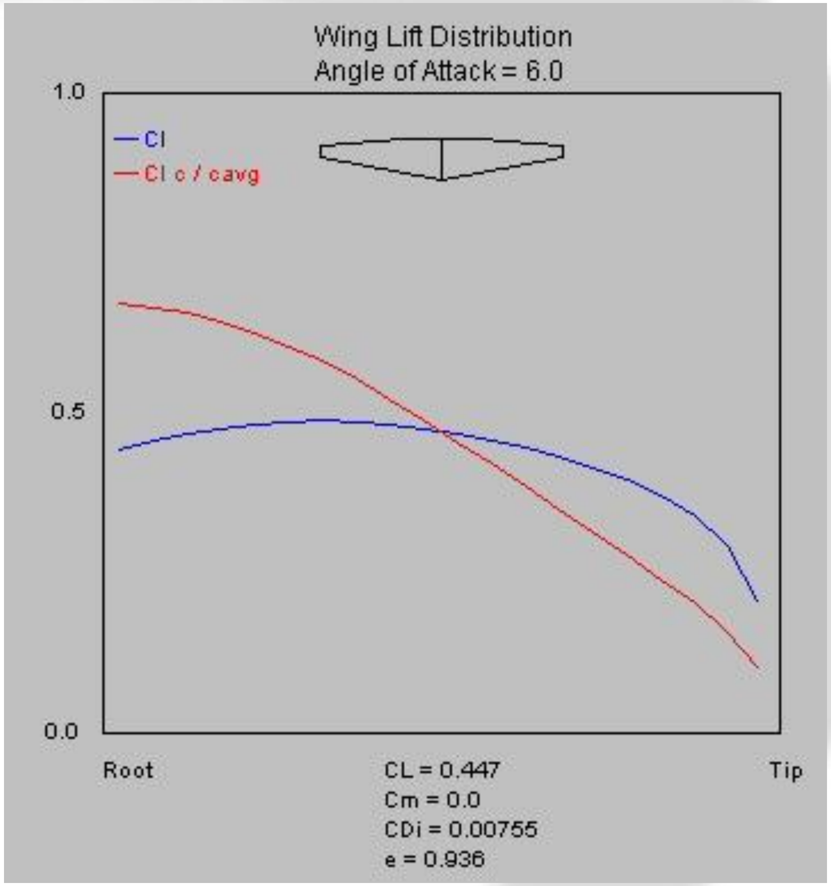
Figure 4.17 **Lift Distribution for $C_L = 1.0$ for Unswept, Straight Tapered Wings with Three Twist Angles**

L'ALA FINITA - Effetto svergolamento su ala rastremata

AR=9



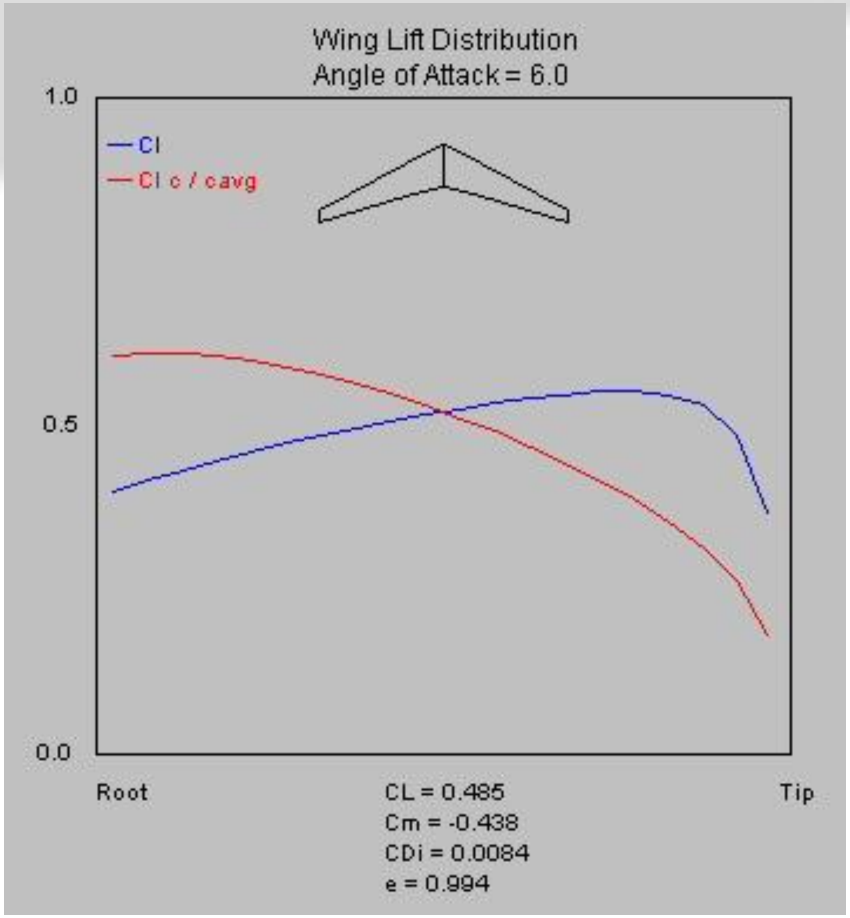
λ=0.30 ; Λ=0° ; NO TWIST



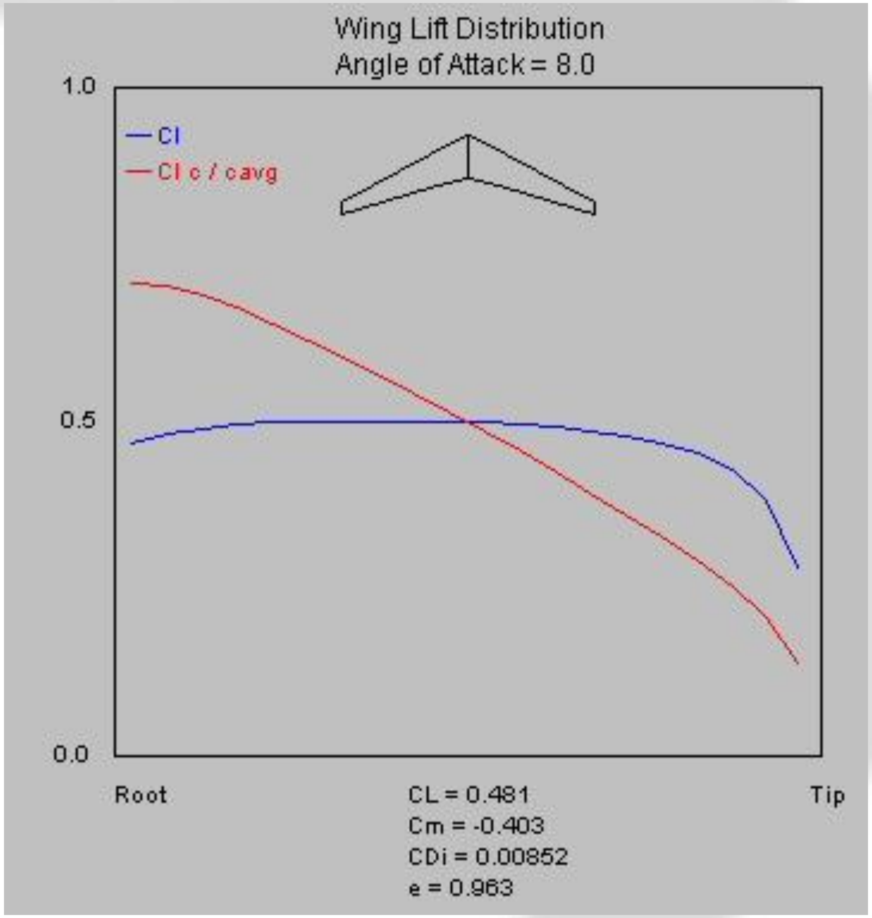
λ=0.30 ; Λ=0° ;
Linear Twist, ε_{TIP} = -3°

L’ALA FINITA - Effetto svergolamento su ala tipica

AR=9

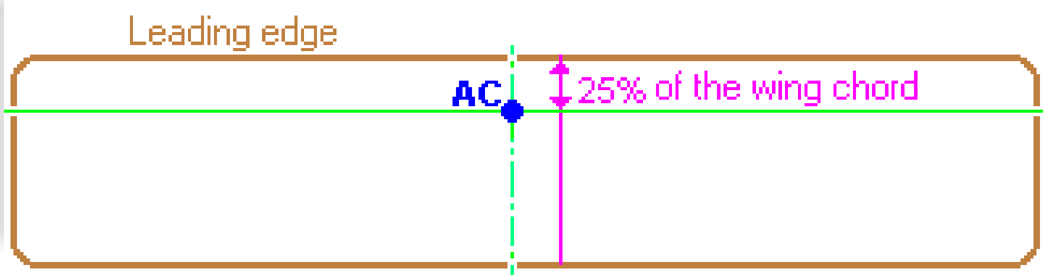


λ=0.30 ; Λ=25° ; NO TWIST

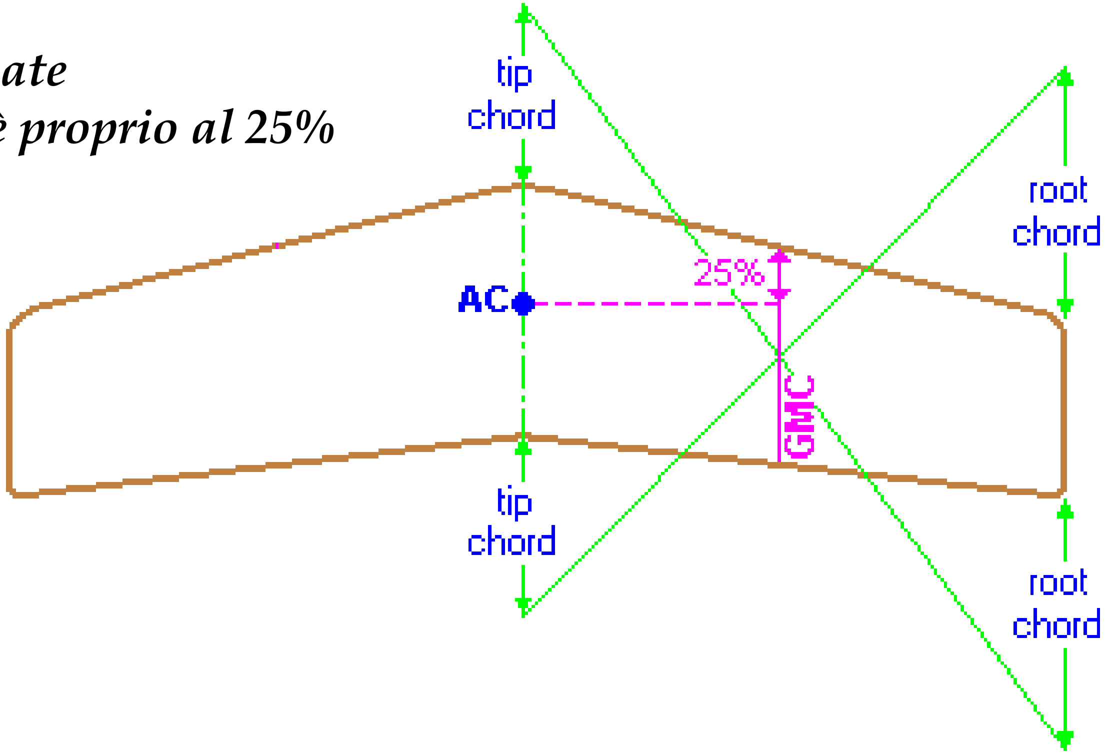


λ=0.30 ; Λ=25° ;
Linear Twist, ε_{TIP} = -4°

L'ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*



Per ali a freccia e rastremate
è vicino al 25% , ma non è proprio al 25%



L'ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*

Pos centro aer. Xac funzione di : AR, freccia, rastremazione, CLα e MACH

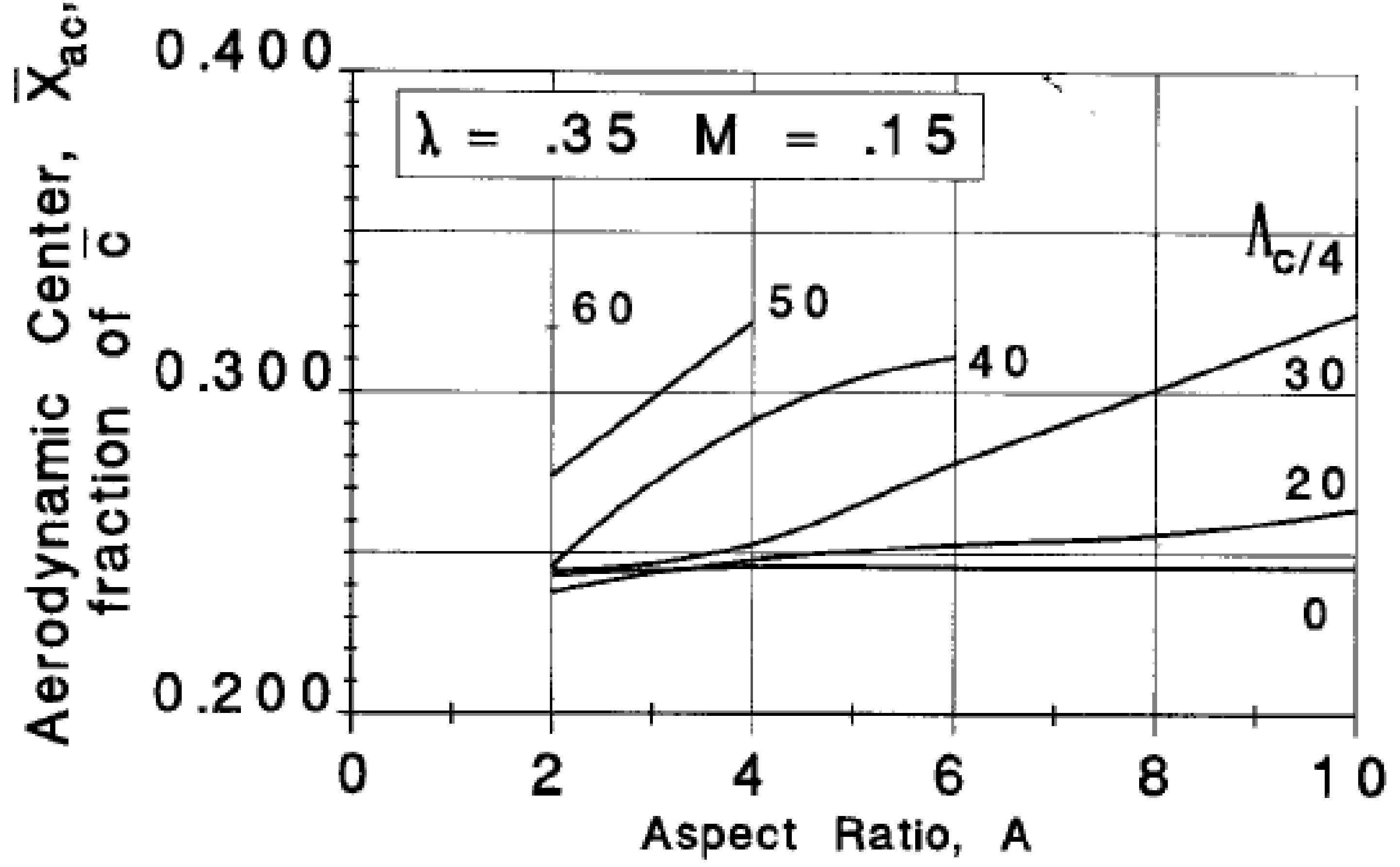
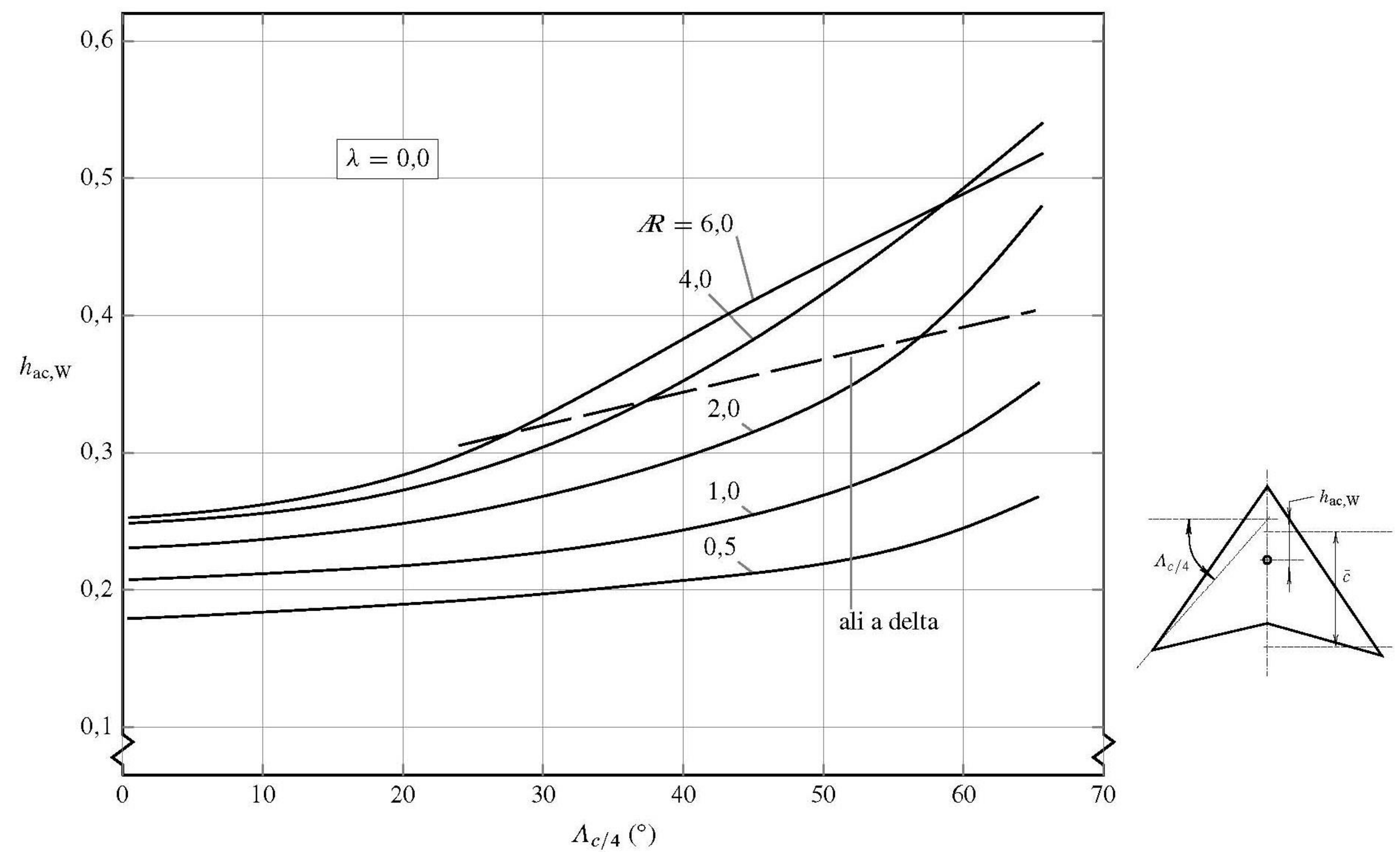
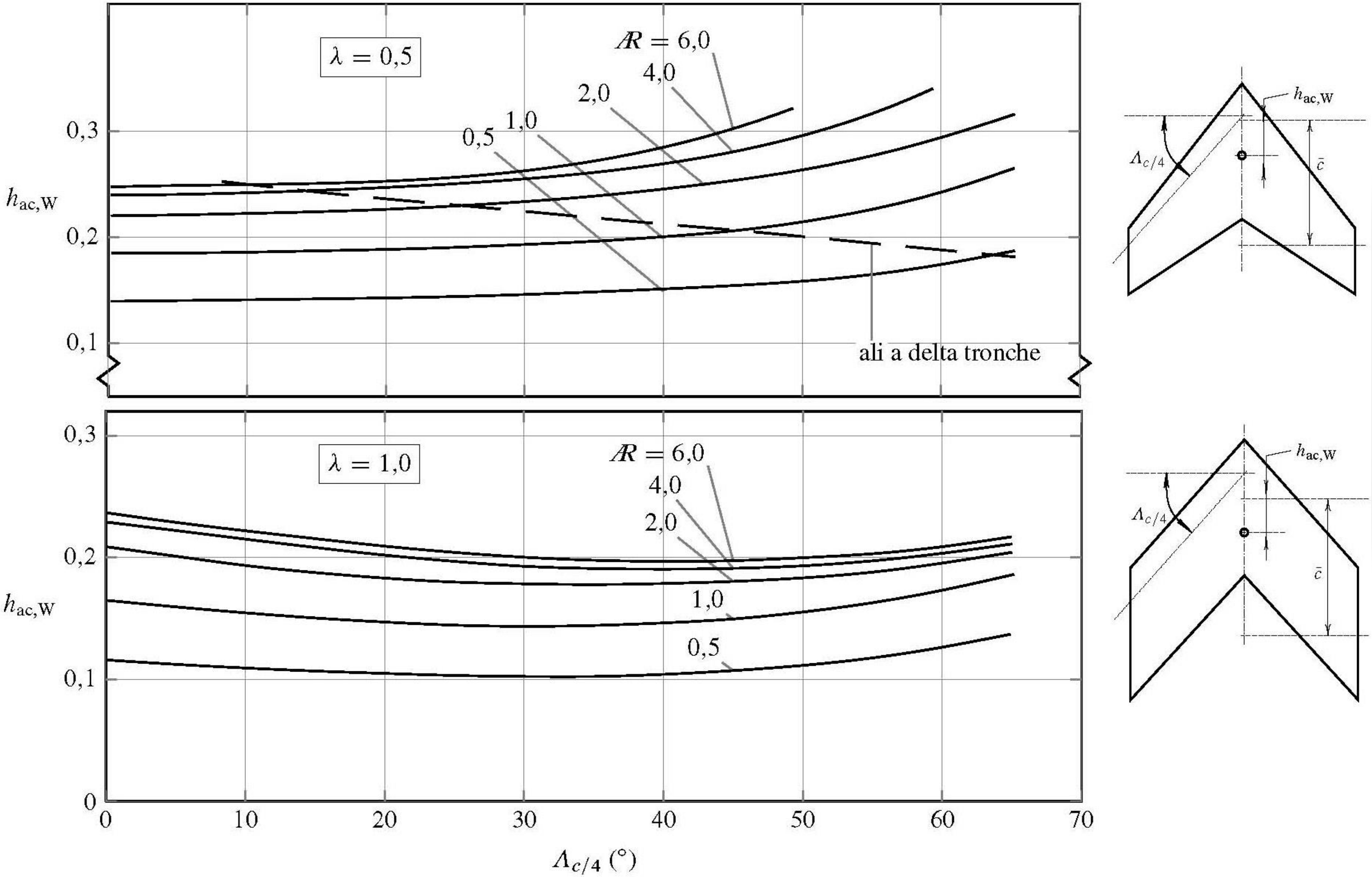


Figure 2.9 Effect of Planform Geometry on Aerodynamic Center (Subsonic)

L'ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*



L'ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*



L’ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*

Pos centro aer. Xac , EFFETTO MACH in Supersonico

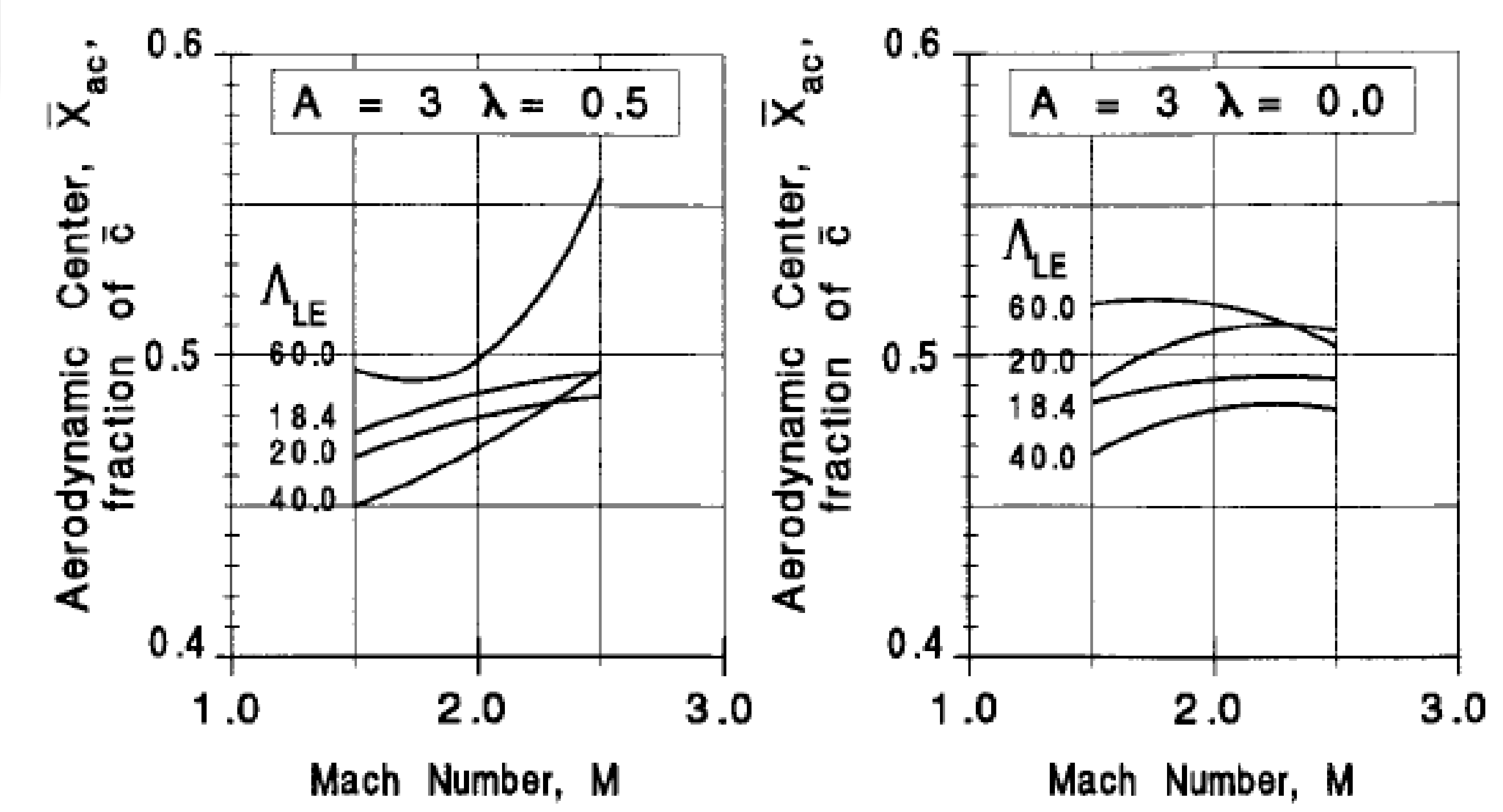


Figure 2.10 Effect of Planform Geometry on Aerodynamic Center (Supersonic)

L'ALA FINITA – *CENTRO AERODINAMICO*

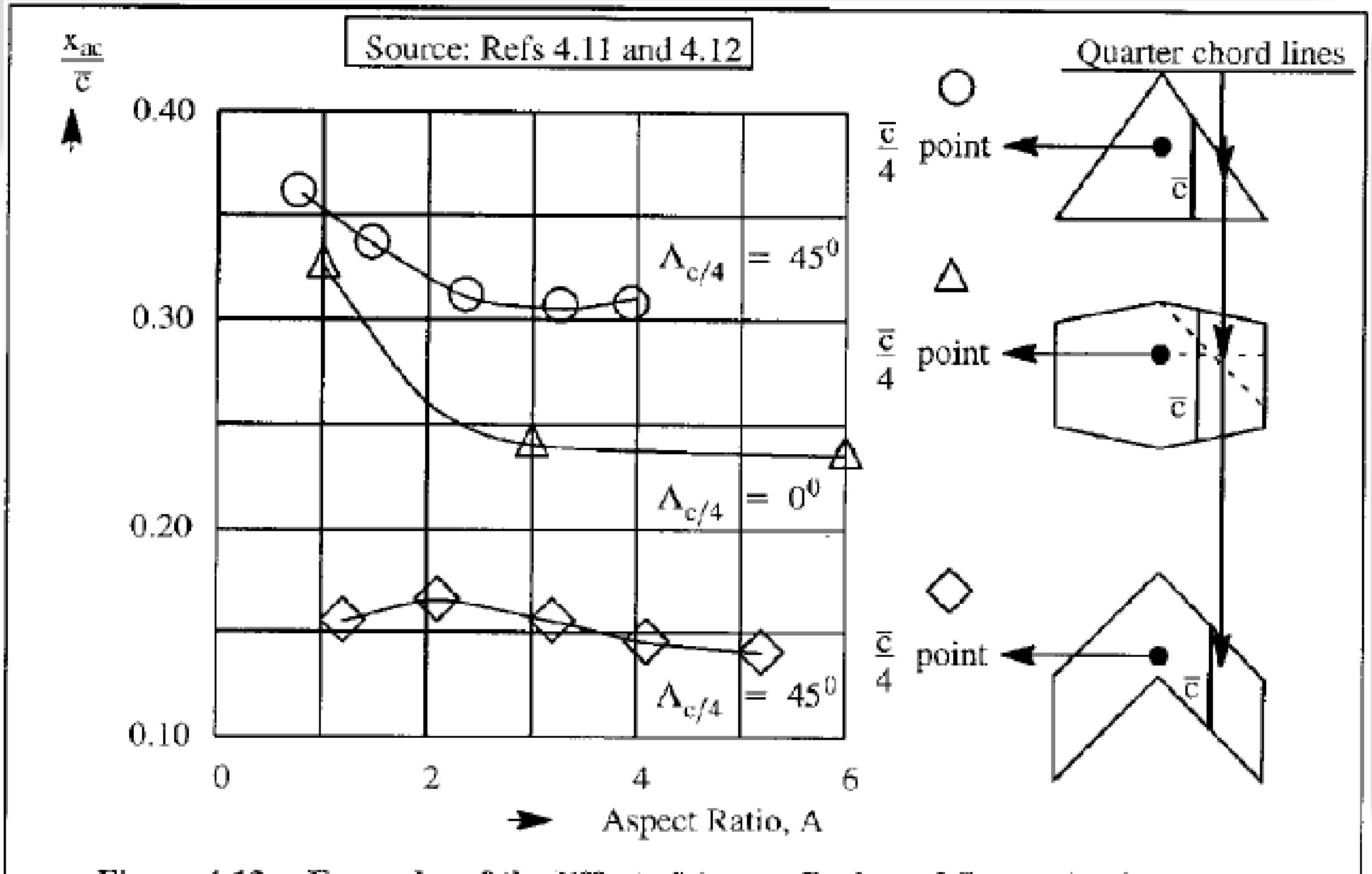
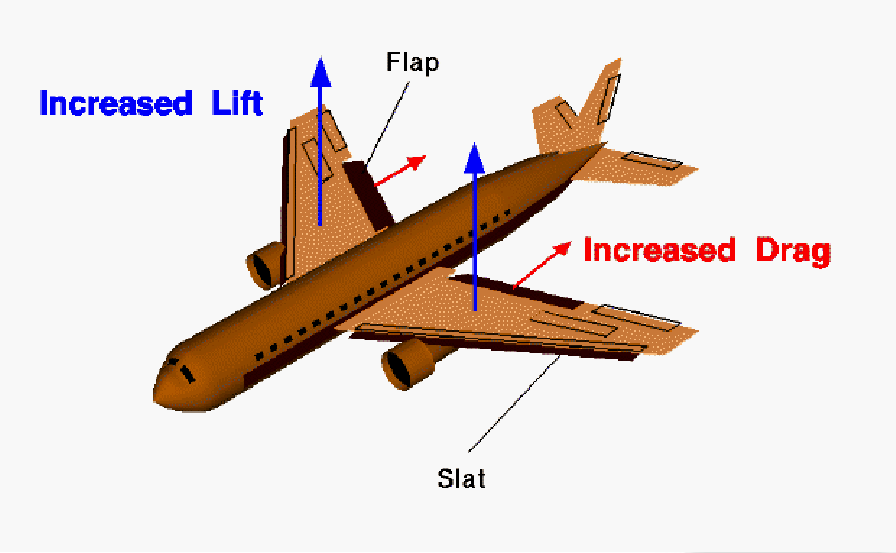


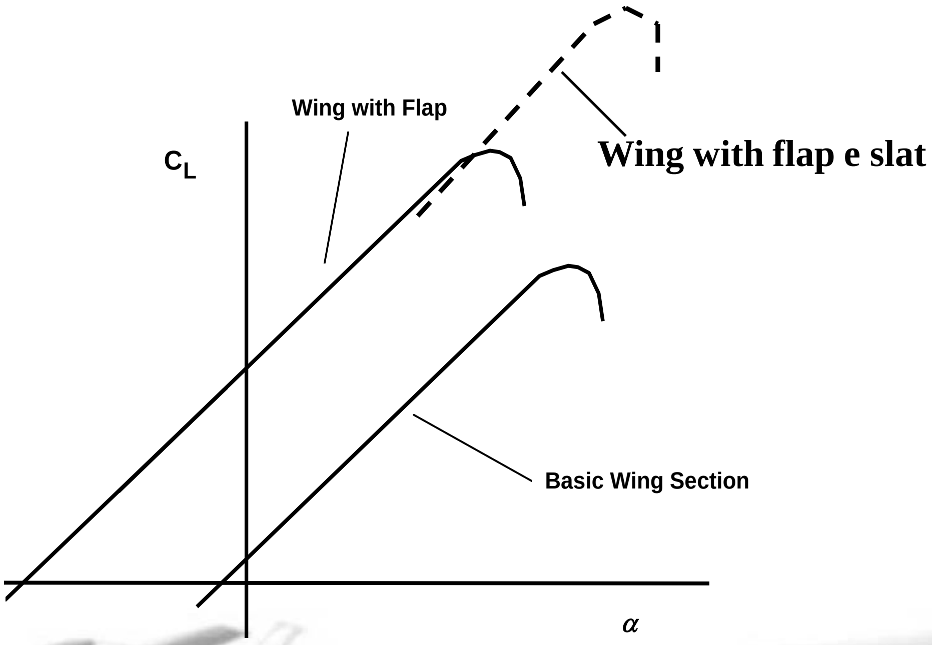
Figure 4.12 **Examples of the Effect of Aspect Ratio and Sweep Angle on the Aerodynamic Center Location of Several Wings**

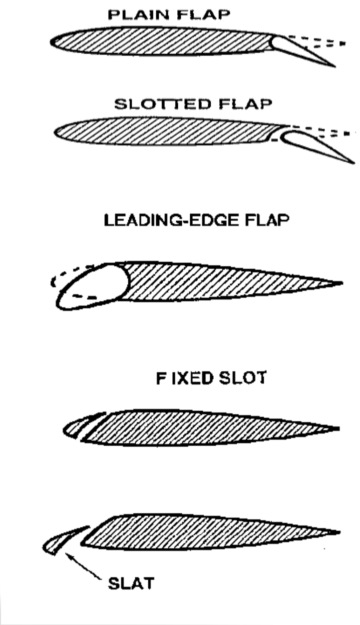
Ipersostentatori – Flap / Slat

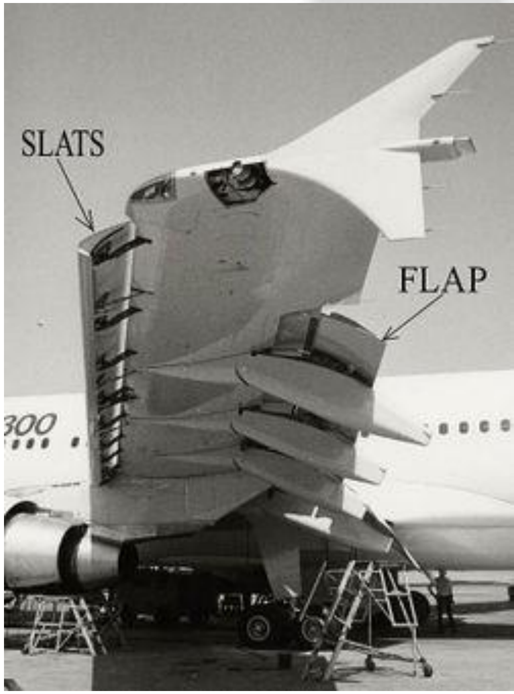
I sistemi di ipersostentazione al bordo di uscita (flaps) e al bordo di attacco (slats) permettono di incrementare la capacità portante dell'ala e quindi il valore del C_{Lmax} del velivolo nelle fasi di decollo e atterraggio

- Flap : modifica la curvatura del profilo e quindi fornisce incremento di portanza
- Slat : permette al profilo di avere lo stallo ad angoli d'attacco più alti energizzando il flusso sul dorso.



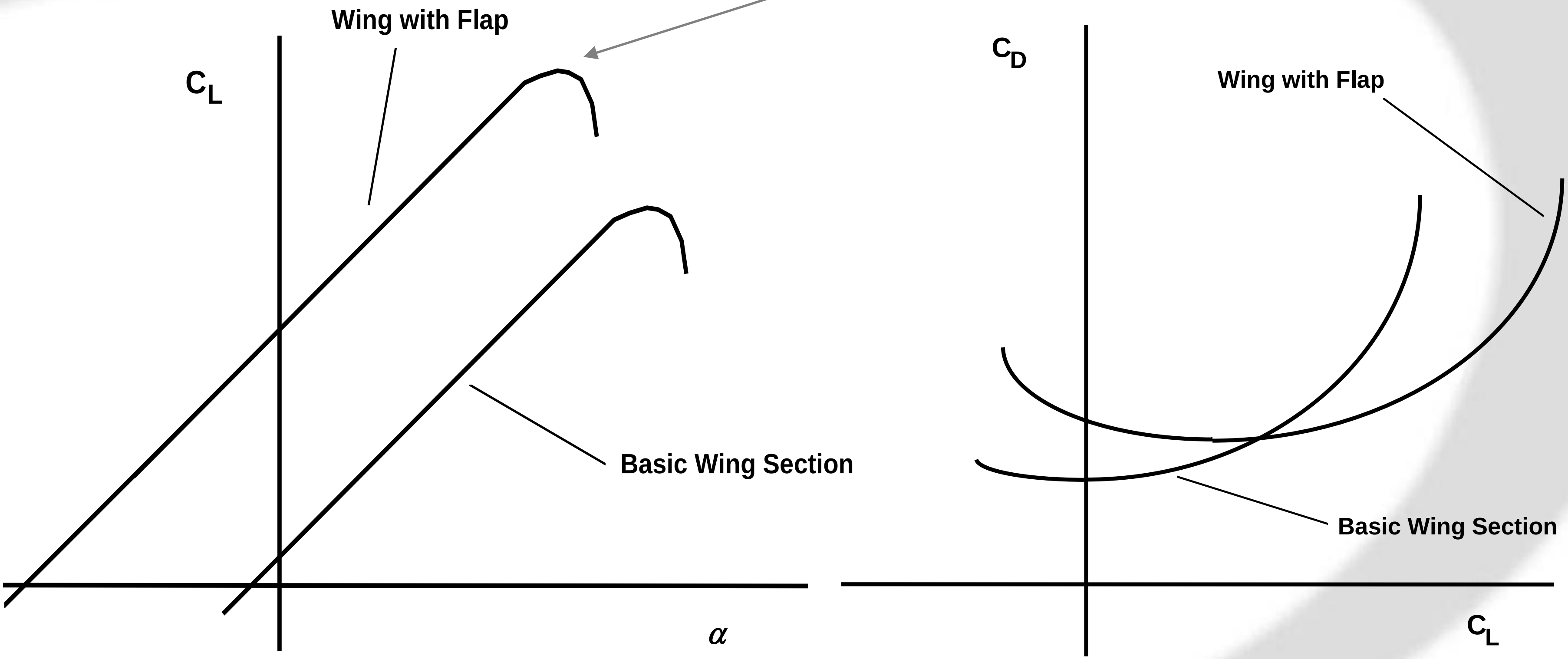






Effetto su portanza e resistenza del flap

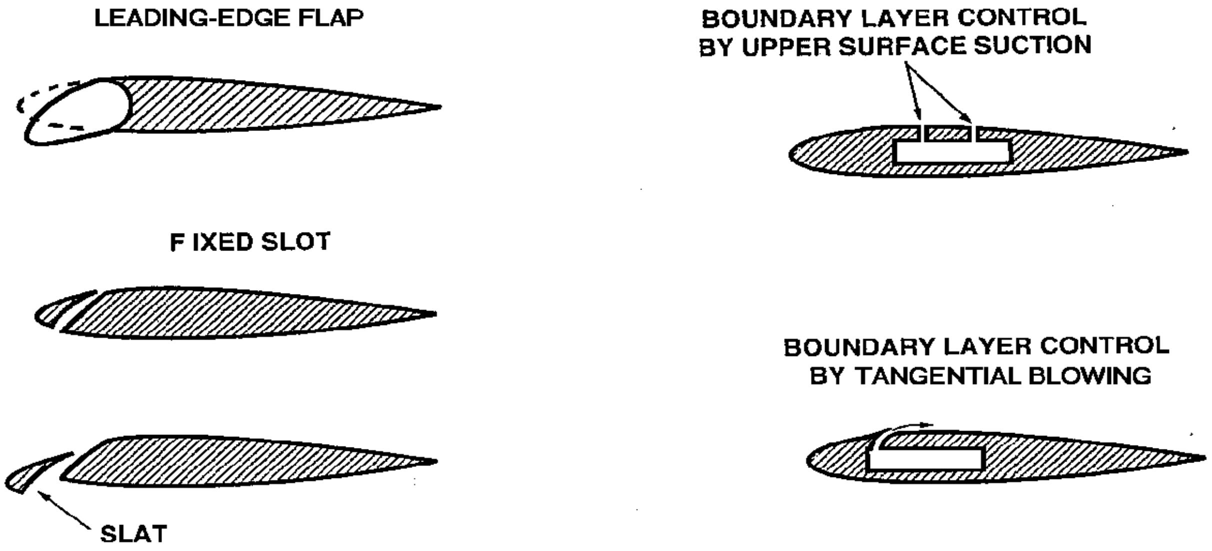
Nota: L'ala con flap raggiunge un Clmax maggiore ma stalla ad angolo d'attacco minore



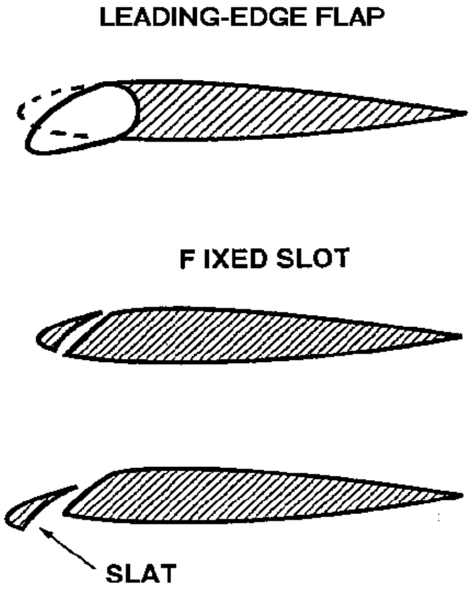
Ipersostentatori al bordo d’attacco - Slat

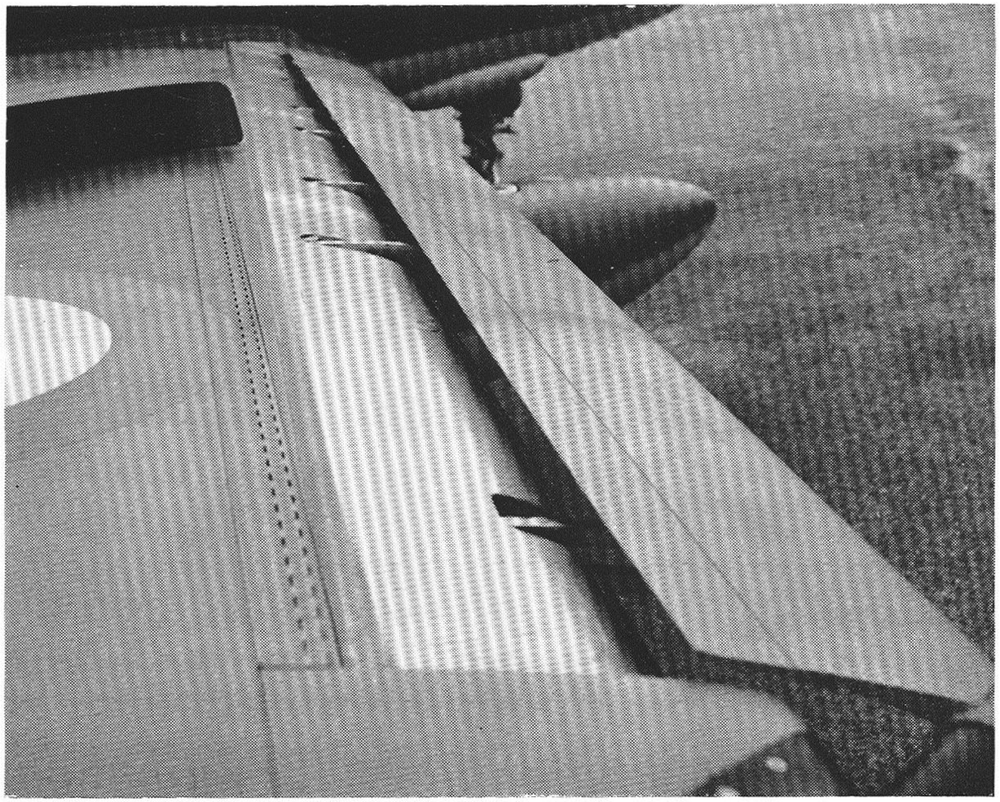
Sistemi come il “leading edge flap” agiscono come il flap con l’aumento della curvatura del profilo.

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.



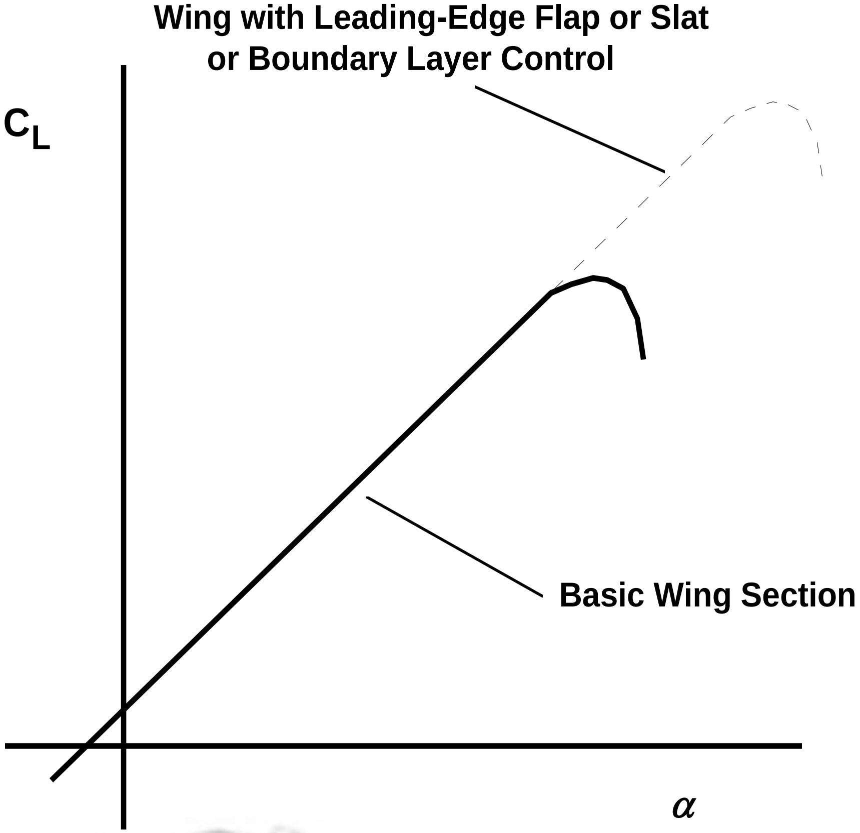
LEADING EDGE SLAT

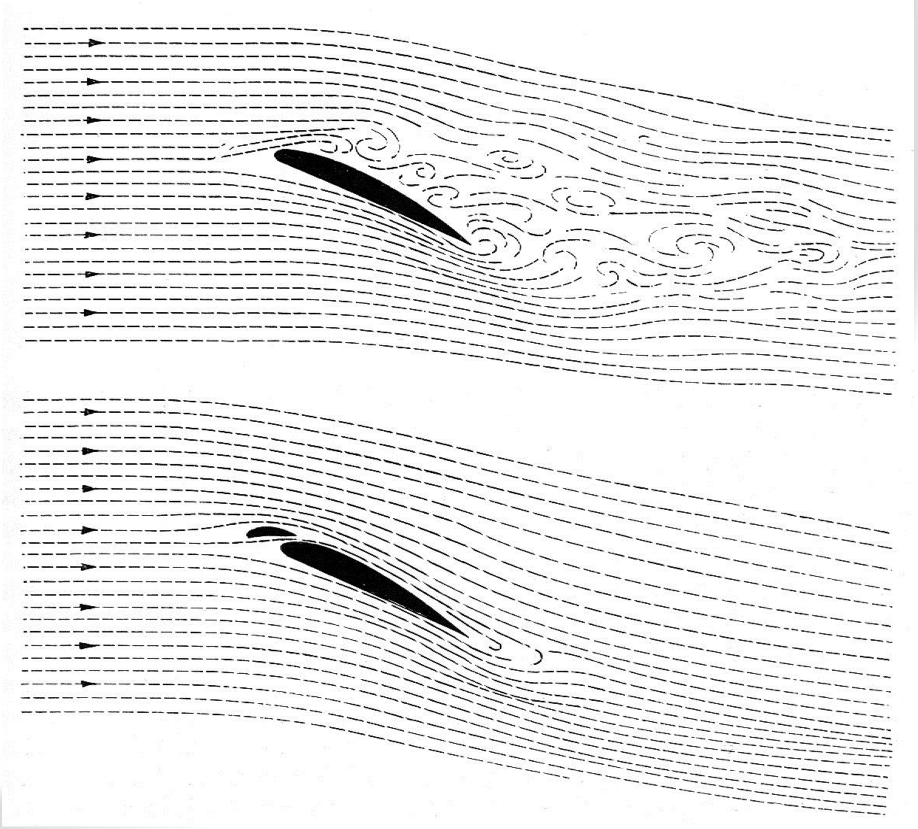




EFFETTO DI SLOT e SLAT SULLA PORTANZA

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.





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 3.0-3.3. 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.**

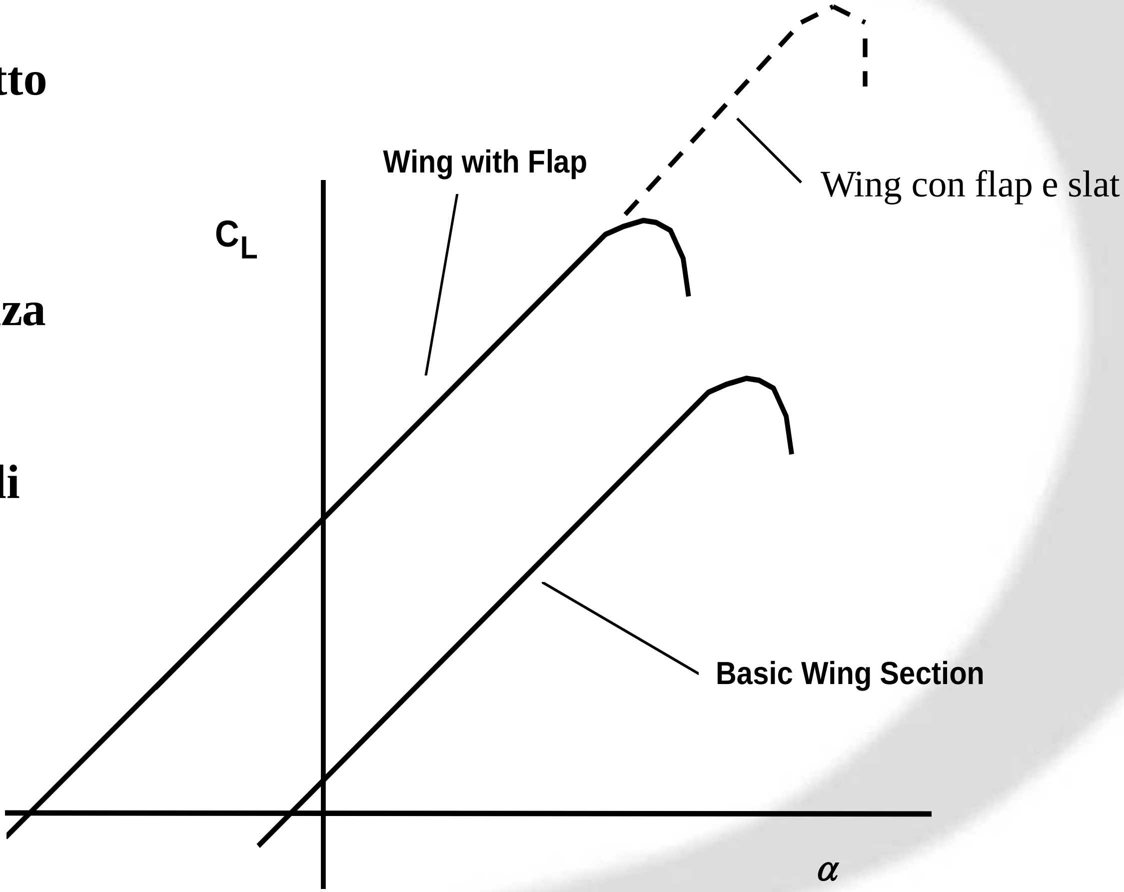
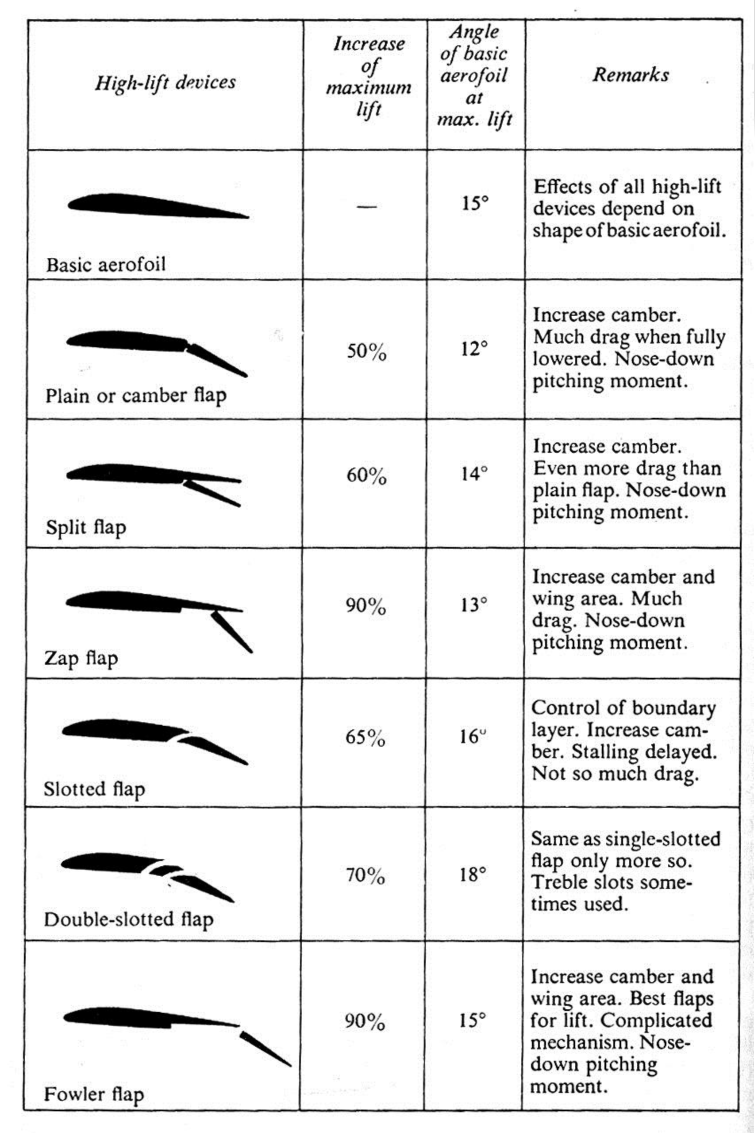
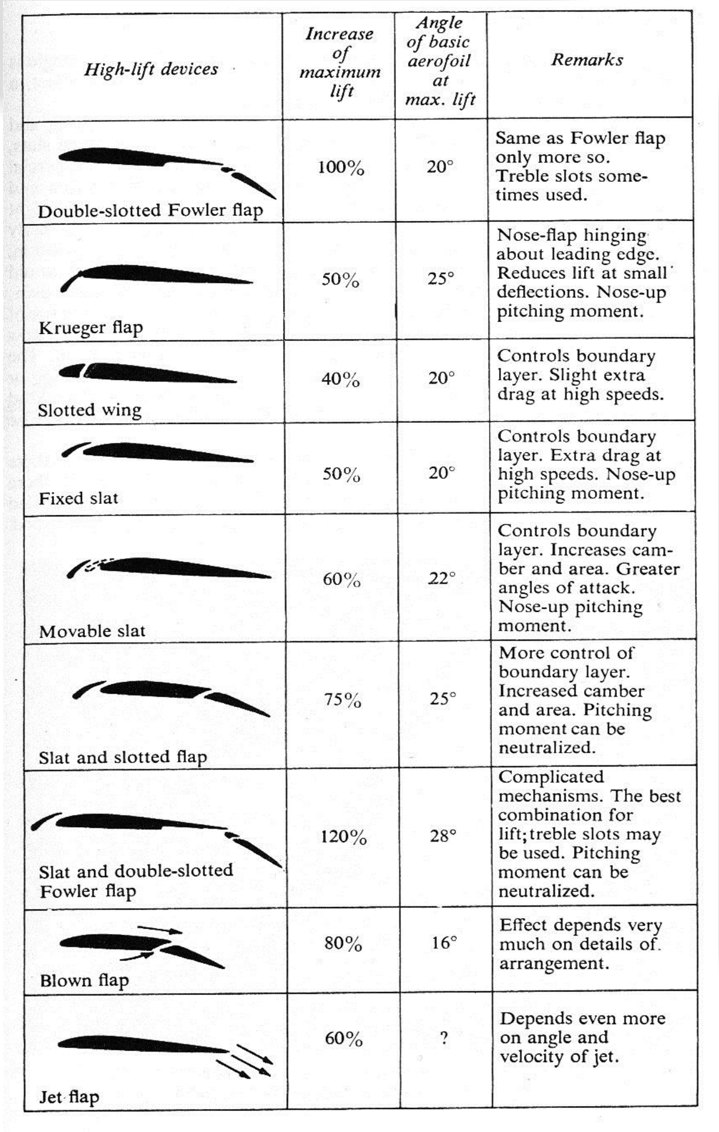


Tabella vari tipi di sistemi di ipersostentazione

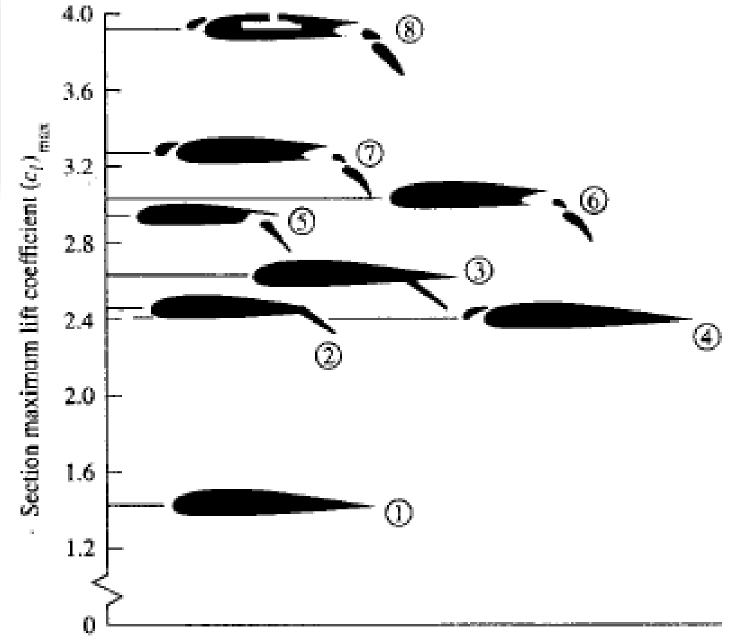


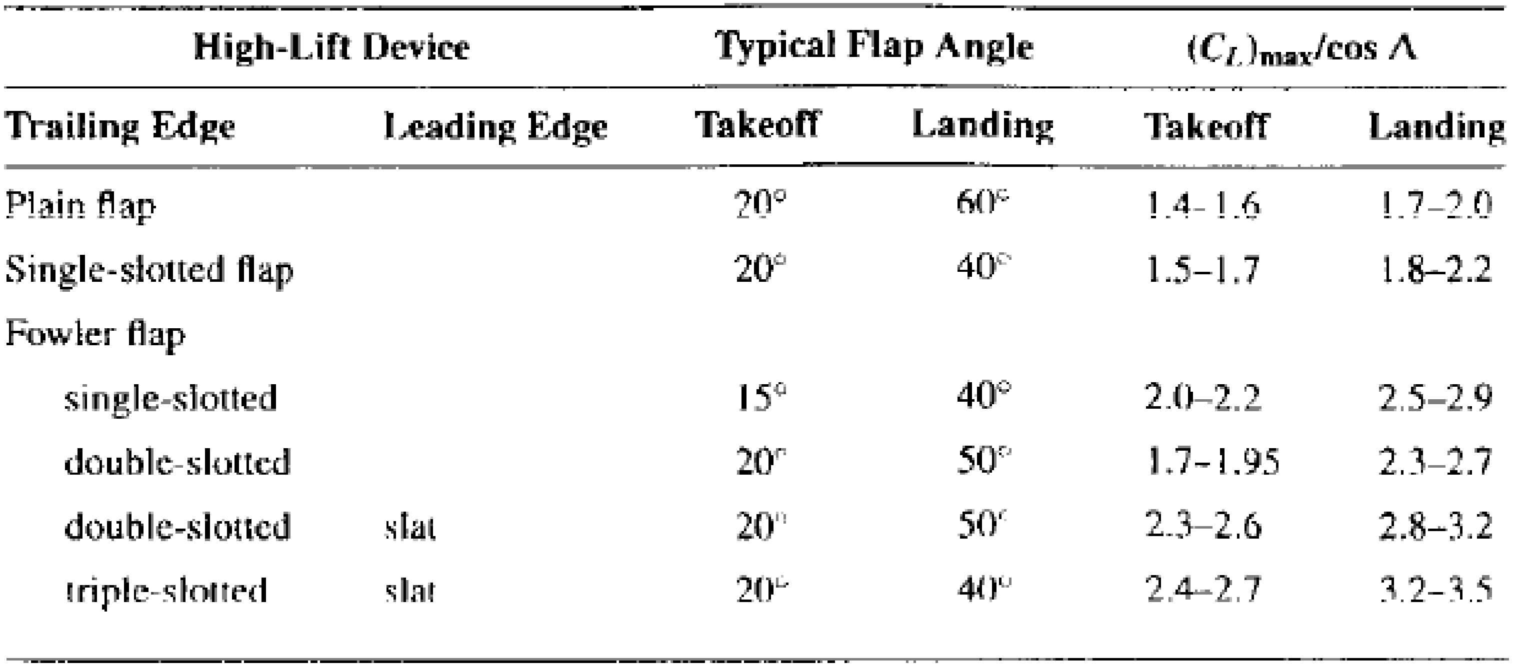
High-lift devices	*Increase of maximum lift*	*Angle of basic aerofoil at max. lift*	*Remarks*
Basic aerofoil	—	15°	Effects of all high-lift devices depend on shape of basic aerofoil.
Plain or camber flap	50%	12°	Increase camber. Much drag when fully lowered. Nose-down pitching moment.
Split flap	60%	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.



High-lift devices	*Increase of maximum lift*	*Angle of basic aerofoil at max. lift*	*Remarks*
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.

Tabella vari tipi di sistemi di ipersostentazione





High-Lift Device		Typical Flap Angle		$(C_L)_{max}/\cos\Lambda$	
Trailing Edge	Leading Edge	Takeoff	Landing	Takeoff	Landing
Plain flap		20°	60°	1.4–1.6	1.7–2.0
Single-slotted flap		20°	40°	1.5–1.7	1.8–2.2
Fowler flap					
single-slotted		15°	40°	2.0–2.2	2.5–2.9
double-slotted		20°	50°	1.7–1.95	2.3–2.7
double-slotted	slat	20°	50°	2.3–2.6	2.8–3.2
triple-slotted	slat	20°	40°	2.4–2.7	3.2–3.5