

Corso di MECCANICA DEL VOLO
Modulo Prestazioni

***CAP 3 – Portanza aerodinamica,
profili ed ali***

Prof. F. Nicolosi

FORZE AERODINAMICHE

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

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

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

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

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

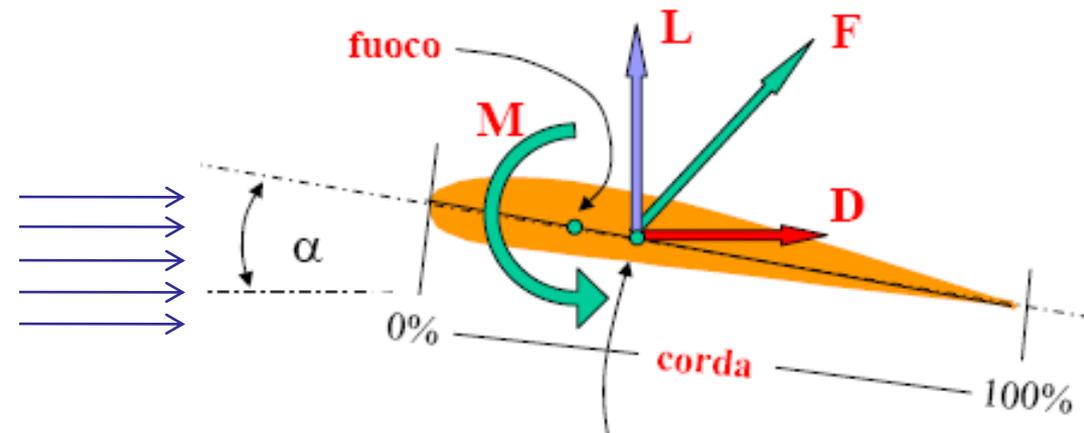
$$C_M = \frac{M}{q_{\infty} S c}$$

Per dato corpo (dimensioni)

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

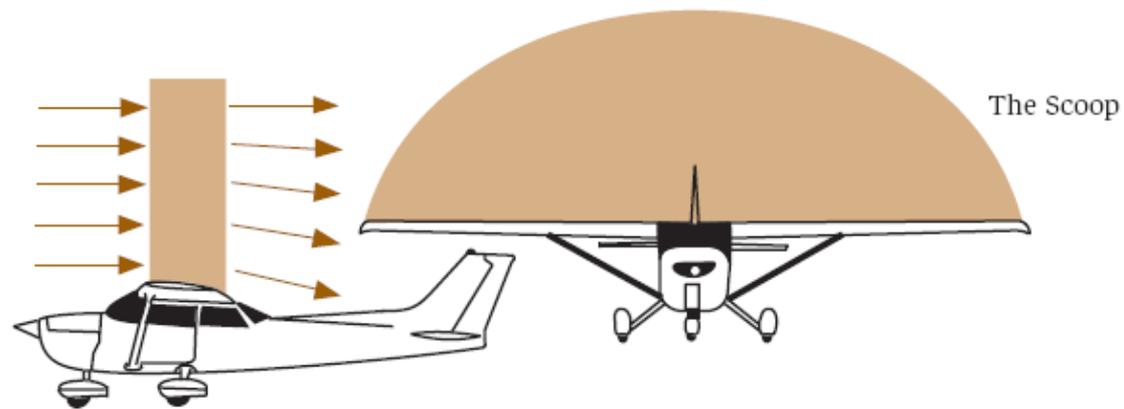
$$C_D = f_2(\alpha, Re, M_{\infty})$$

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

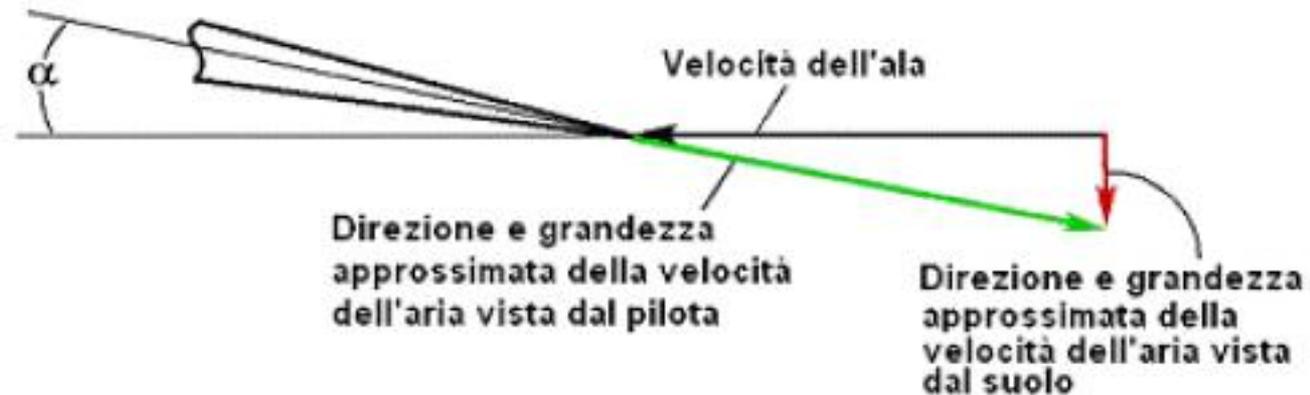
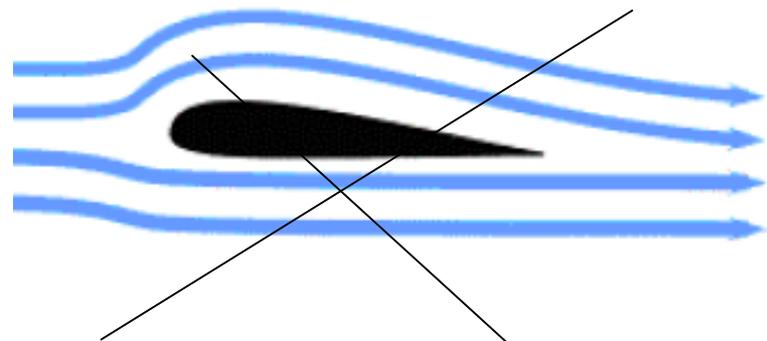


FORZE AERODINAMICHE

Genesi Portanza



L'ala agisce come una paletta



FORZE AERODINAMICHE

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 $w = V \sin \alpha$ circa $= V \alpha$

Portata di massa $= \rho V A$, dove l'area interessata $A = S$

La variazione di quantità di moto in direzione verticale
($= L$, portanza) è pari quindi a :

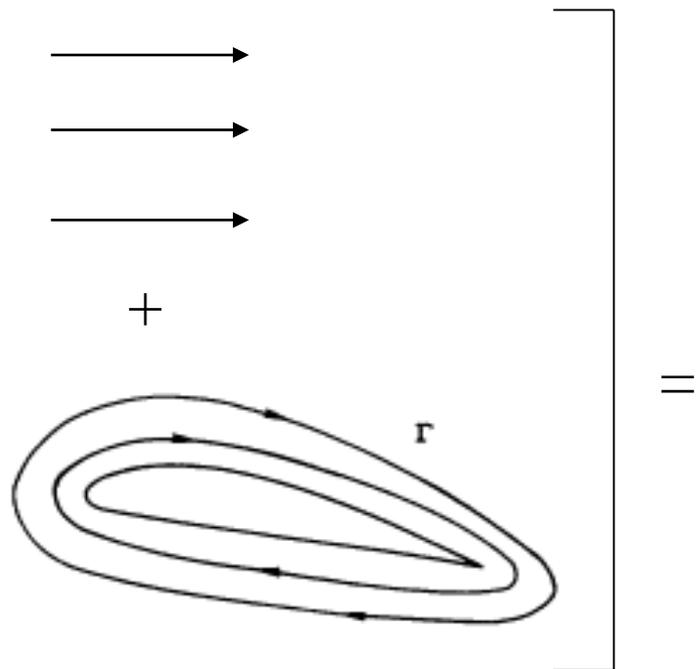
$(\rho V S) V \alpha$, da cui :

- Dipende dal quadrato della velocità
- Dipende dalla densità
- Dipende dalla superficie
- Dall'angolo d'attacco (che definisce il coeff di portanza C_L)

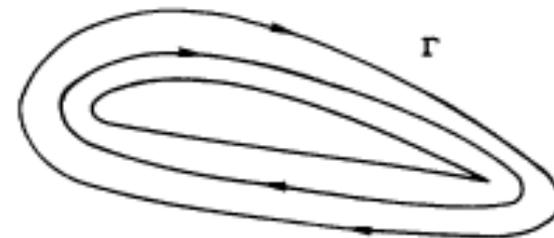
FORZE AERODINAMICHE

Teorema Kutta-Joukowski

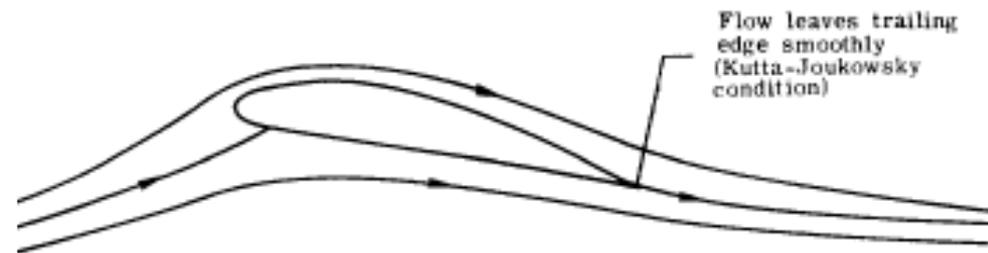
$$L = \rho V \Gamma$$



(a) Flow with no circulation.

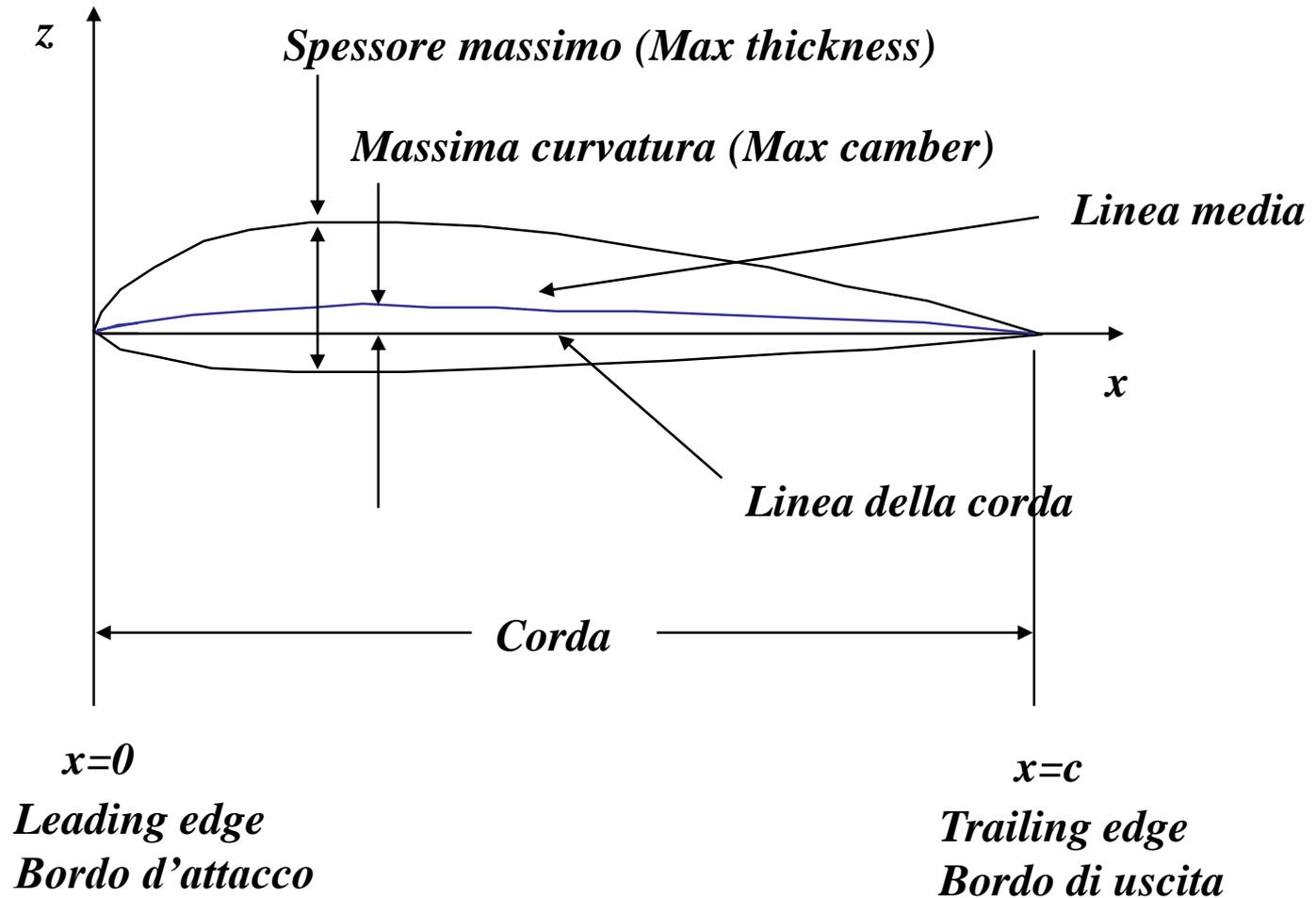


(b) Circulatory flow only.



(c) Flow with circulation.

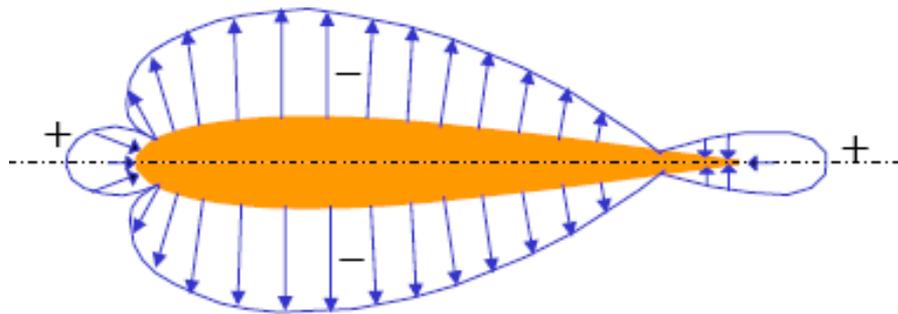
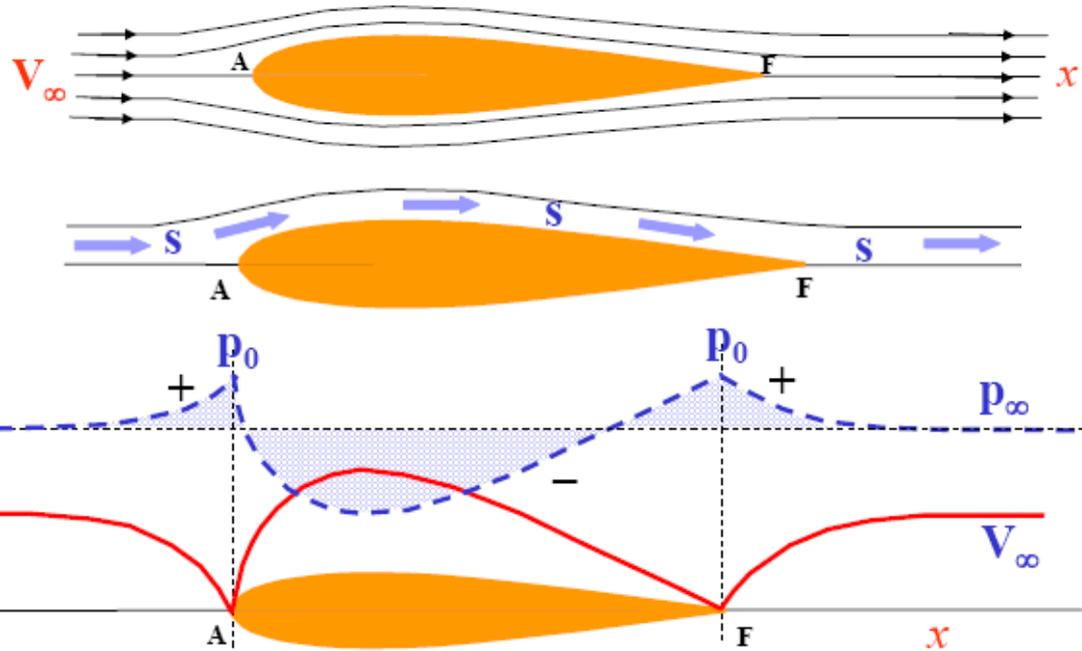
PROFILI ALARI



PROFILI ALARI

Flusso attorno ad un profilo alare.

Il punto A è il punto di ristagno, dove $V=0$.



Distribuzione di velocità e pressione sulla linea dorsale (o ventrale) del profilo.

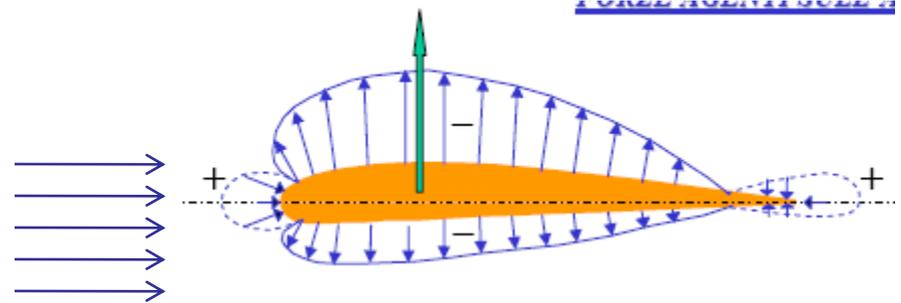
La zona anteriore è interessata da pressioni alte (maggiori della p ambiente) e le zone del dorso e ventre da pressioni basse. La forza netta è zero (simmetrico).

Per Bernoulli, dove $V=0$, la pressione è massima e dove V è massima la pressione è minima (negativa)

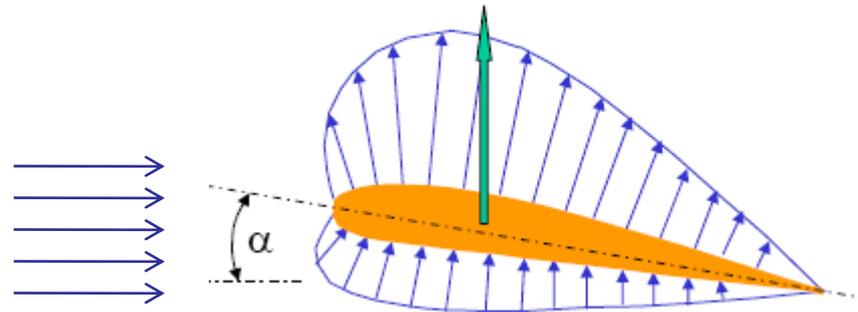
PROFILI ALARI

Flusso attorno ad un profilo alare.

Se il profilo è asimmetrico (sempre ad angolo di attacco $=0$), c'è asimmetria nelle pressioni tra dorso e ventre e c'è lo sviluppo di portanza aerodinamica. Si vede che la depressione agente sul dorso è maggiore della leggera depressione sul ventre.

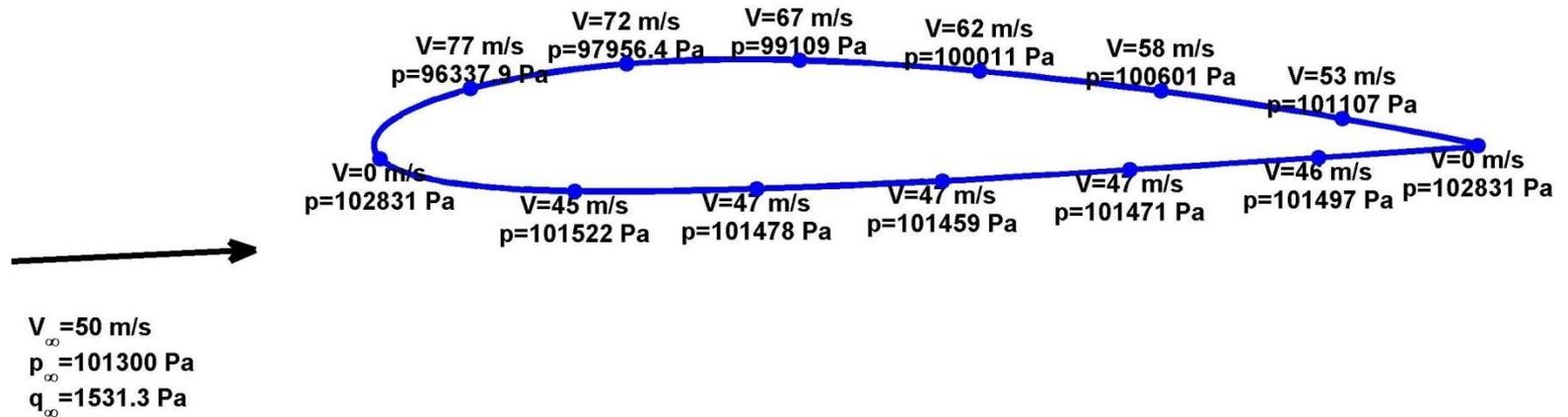


Lo stesso accade se c'è angolo di attacco alfa (anche con profilo simmetrico)



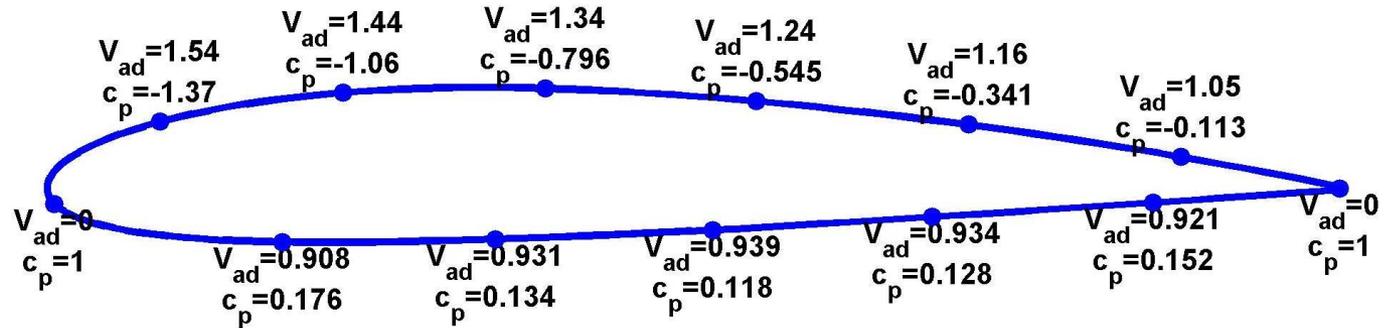
PROFILI ALARI

Distribuzione di pressione su di un profilo alare



Distribuzione del coefficiente di pressione

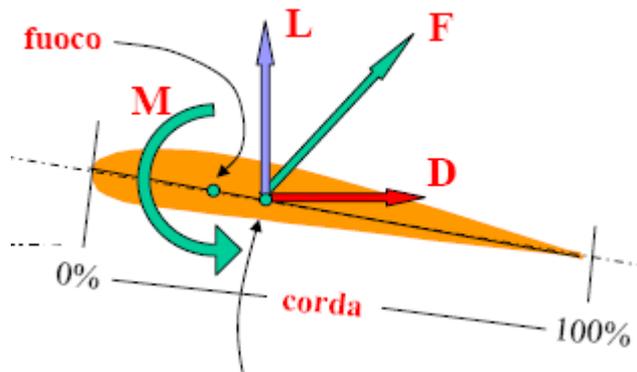
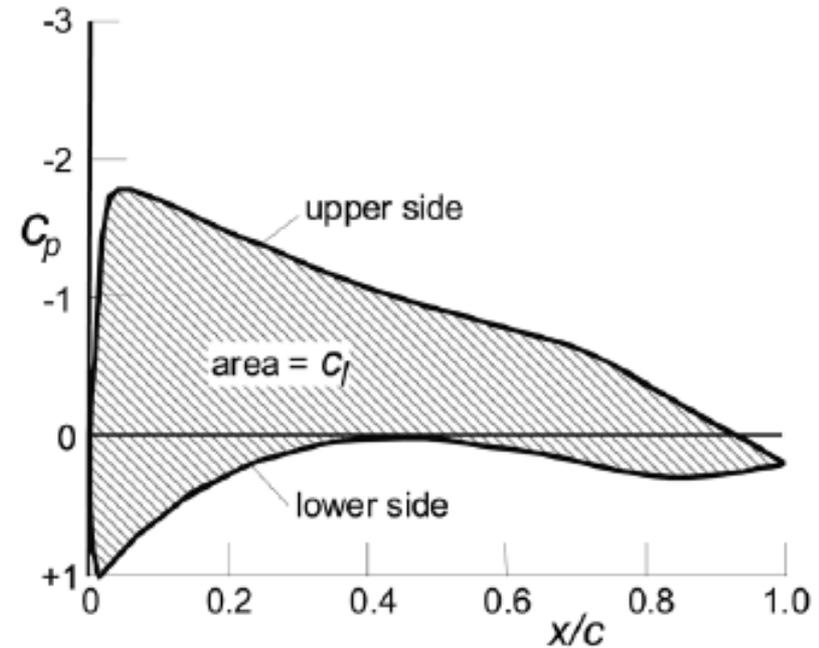
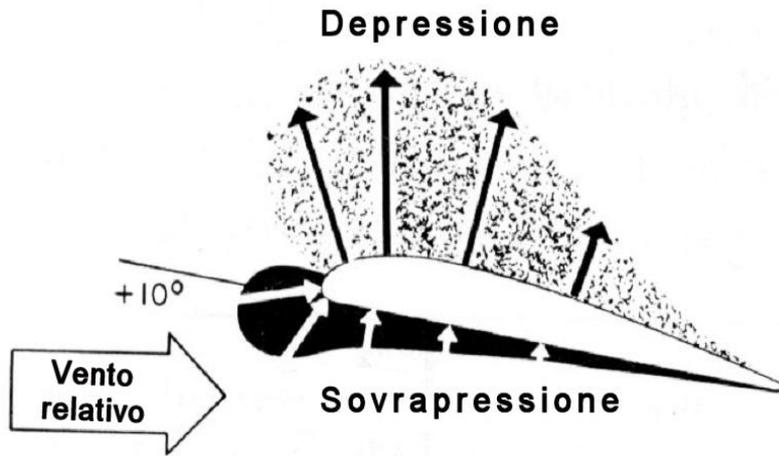
$$C_p(x) = \frac{P(x) - P_{\infty}}{1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2}$$



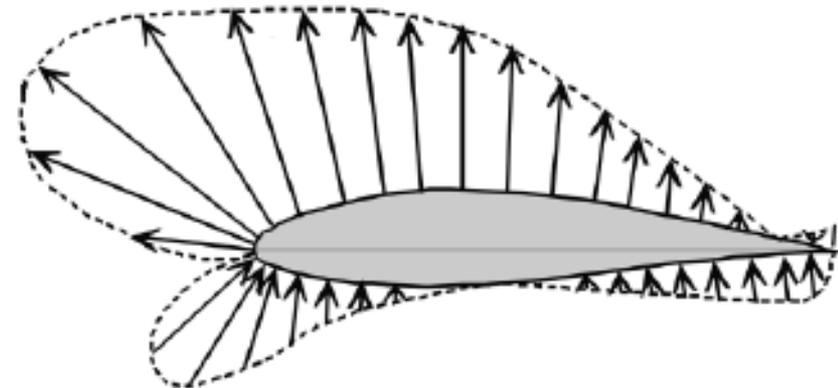
C_p : Coefficiente di Pressione locale

FORZE AERODINAMICHE

Distribuzione di pressione su un profilo alare



(a) Chordwise pressure coefficient

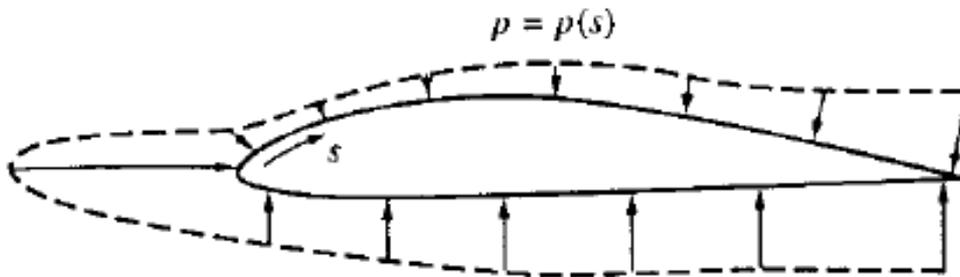


(b) Relative pressures normal to the aerofoil

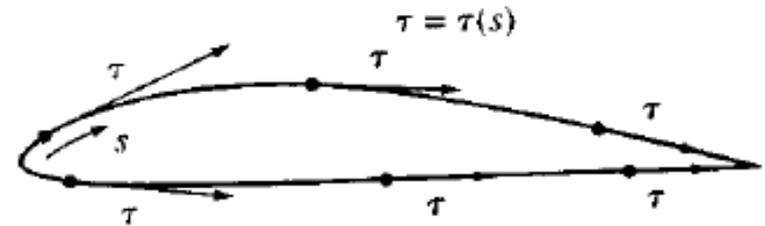
FORZE AERODINAMICHE

$$\mathbf{R} = - \iint_S p \mathbf{n} dS + \iint_S \tau \mathbf{k} dS$$

Force due to pressure Force due to friction



(a) Pressure distribution (schematic only; distorted for clarity)

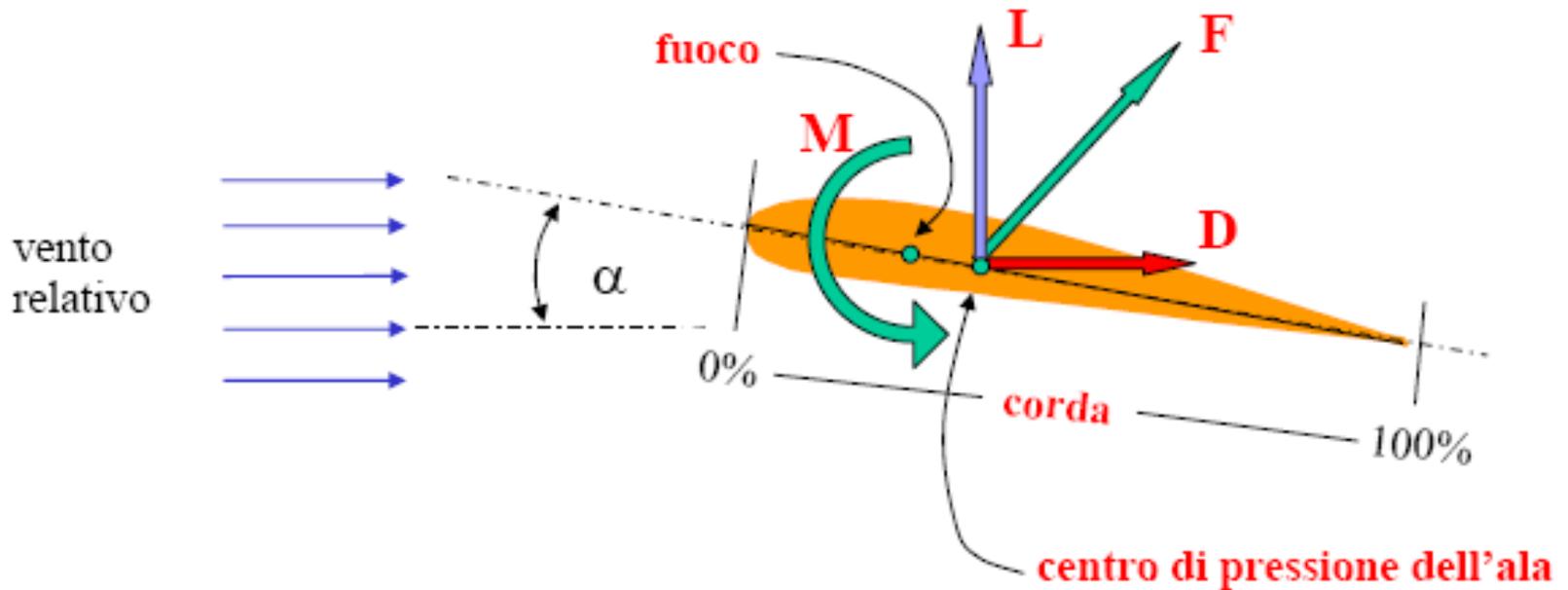


(b) Shear stress distribution

FORZA TOTALE = FORZE DI PRESSIONI + FORZE DI ATTRITO

PROFILI ALARI

Forze e momenti

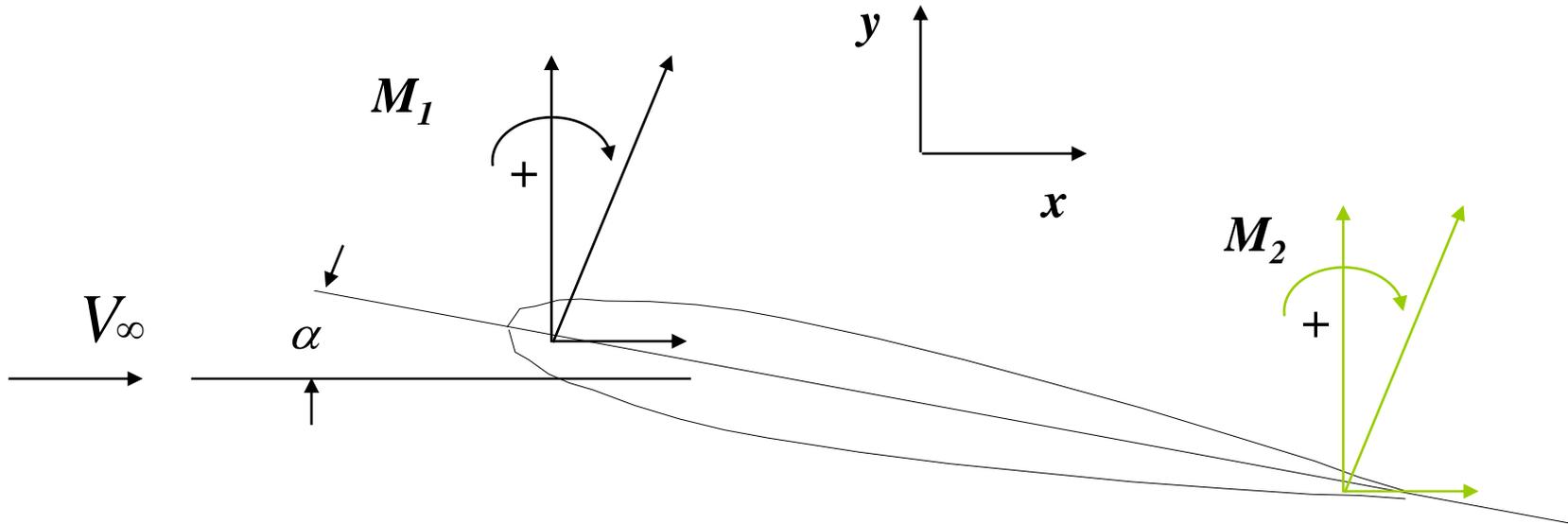


Angolo d'attacco (α): angolo tra la velocità relativa e la corda

- Note:*
- 1) La portanza è perpendicolare alla velocità della corrente indisturbata*
 - 2) Resistenza è parallela*
 - 3) Il momento è positivo se cabrante (in figura è indicato l'effettivo valore, che è negativo)*

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

Il coefficiente di portanza è la portanza (forza) adimensionalizzata per la pressione dinamica e per la superficie di riferimento (nel caso 2-D per la corda).

Nota: coefficienti adimensionali

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

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

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

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 ALARI

Coefficiente di portanza vs angolo attacco

Il coefficiente di portanza C_l è la portanza (forza) adimensionalizzata per la pressione dinamica e per la superficie di riferimento (nel caso 2-D per la corda).

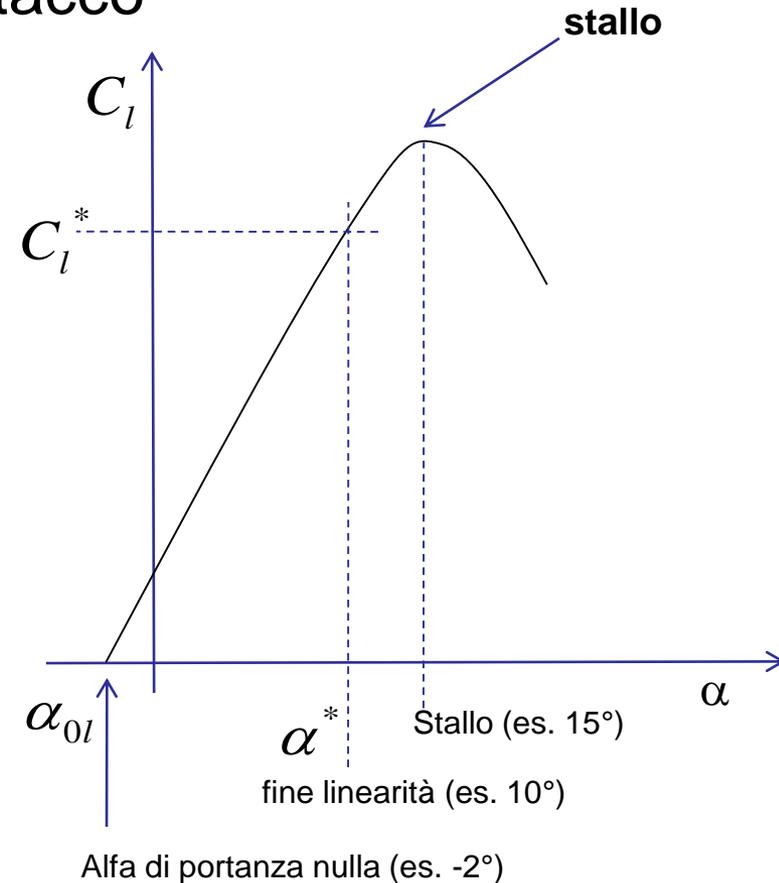
La portanza (ed il coeff.) sono lineari con l'angolo d'attacco fino ad un certo angolo di fine linearità.

Per profili non simmetrici l'angolo alfa al quale la portanza è nulla (angolo di portanza nulla) è negativo. Tale angolo dipende dalla curvatura.

Per profili mediamente curvi usati su velivoli vale circa -2 o -3 deg.

Il limite di linearità è all'incirca pari a 10 ° (diciamo da 8 a 11 deg), ma può arrivare anche a 12-13 deg per alcuni profili.

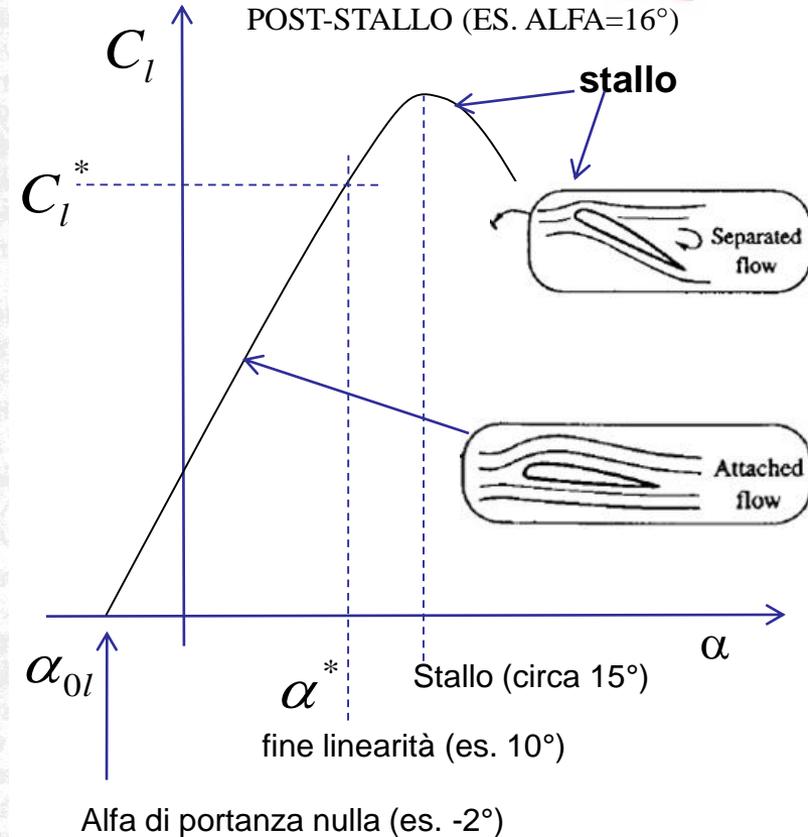
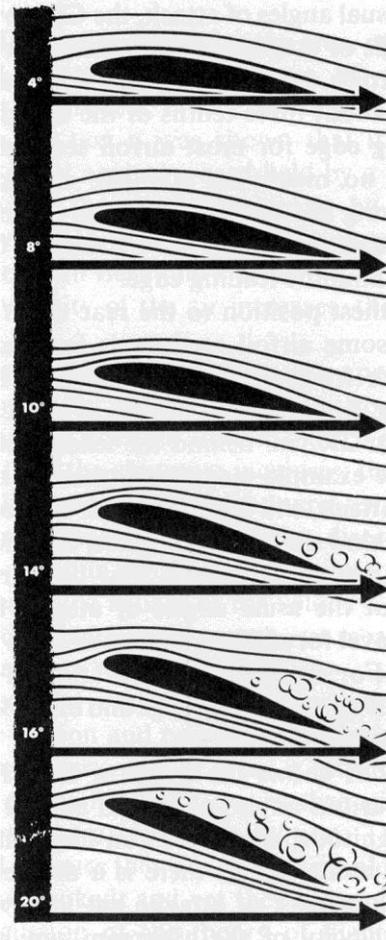
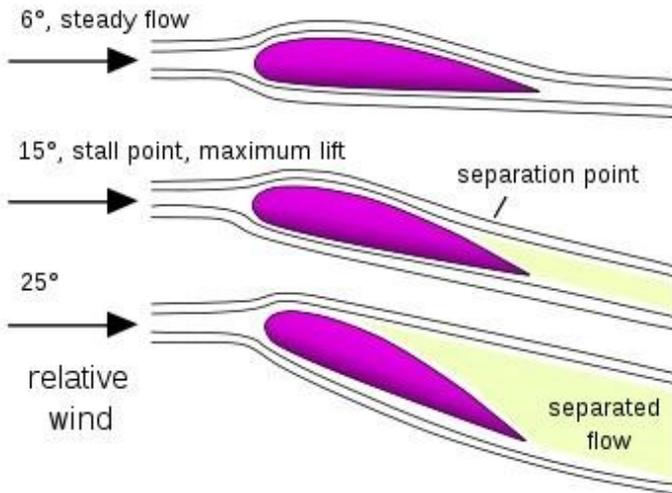
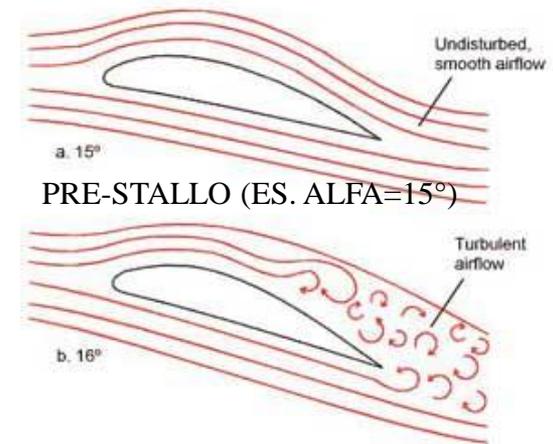
Raggiunto un certo angolo, sopraggiunge il fenomeno dello STALLO. Il gradiente di pressione avverso sul dorso diventa troppo intenso ed il flusso separa perché non riesce a “seguire” la superficie.



PROFILI ALARI

Coefficiente di portanza vs angolo attacco

Lo stallo causa una caduta (piu' o meno brusca) della portanza aerodinamica ed un conseguente aumento della resistenza (resistenza di scia).



Lo stallo di un profilo impiegato su ali di velivoli avviene ad un angolo di circa 15 deg. (diciamo da 13 a 17), con valore di massimo C_l che vanno da 1,4 a 1,7-1,8 in dipendenza del profilo.

PROFILI ALARI

- La pendenza della retta di portanza del profilo (tratto lineare) è per tutti I profili all'incirca pari a 2π (in [1/rad]) che è il valore della lastra piana.

Il valore in [1/deg] è circa 0.11.

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha} \cong 0.10 - 0.11 \text{ [1/deg]} \approx 6.00 \text{ [1/rad]}$$

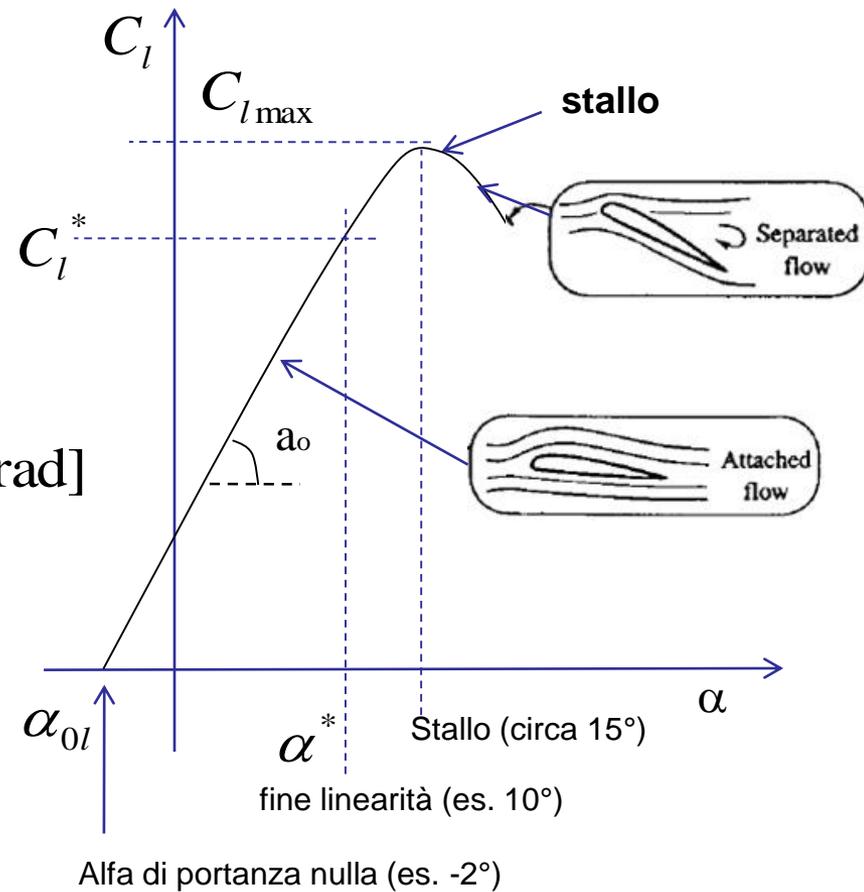
Il che significa che per ogni grado di angolo d'attacco il coefficiente di portanza aumenta di circa un decimo.

Un profilo con alfa di portanza nulla pari a -2° , avrà un coefficiente di portanza ad alfa $=10^\circ$ pari a circa 1.2.

L'alfa di portanza nulla è tra -2° e -5° (per profili molto curvi). Profili usati su velivoli circa -2° o -3° .

L'alfa di fine linearità α^* è pari a circa $8-10^\circ$.

C_l max: massimo coefficiente di portanza allo stallo (=1.3-1.7), dipende da curvatura del profilo, forma del l.e. e Reynolds.



PROFILI ALARI

ESEMPIO curva di portanza e resistenza per il profilo NACA 4412.

Si noti come il coefficiente di resistenza, ad assetti con flusso attaccato (senza separazioni) sia caratterizzato da un 80-90% di resistenza di attrito e sia contenuto. Si noti come il rapporto tra portanza e resistenza (valori 2-D) sia tra 200 e 150.

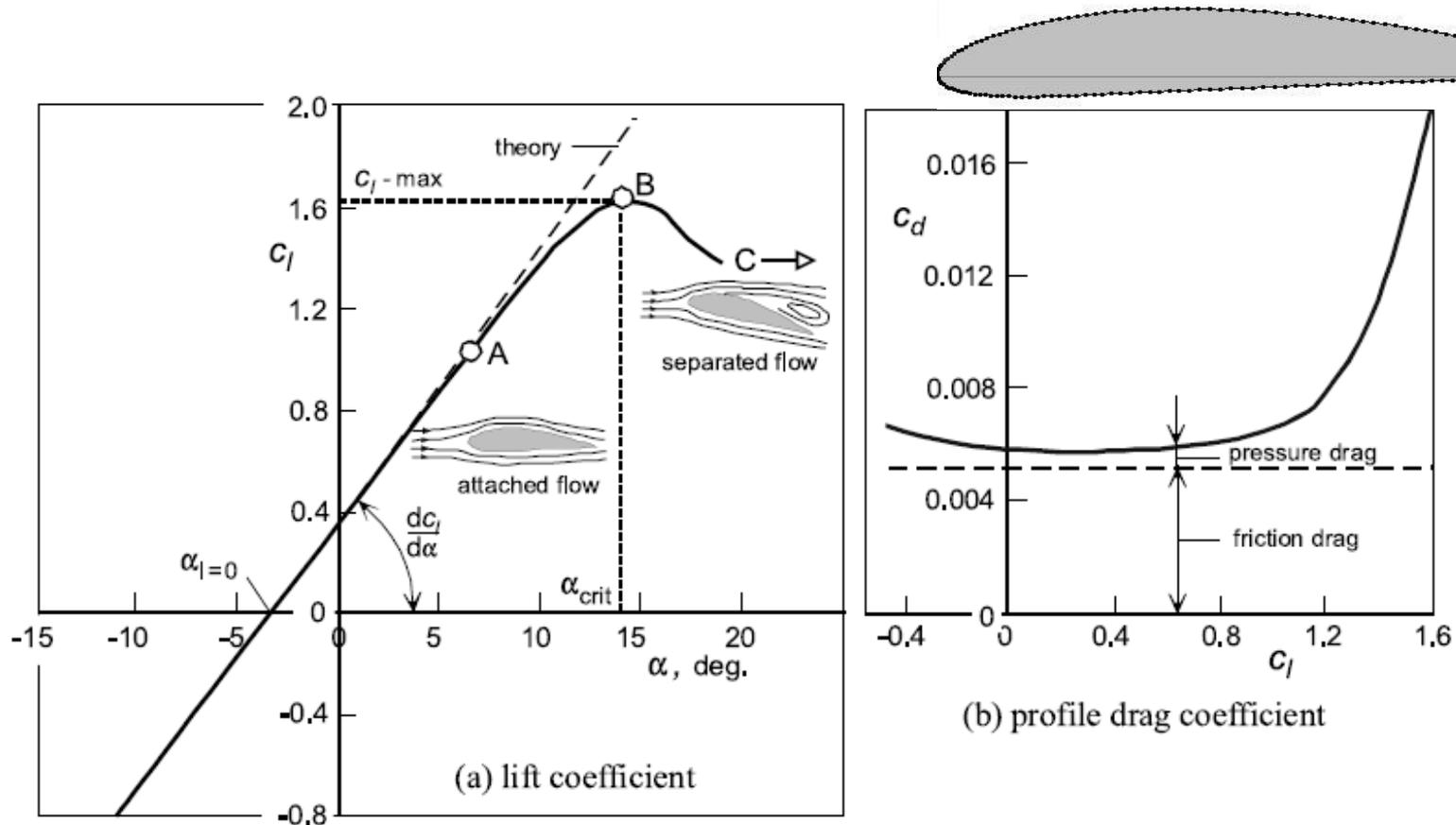


Figure 4.18 Lift and drag curves of the NACA 4412 section for $Re_c = 9 \times 10^6$.

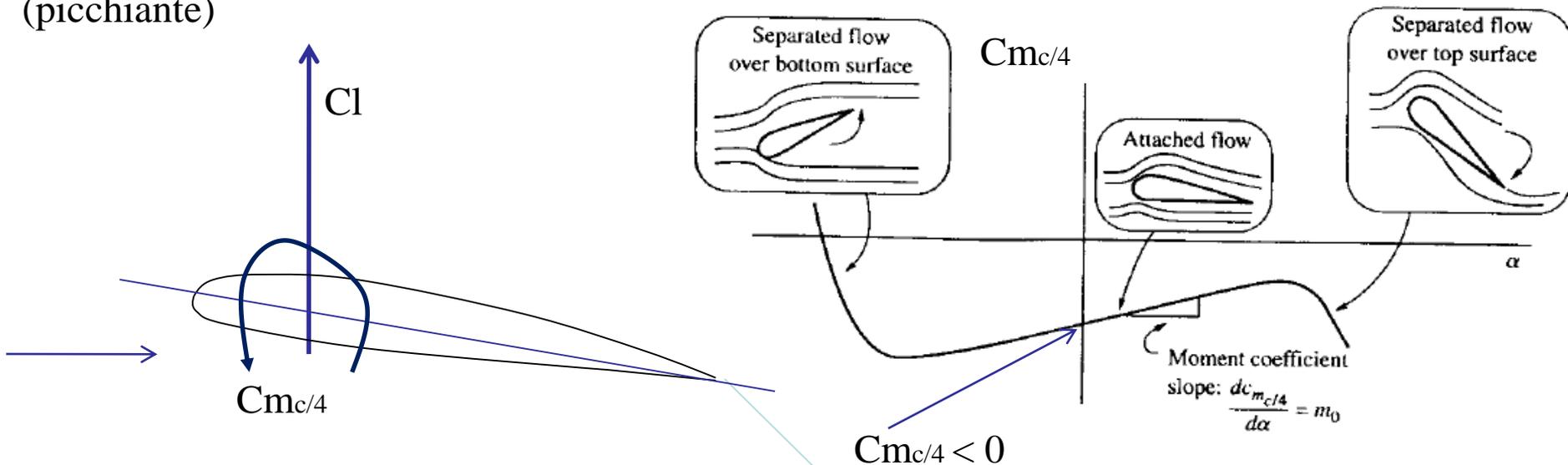
PROFILI ALARI

Variazione del coefficiente di momento del profilo valutato rispetto al 25% della corda.

Per tutto il tratto lineare si vede che la pendenza $dC_m/d\alpha$ è costante.

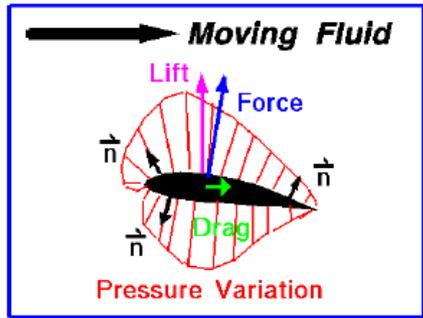
Ciò significa che esiste, in tale tratto, un punto x sulla corda, tale che il coefficiente di momento rispetto ad alfa sarà costante. Tale punto è quello che viene detto centro aerodinamico o anche “fuoco” del profilo. Il fuoco di vari profili è comunque molto vicino al 25% della corda, variando tra il 23.5 ed il 26% della corda. Un profilo che mostra una curva come quella sotto (pendenza positiva) avrà il fuoco più verso il bordo d’attacco rispetto al 25% (all’aumentare della portanza il momento rispetto al quarto della corda cresce verso valori meno negativi).

Per profili a curvatura positiva, il coefficiente di momento rispetto al 25% della corda risulta **NEGATIVO** (picchiante)



PROFILI ALARI

Centro di pressione

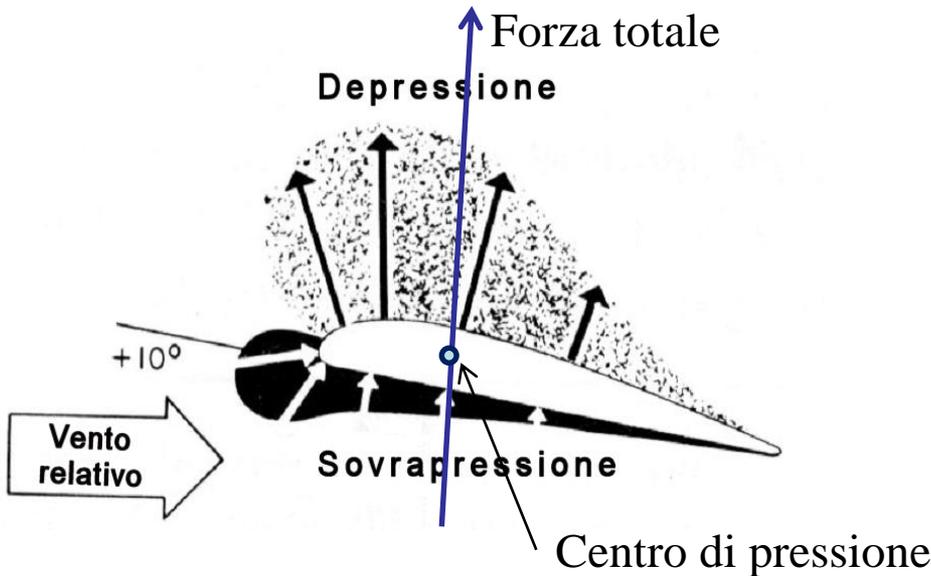


Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.
Force on the body is the vector sum of the pressure x area around the entire solid body.

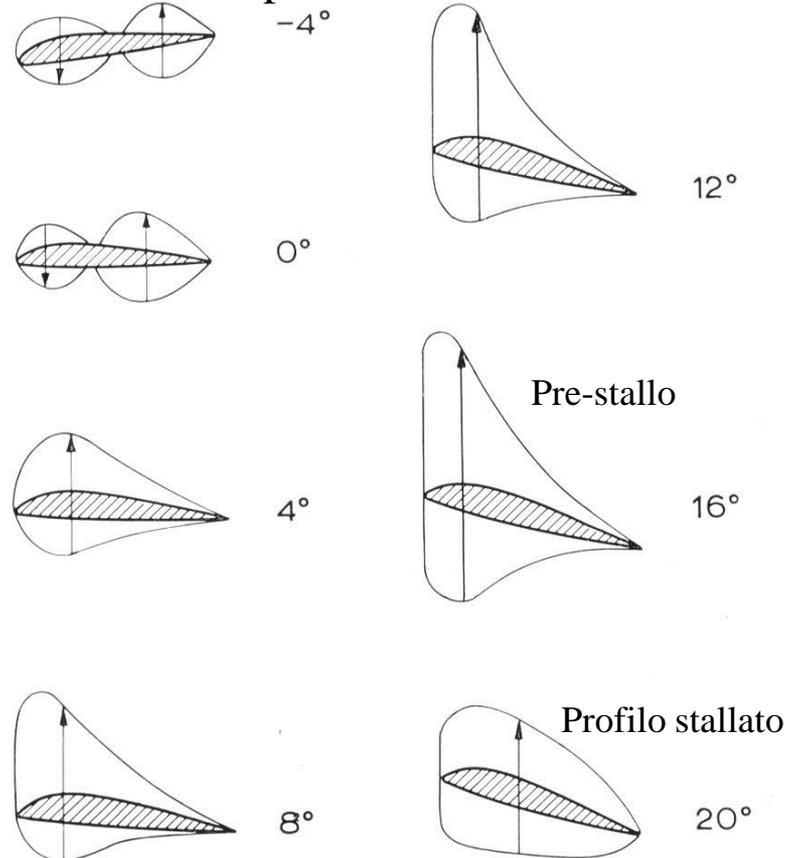
$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

Lift = F_{normal}

Drag = F_{stream}



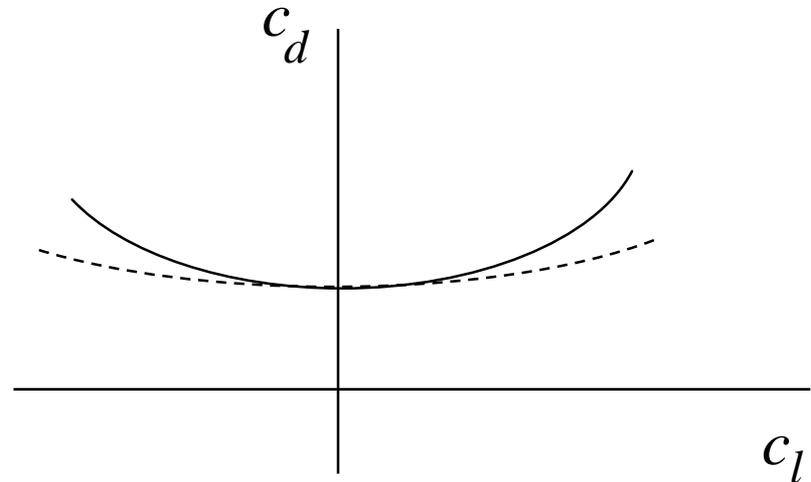
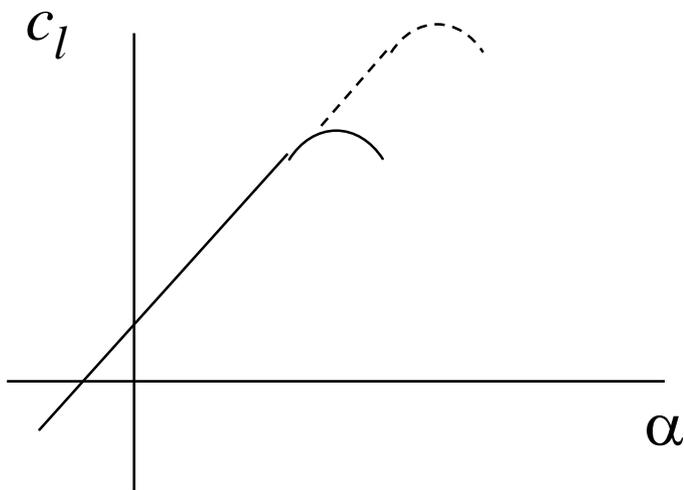
Il centro di pressione sul profilo cambia al cambiare dell'angolo d'attacco. A bassa portanza è al 30-40% e si muove in avanti verso il 25% della corda. Allo stallo è molto vicino al 25%. Dopo lo stallo torna dietro.



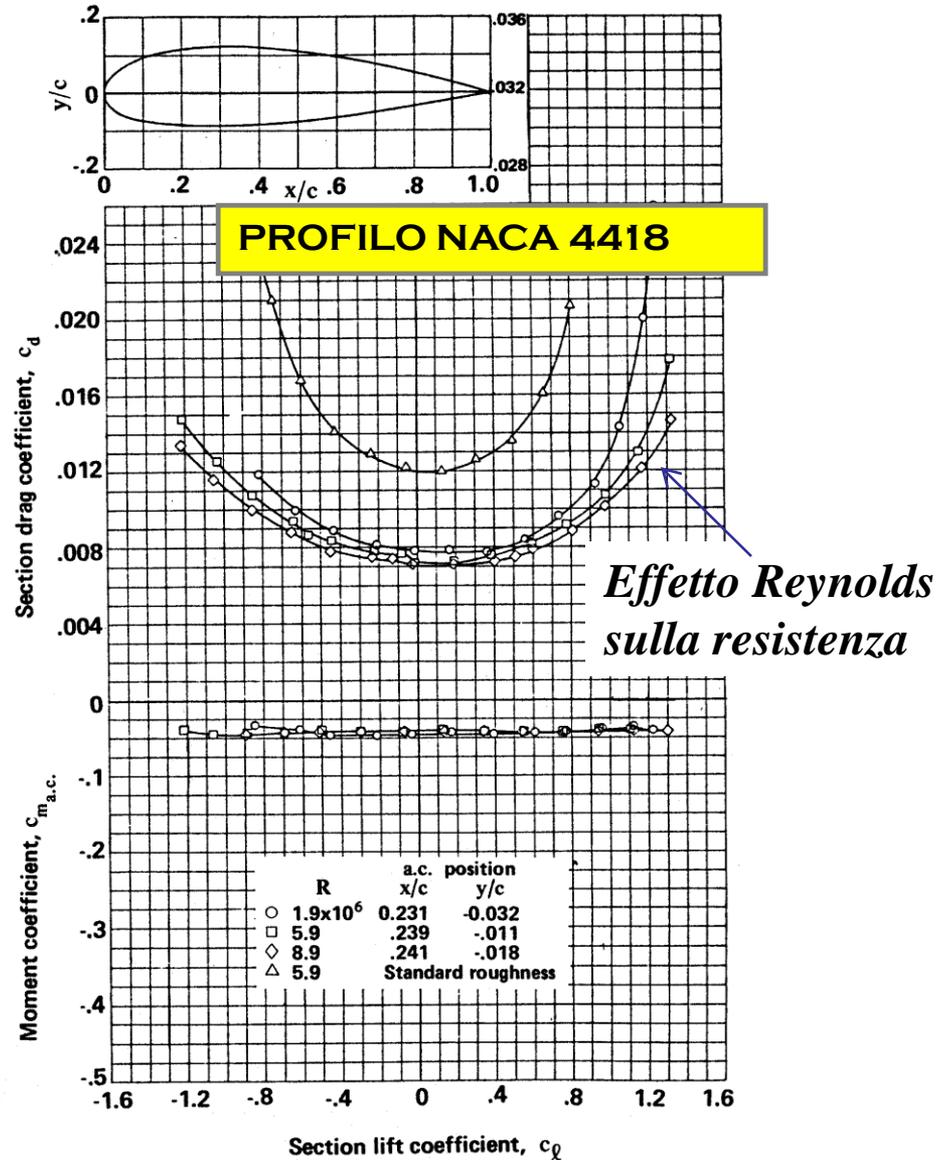
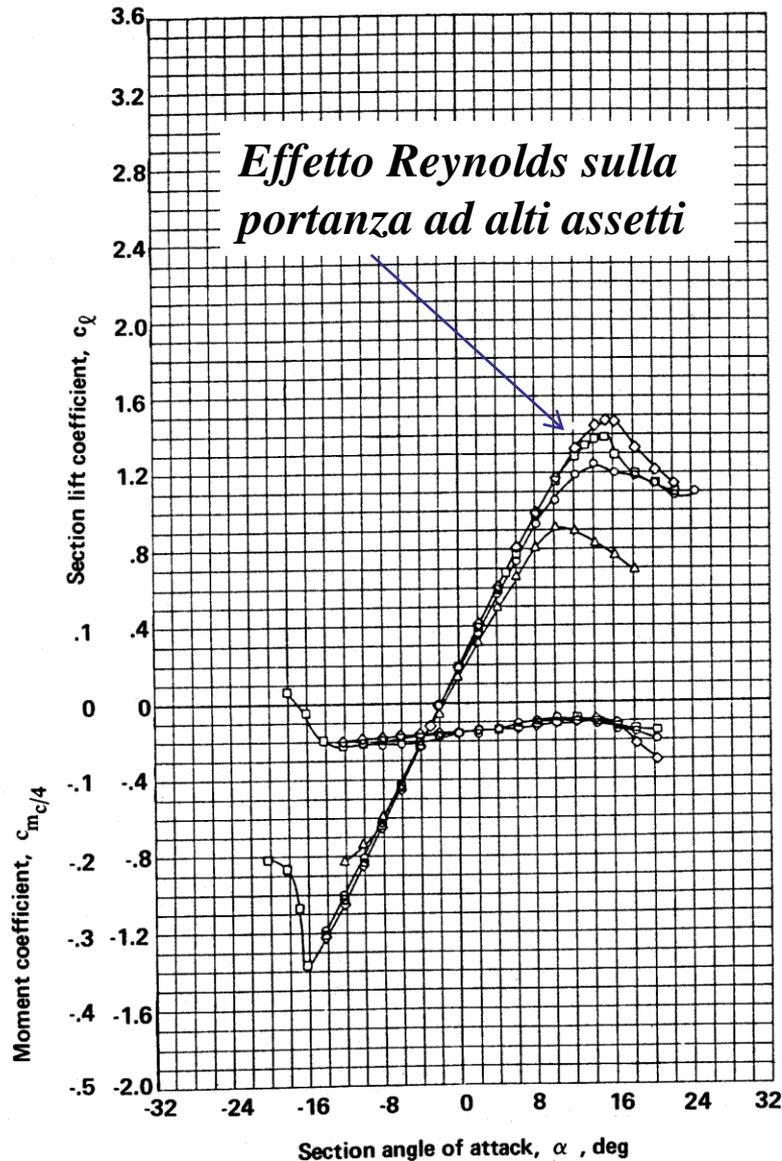
Effetti del numero di Reynolds

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

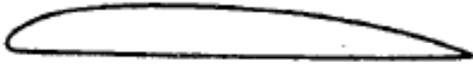


Profili alari – evoluzione storica

1903 Wright



1912 RAF-6



1915 RAF-15



1922 Clark Y



1928 Göttingen 652



1929 RAF-48



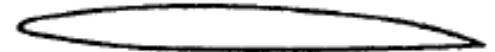
1933 NACA 4415



1935 NACA 23012



1939 NACA 16-209



1945 NACA 64₂-215



1953 Wortman
FX1057-816



1955 supersonic



1970 NASA
supercritical



1975 NASA GAW-2



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 $R_N = 9 \times 10^6$)

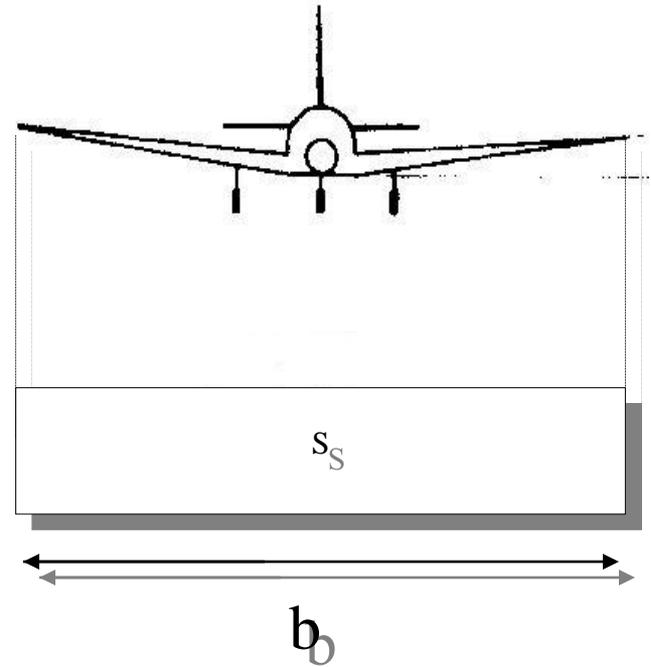
Airfoil	α_0 (deg)	\bar{c}_{m_0}	c_{l_α} (1/deg)	\bar{x}_{ac}	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	-0.8	-0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-0.025	0.108	0.252	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

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 ₁ A212	-2.0	-0.040	0.100	0.252	14.0	1.54	11.0
64 ₂ A215	-2.0	-0.040	0.095	0.252	15.0	1.50	12.0

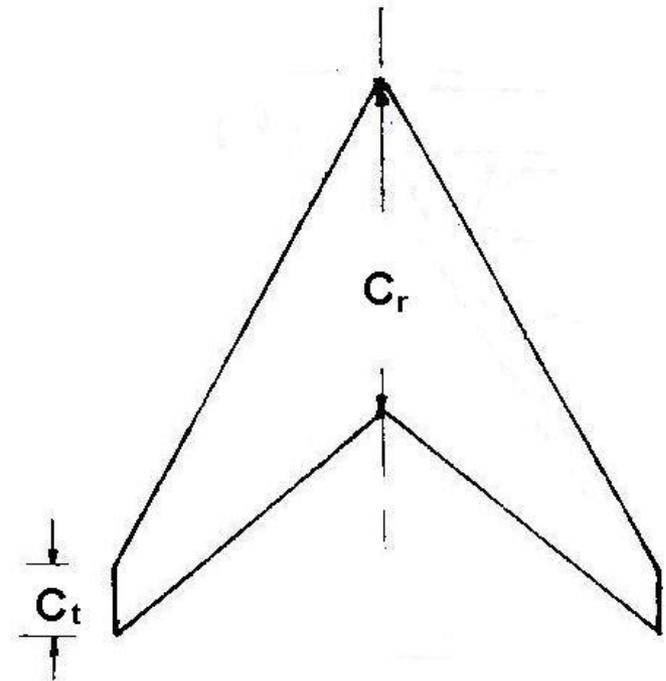
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- F L'ala è l'organo di sustentamento del velivolo
- **Forma in pianta**: è la forma ottenuta proiettando l'ala su un piano orizzontale (ali a delta, ellittiche, ecc.).
 - **Superficie alare** (S): si intende l'area della forma in pianta alare ivi compreso la parte esistente o non esistente racchiusa in fusoliera.
 - **Apertura alare** (b): è la distanza tra le estremità alari misurata perpendicolarmente al piano di simmetria.



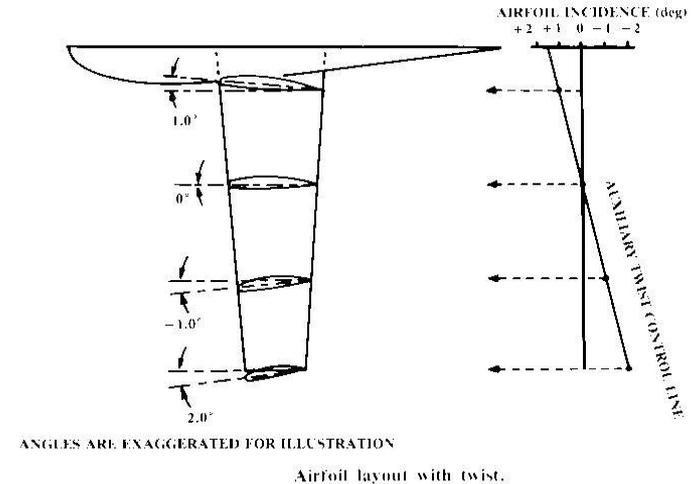
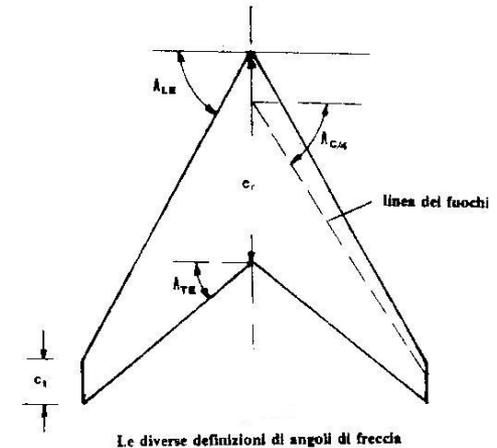
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Rapporto di Rastremazione**: è il rapporto tra la corda all'estremità e la corda alla radice, $\lambda = c_t/c_r$ variabile tra 0 (ali a delta) ed 1 (ali rettangolari).
- **Corda media aerodinamica**: è il rapporto tra la superficie alare e l'apertura alare S/b .



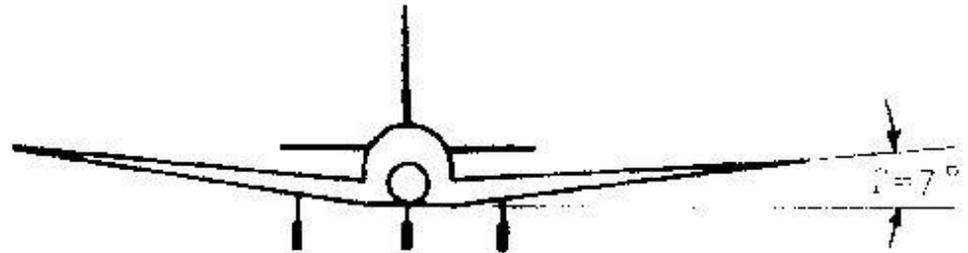
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Angolo di freccia** : è l'angolo formato tra la retta ortogonale al piano di simmetria e la linea del bordo d'attacco
- **Svergolamento**: è l'angolo che la corda del profilo all'estremità forma con la corda alla radice



Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Angolo Diedro**: è l'angolo che le superfici alari formano con un piano orizzontale ed è considerato positivo quando le corde all'estremità sono sollevate rispetto alla corda alla radice.

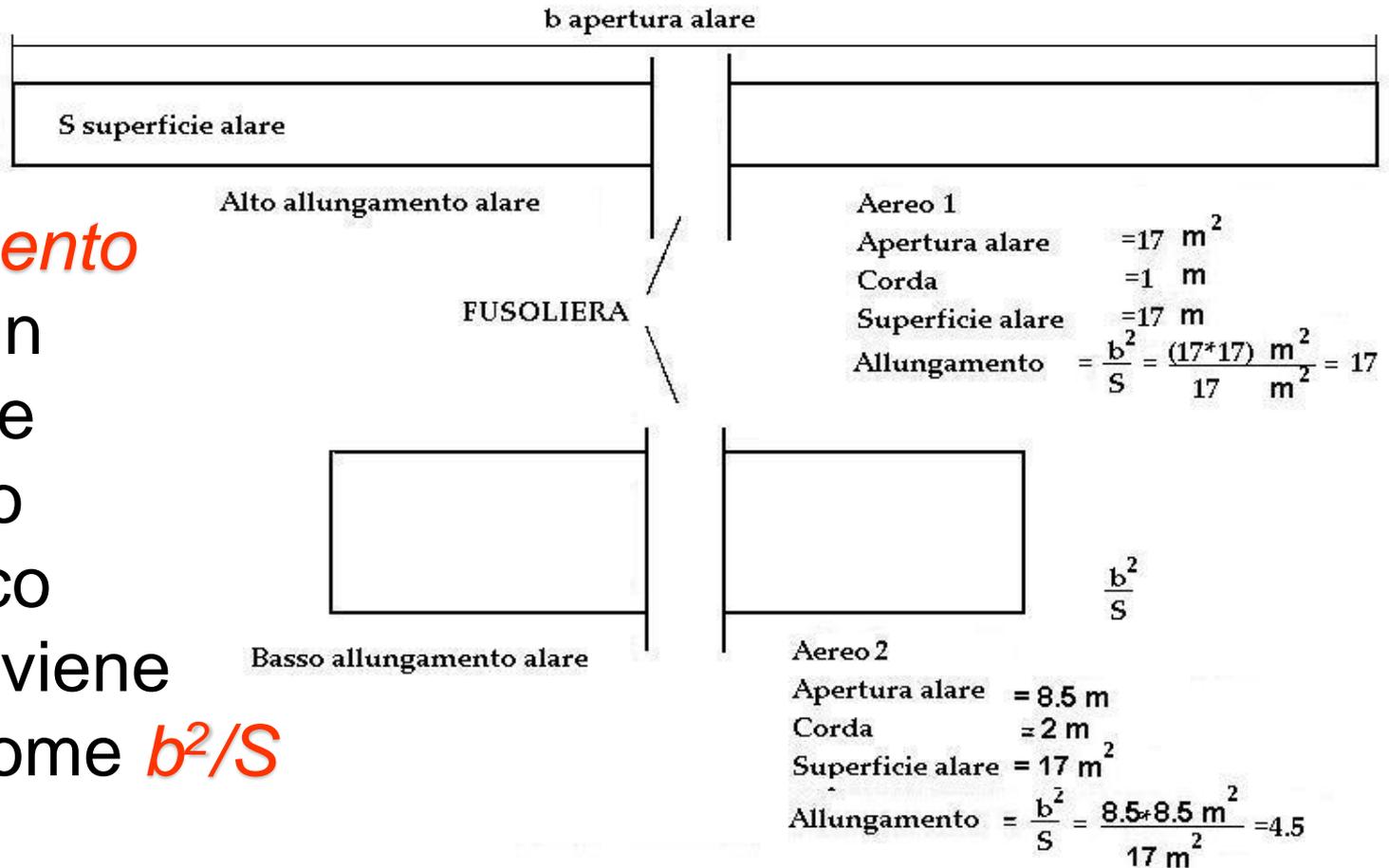


Angolo diedro

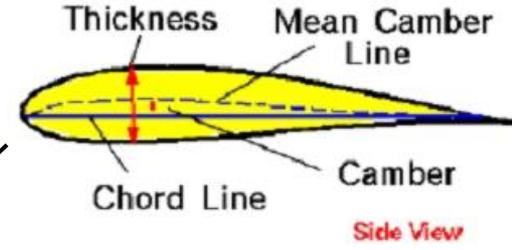
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

– **Allungamento Alare**: è un importante parametro geometrico dell'ala e viene definito come b^2/S dove

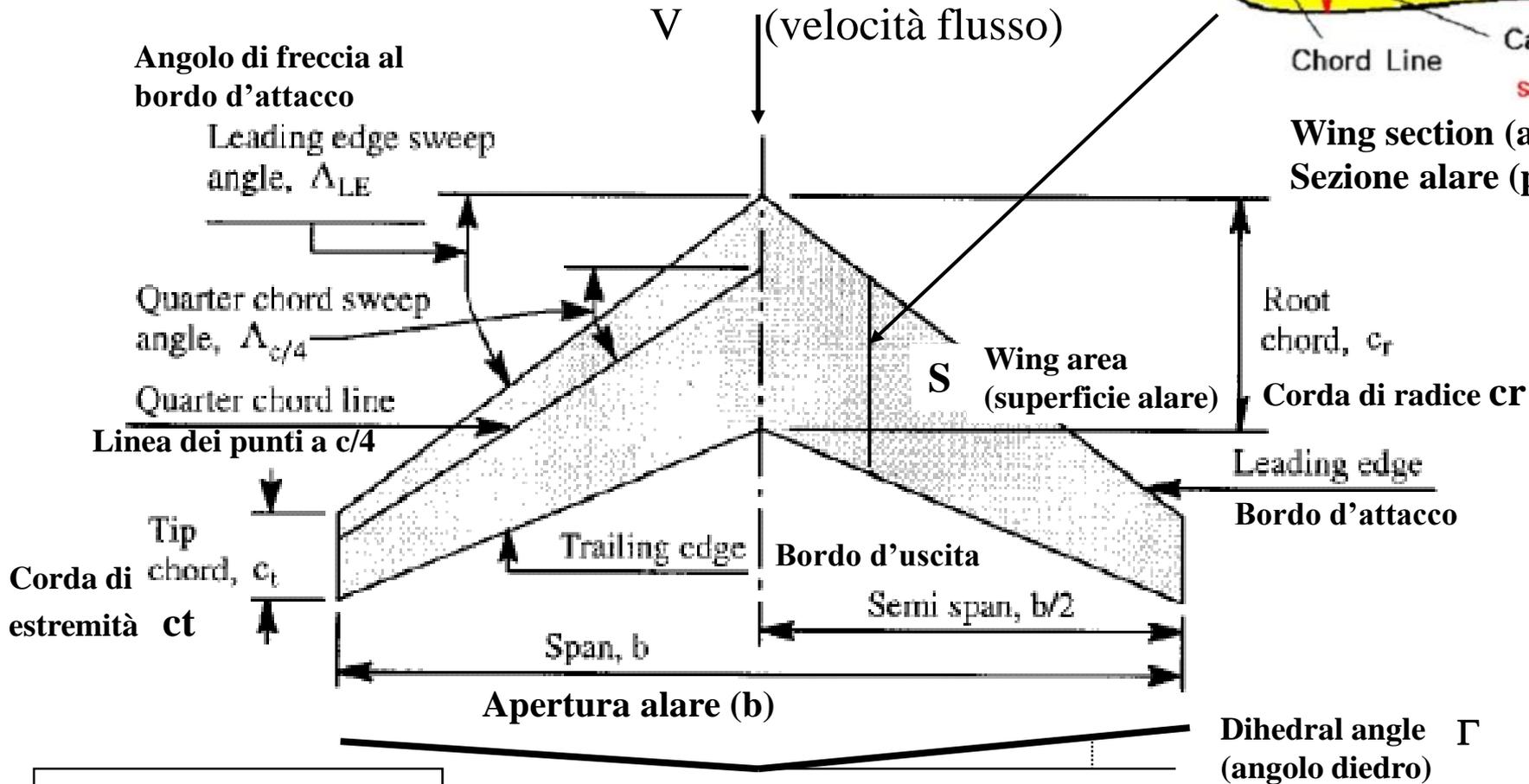
- b = apertura alare
- S = superficie alare



L'ALA FINITA



Wing section (airfoil)
Sezione alare (profilo)



AR Aspect ratio (allungamento alare)

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

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

Sono parametri adimensionali

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

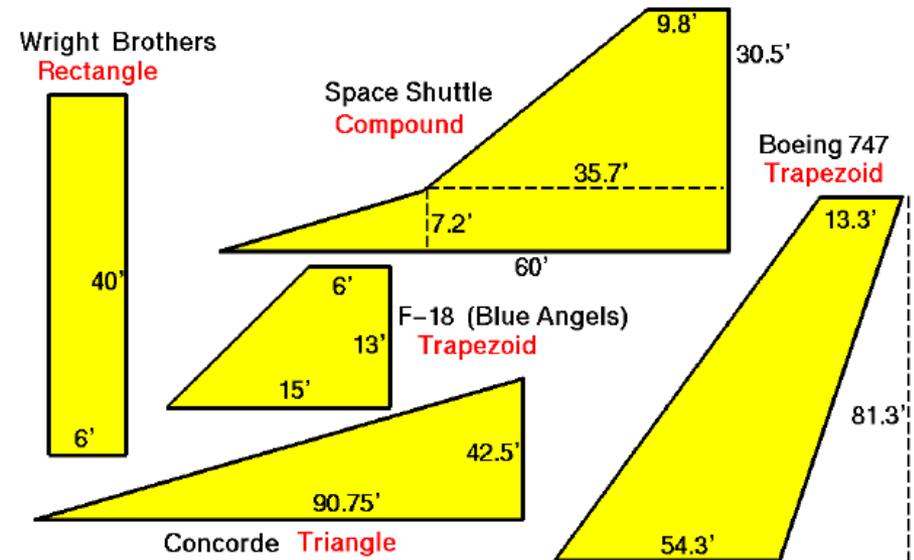
L'ALA FINITA

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.

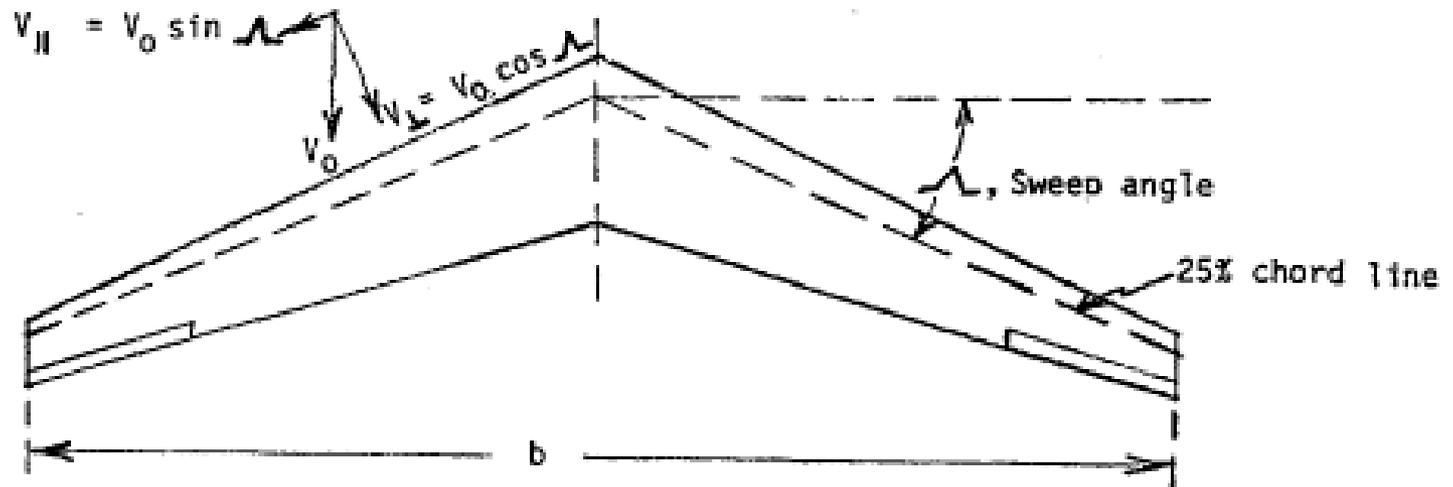
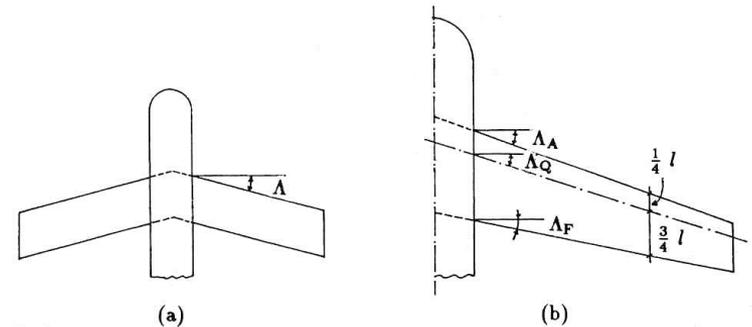


⇒ Si riesce a ridurre il peso strutturale dell'ala

L'ALA FINITA

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.



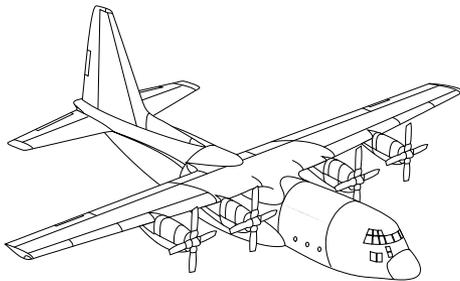
Aspect Ratio

Aspect Ratio (AR):

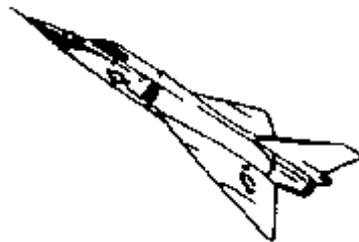
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

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

High AR



Low AR



Typical Values

Fighters: 2-5

Transports: 6-10

Gliders: 10-15

Aspect Ratio (AR):

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

Valori tipici:

1 Lockheed Electra AR=7.5

2 Shorts 360 AR=12.4

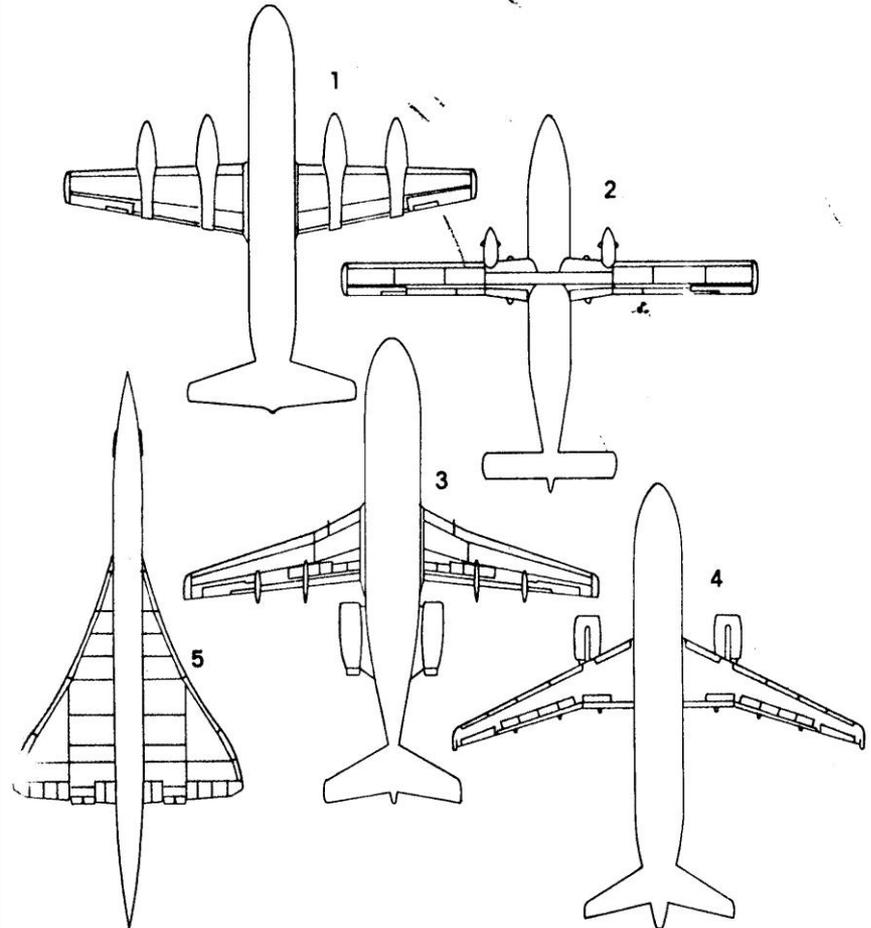
3 Fokker F28 AR=8

4 Airbus A320 AR=9.4

5 Concorde AR=2

Aspect Ratio

Allungamenti alari a confronto



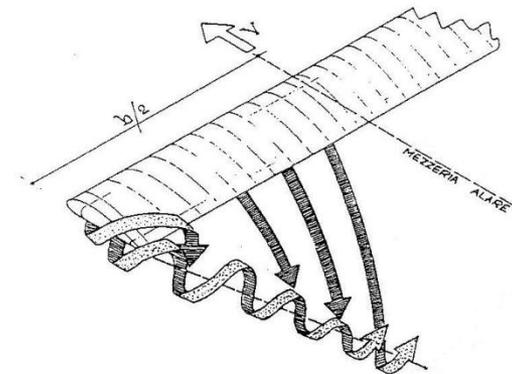
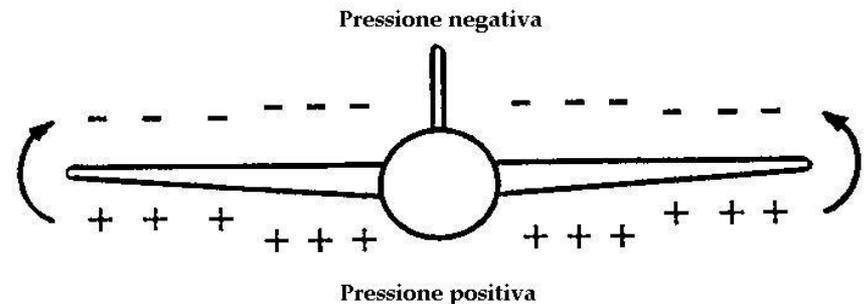
Resistenza Indotta

- *Resistenza Indotta*
 - La resistenza indotta è strettamente *legata alla tridimensionalità dell'ala*. L'ala infatti non può essere analizzata considerando solo una sua sezione bidimensionale bensì come un oggetto a tre dimensioni immerso in un fluido.

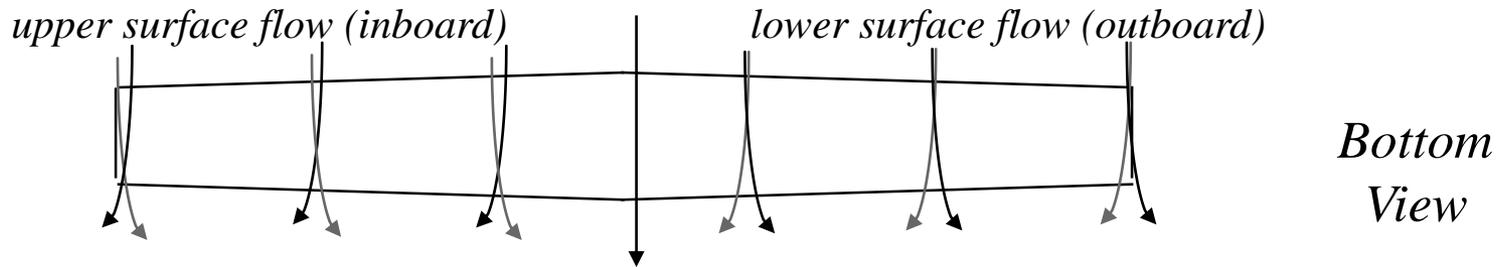
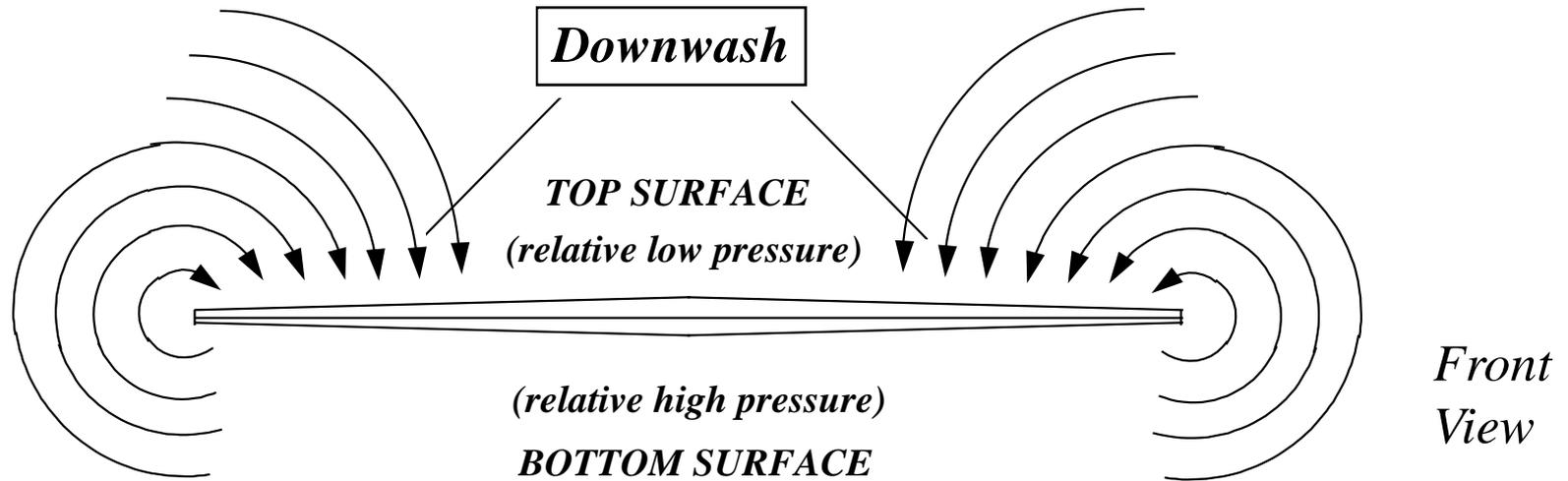


Resistenza Indotta

- Alle estremità alari l'aria tenderà a fluire dalla zona ad alta pressione alla zona a bassa pressione generando dei vortici. La generazione di questi vortici verrà pagata in termini di una resistenza detta resistenza indotta. E' chiaro che dire differenza di pressione tra dorso e ventre vuol dire portanza. La resistenza indotta si genera quando l'ala genera portanza ; $C_L \neq 0$
vuol dire $C_{Dindotta} \neq 0$

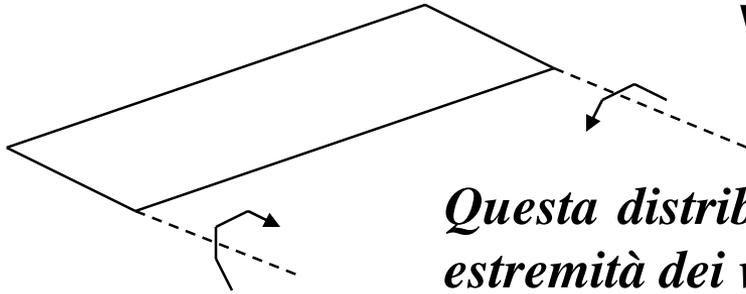


Wingtip Vortices

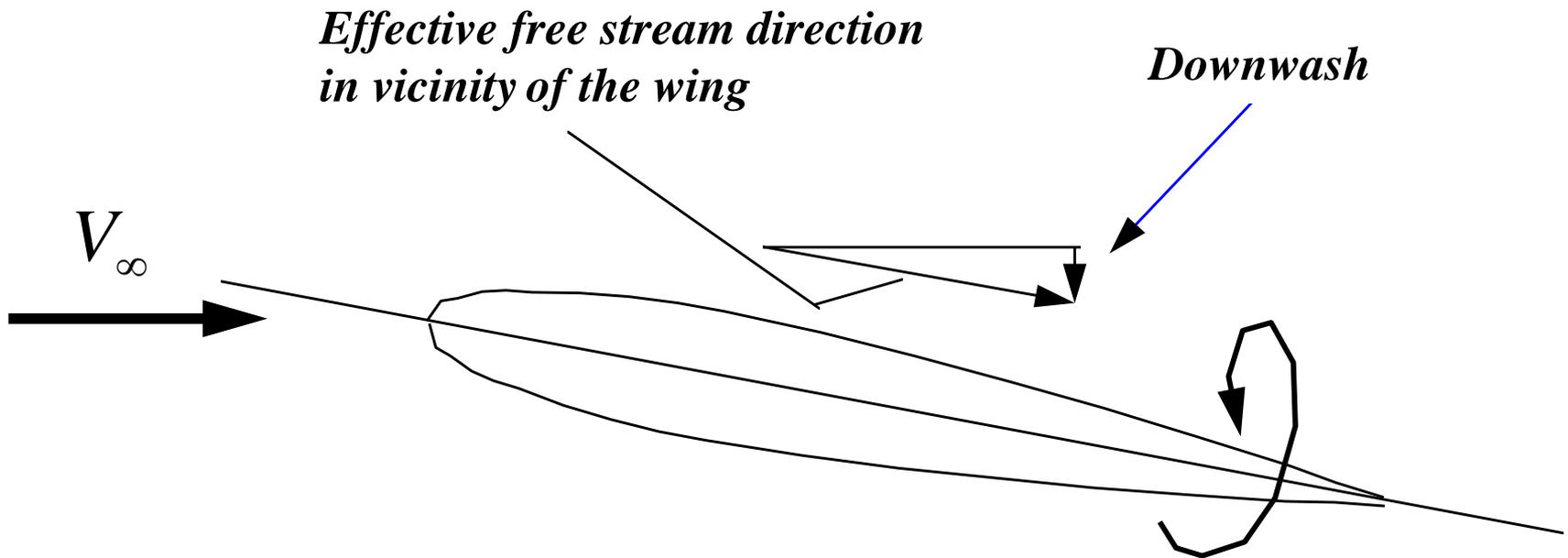


The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.

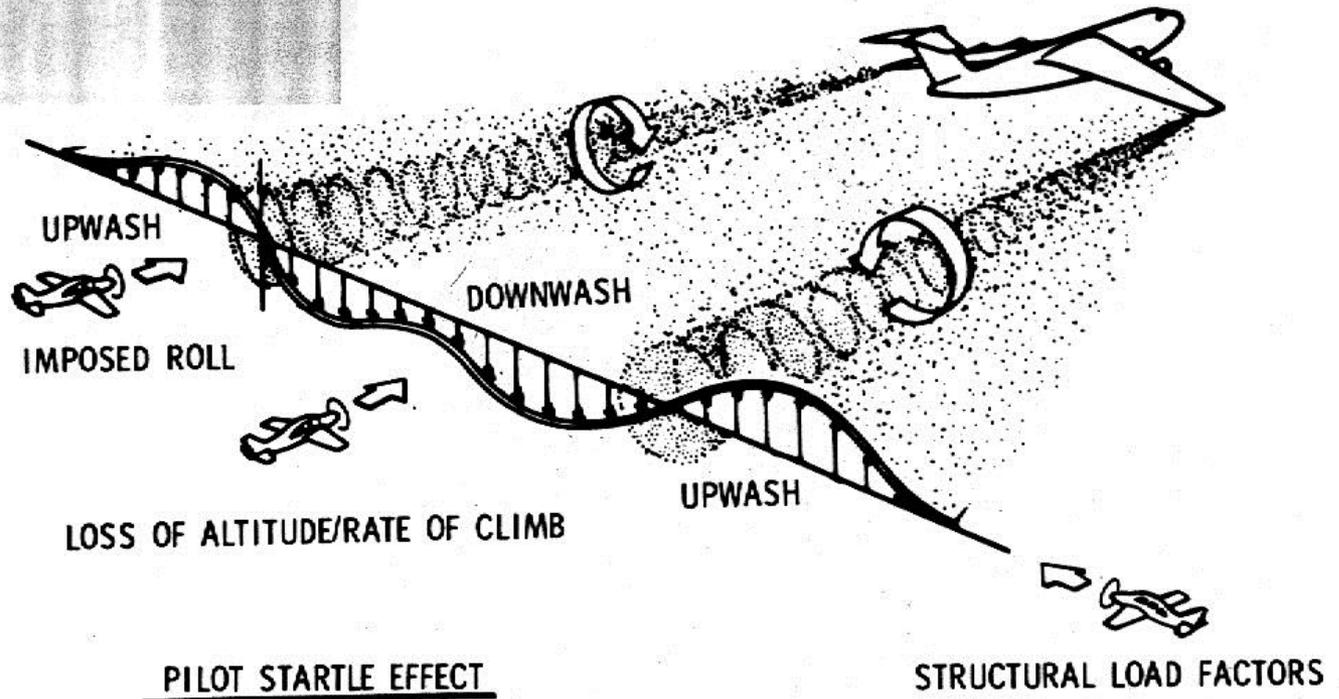
Wingtip Vortices



*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".*



Wingtip Vortices

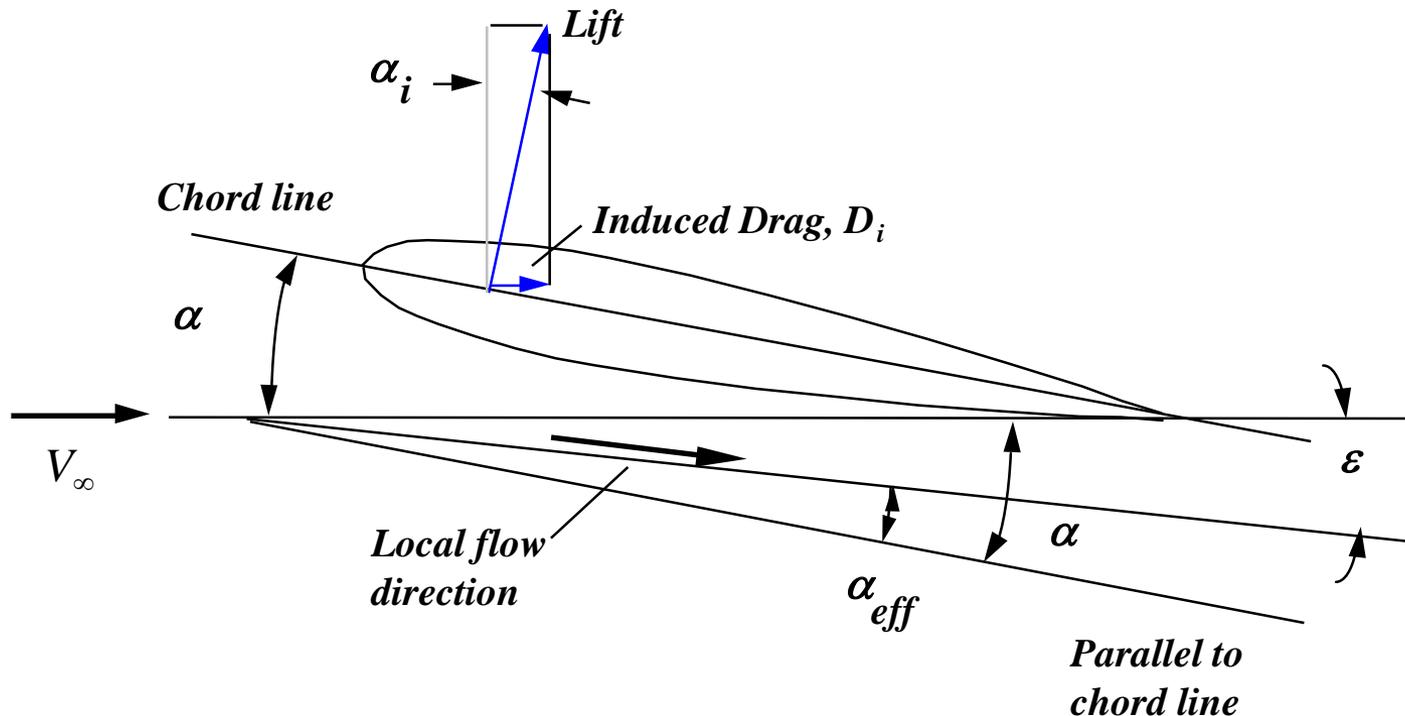


Si può ridisegnare il vettore portanza perpendicolare alla NUOVA DIREZIONE della velocità.

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.

Si nota anche che la riduzione dell'angolo d'attacco effettivo rispetto a quello geometrico, comporterà una riduzione della portanza rispetto al caso 2-D.



Re *sistenza indotta* : $D_i = L \sin \alpha_i$

poichè α_i è *genralemte* piccolo,

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

Per una distribuzione ellittica di portanza

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

quindi , $D_i = L \alpha_i = \frac{L C_L}{\pi AR}$

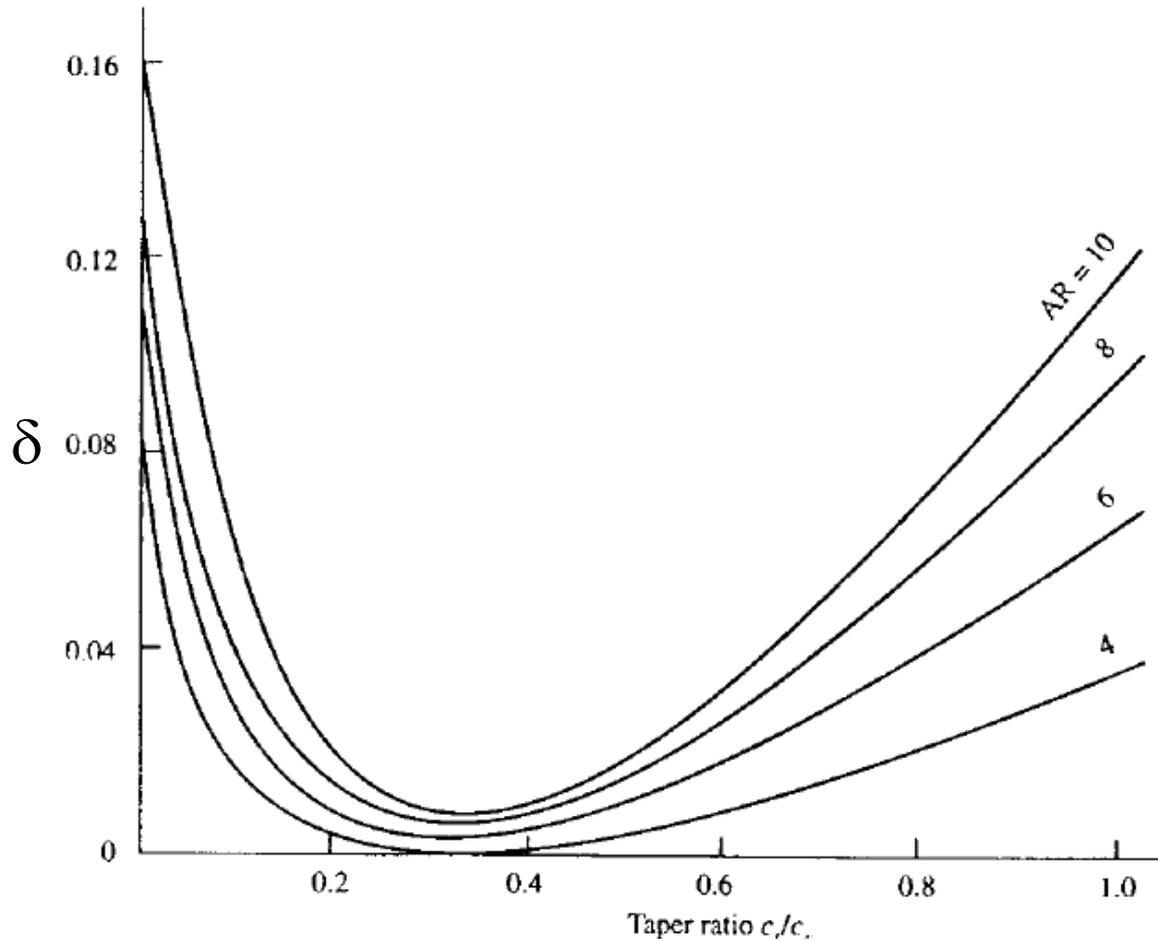
e poichè $L = q_\infty S C_L$

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

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

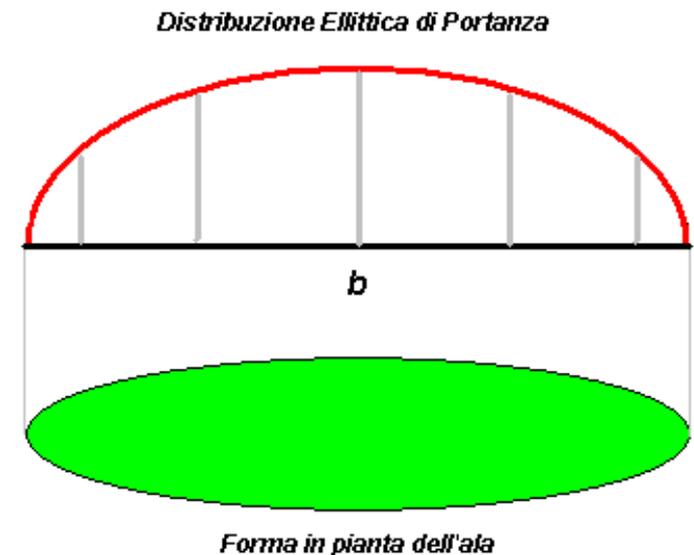
Per ali non ellittiche :

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



Forma in pianta dell'ala

- Come già accennato la portanza e la resistenza di un ala sono strettamente legate alla forma *tridimensionale* dell'ala stessa.
- E' facile intuire come, oltre alla geometria del profilo, un ruolo fondamentale lo giochi la forma in pianta dell'ala.
- La distribuzione di portanza lungo l'apertura alare influenza direttamente la resistenza indotta.
- È stato dimostrato, sia sperimentalmente che analiticamente, che una *distribuzione ellittica di portanza è quella che offre minore resistenza indotta*.

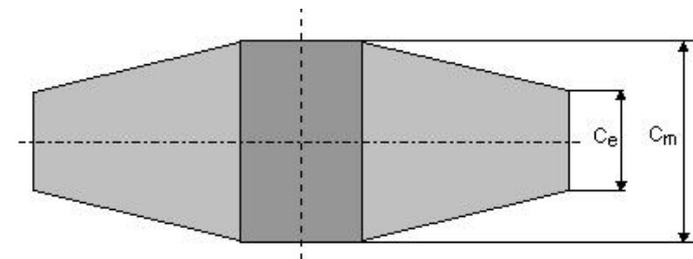
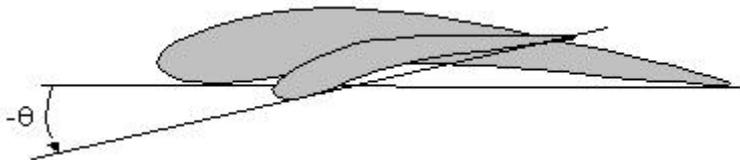


Forma in pianta dell'ala

- Una distribuzione ellittica della portanza lungo l'apertura alare si ottiene con una forma in pianta ellittica.
- Non sempre è possibile adottare forme in pianta ellittiche. *Anche se la forma in pianta non è ellittica si può ottenere una distribuzione di portanza ellittica costruendo le ali rastremate e svergolate*



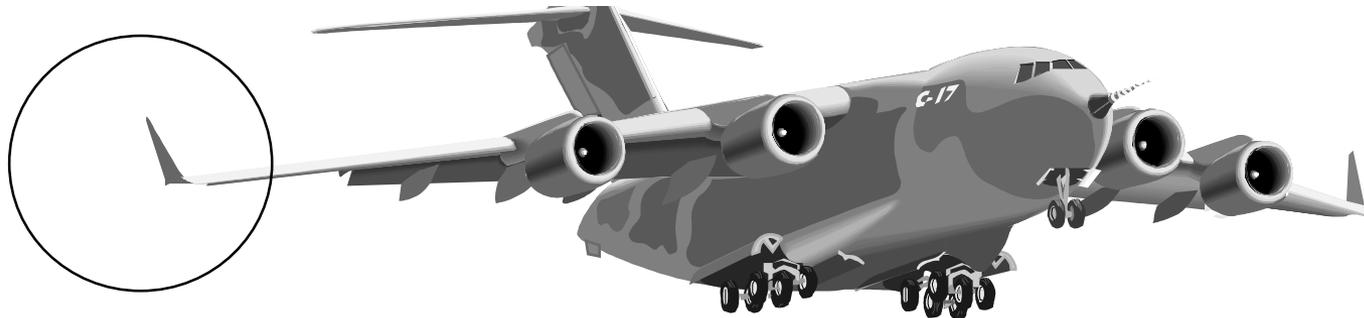
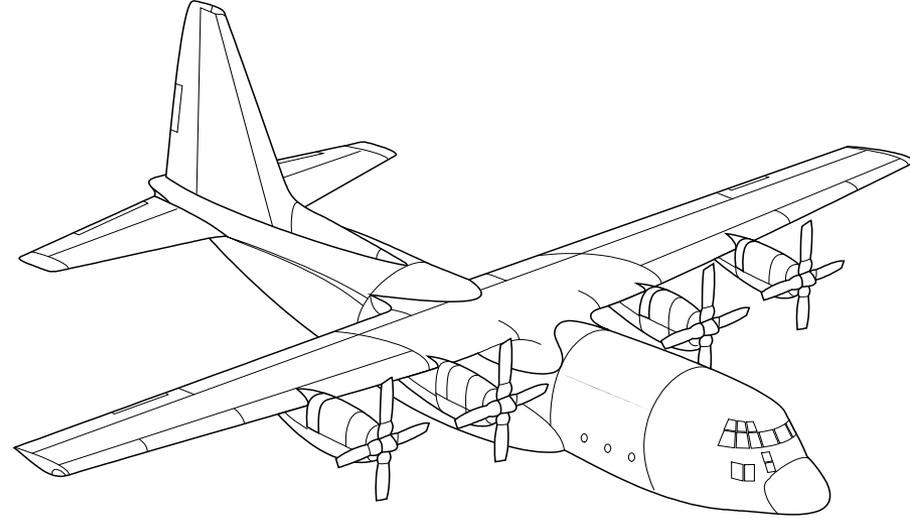
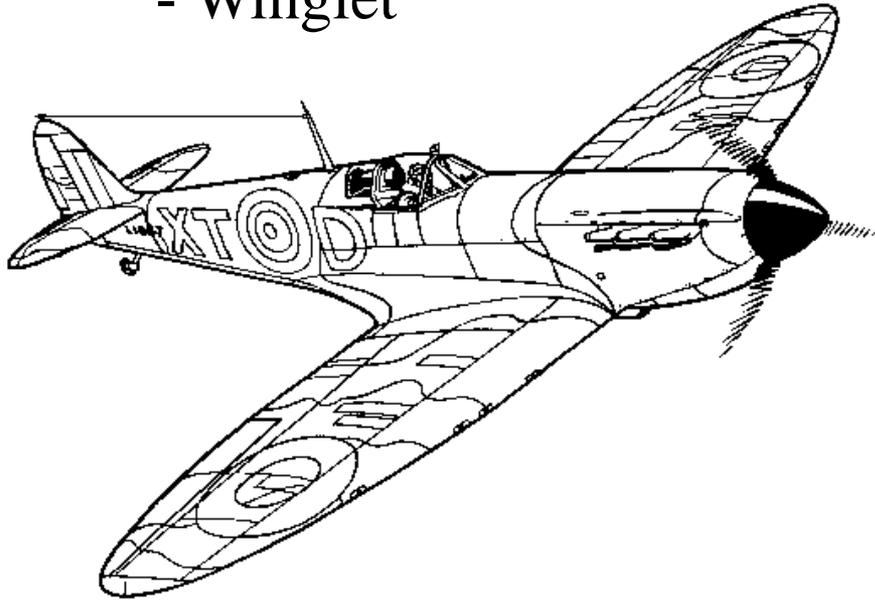
Forma in pianta ellittica



L'ALA FINITA

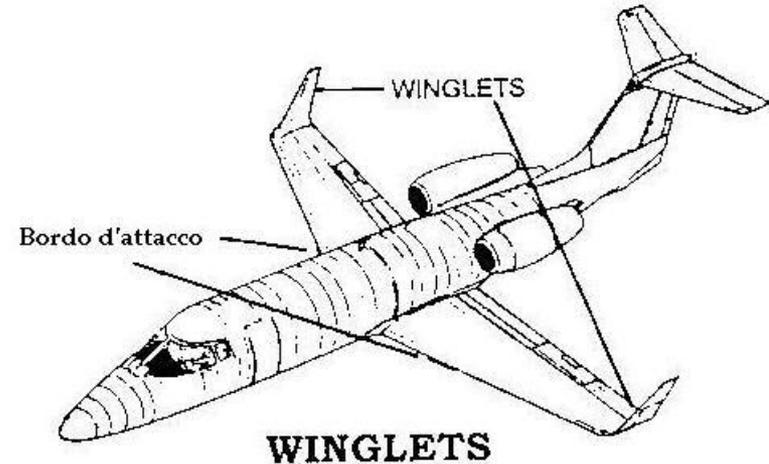
Ridurre la res. Indotta:

- Forma in pianta
- Winglet



Resistenza indotta

- Considerando due ali di pari superficie alare e diverso allungamento, quella con maggiore **Allungamento** presenta una minore *resistenza indotta*.
- Un'ulteriore modo per ridurre la *resistenza indotta* risiede nella creazione di piccole alette verticali posizionate all'estremità alari dette **Winglets**.



Resistenza totale - Total Drag

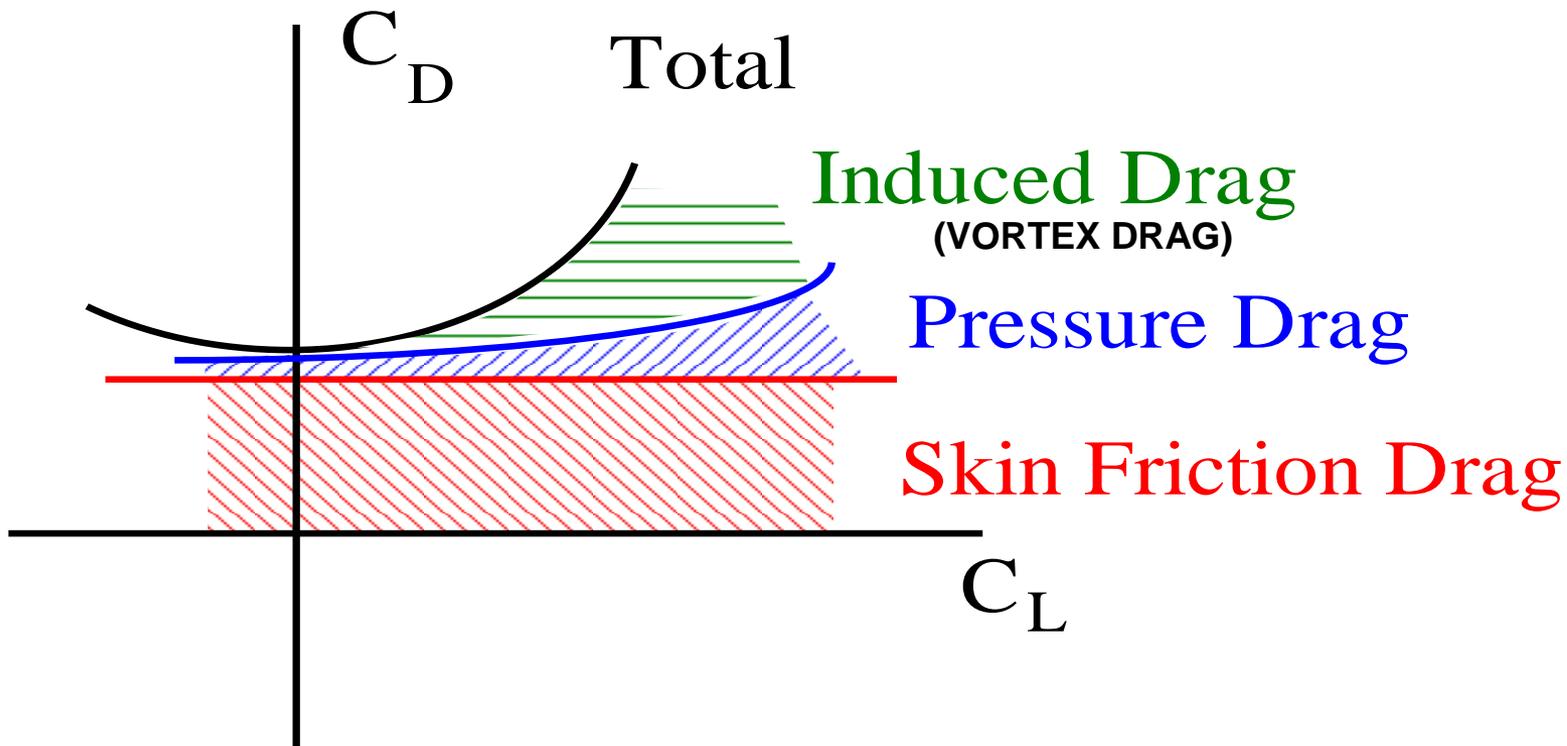
- La resistenza totale ha due componenti
 - Profile drag (skin friction + pressure)
 - Induced drag
- In coefficienti:

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

Total = Profile + Induced

Total Drag

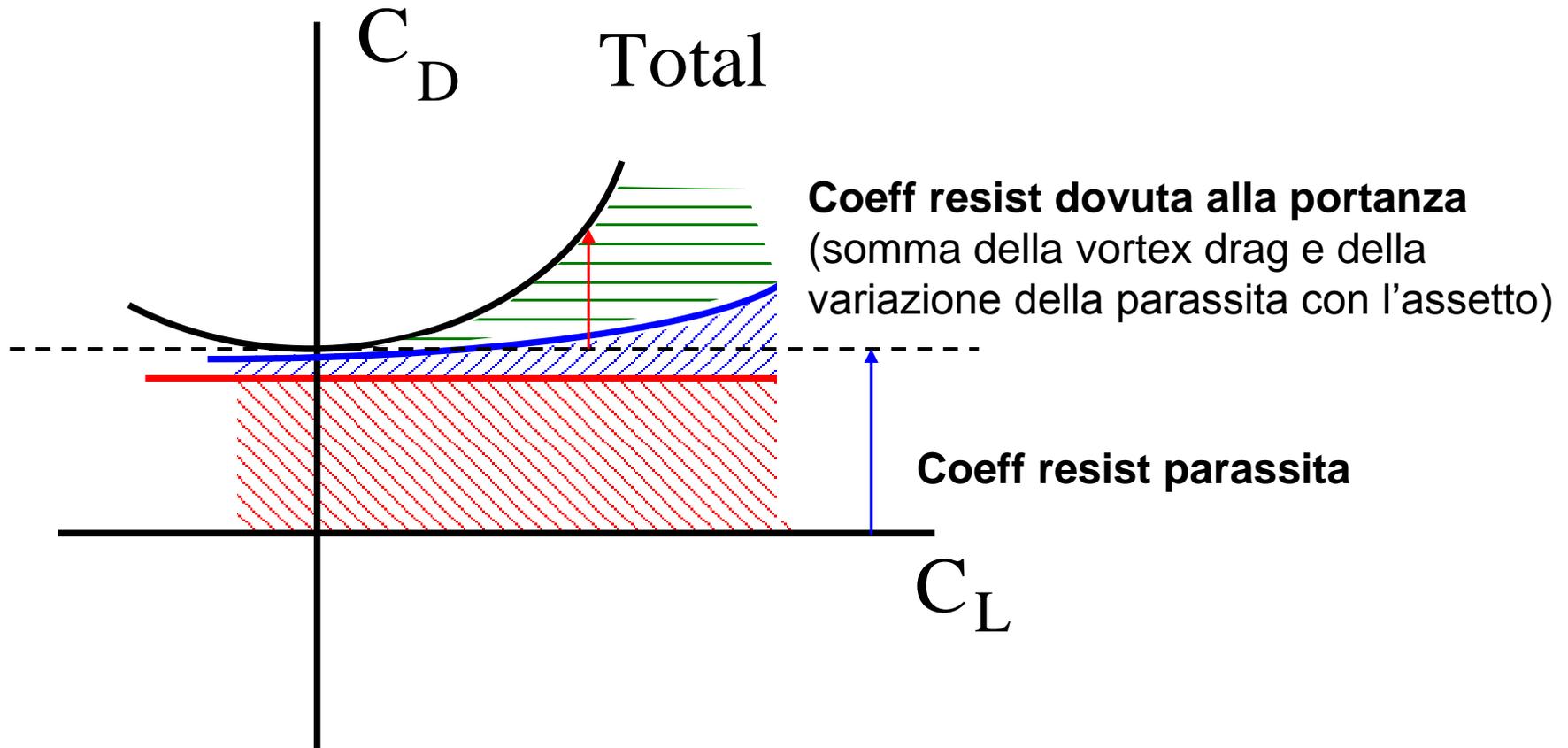
Anche la resistenza parassita varia con la portanza (con l'assetto).
Tipicamente è la pressure drag che varia con l'assetto (quindi con il C_L)



La resistenza complessiva potrà essere scomposta in :

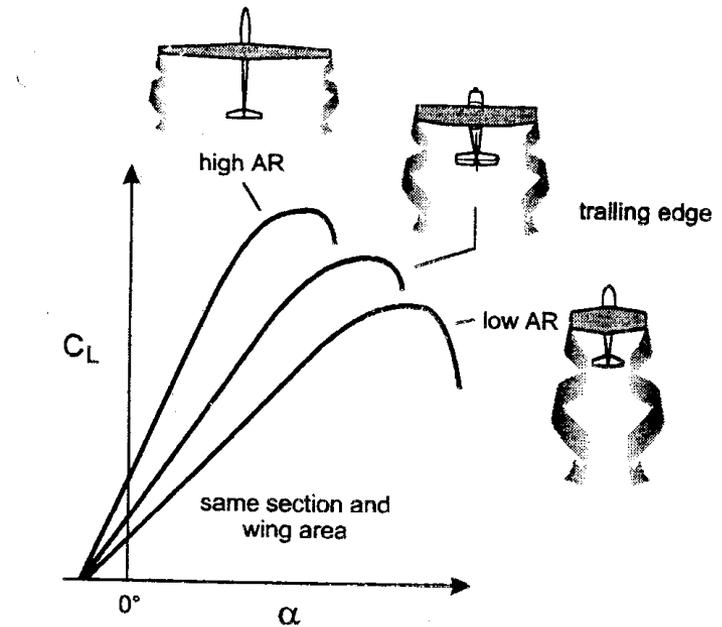
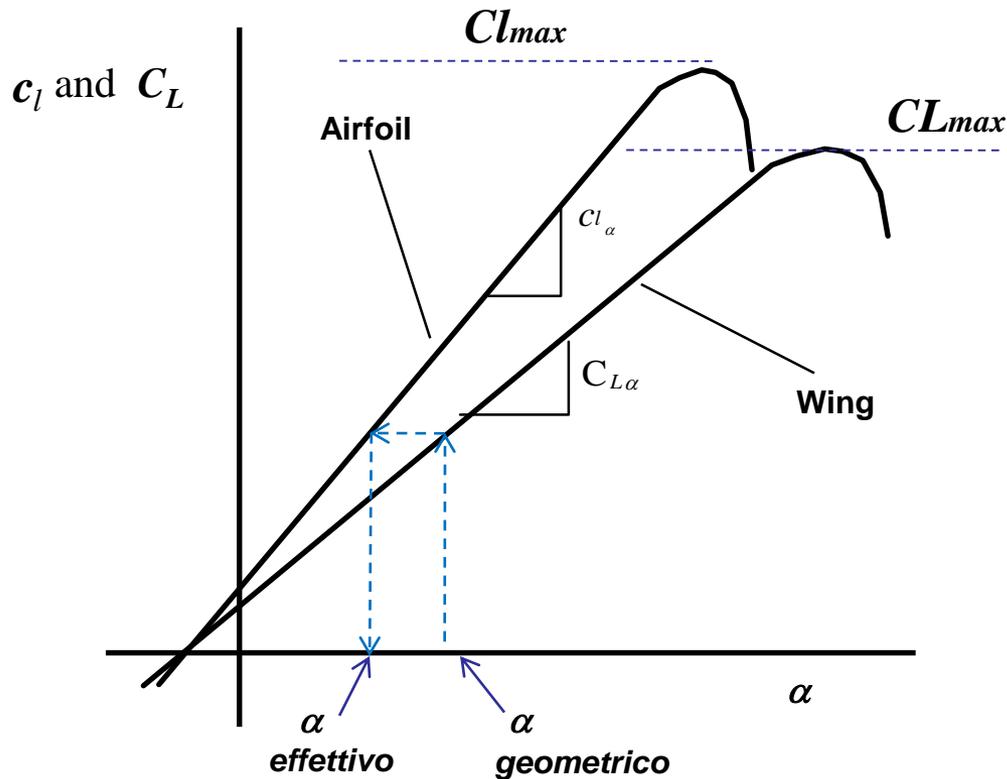
Resistenza parassita a $C_L=0$

Resistenza dovuta al C_L (che diremo **RESISTENZA DOVUTA ALLA PORTANZA**)
LIFT DEPENDENT DRAG



L'ALA FINITA

Effetti sulla curva di portanza



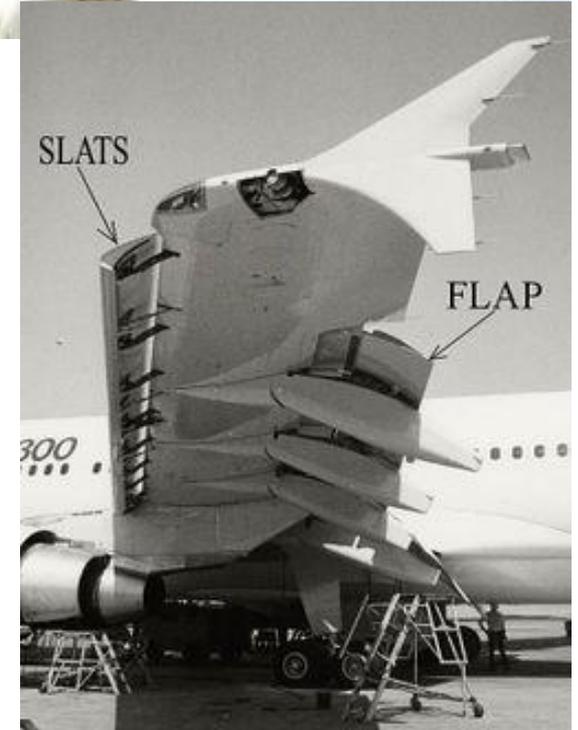
Notare che la pendenza della retta di portanza dell'ala è inferiore a quella del profilo. Anche il CL_{max} (ala) è inferiore a quello del profilo Cl_{max} (circa 80-90% in relazione ad AR e freccia).

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{57.3 \cdot C_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}} \quad \text{con } C_{l\alpha} \text{ in } [1/^\circ]$$

Formula approssimata

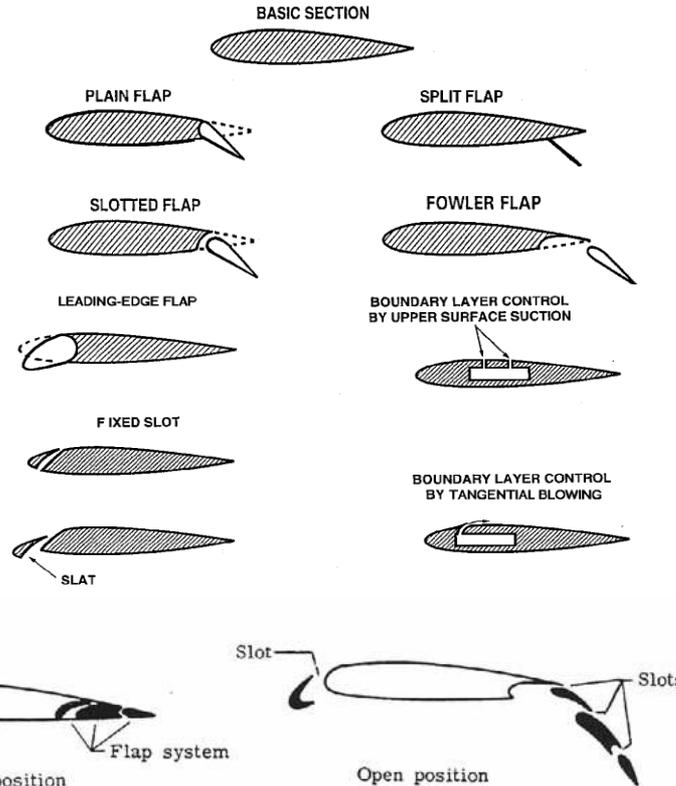
Portanza del Velivolo – Sistemi di ipersostentazione

Nelle fasi di decollo e di atterraggio, è necessario incrementare la capacità portante (il massimo CL) dell'ala e conseguentemente del velivolo. Questo perchè si riduce la velocità di decollo e quella di atterraggio con conseguente riduzione delle relative corse.



FLAP
(al bordo di uscita)

SLAT
(al bordo di attacco)

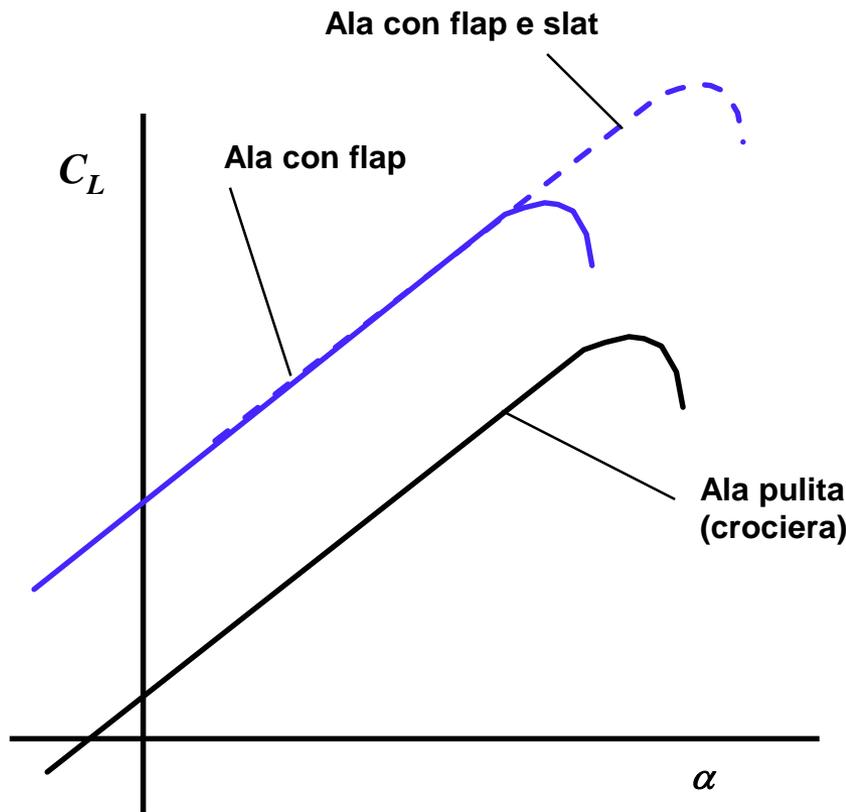


Esempio
B737

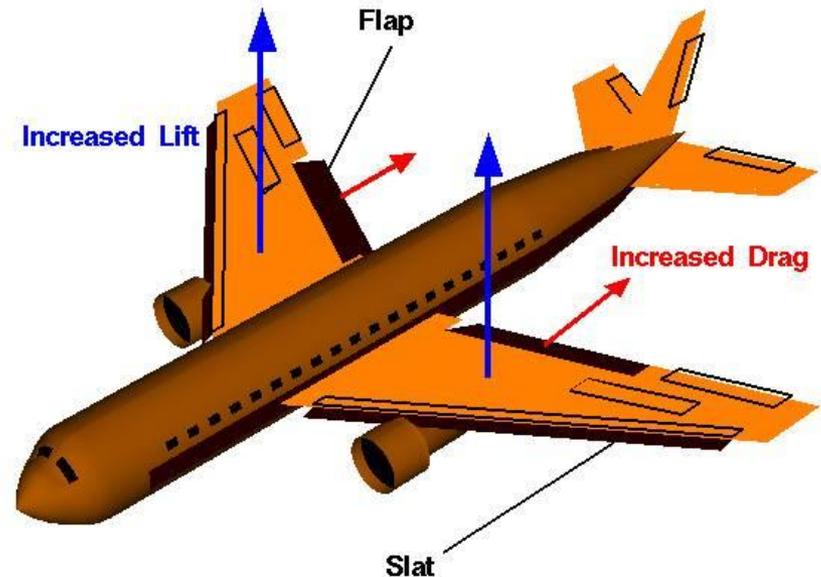
(b) Complex slotted flap of Boeing 737.

Portanza del Velivolo – Sistemi di ipersostentazione

- *I profili a bassa curvatura sono buoni per le alte velocità (bassa resistenza)*
- *Il velivolo deve però operare anche a bassa velocità, soprattutto in decollo e atterraggio, ed ha bisogno di configurazioni più portanti, per ridurre la velocità minima.*
- *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*

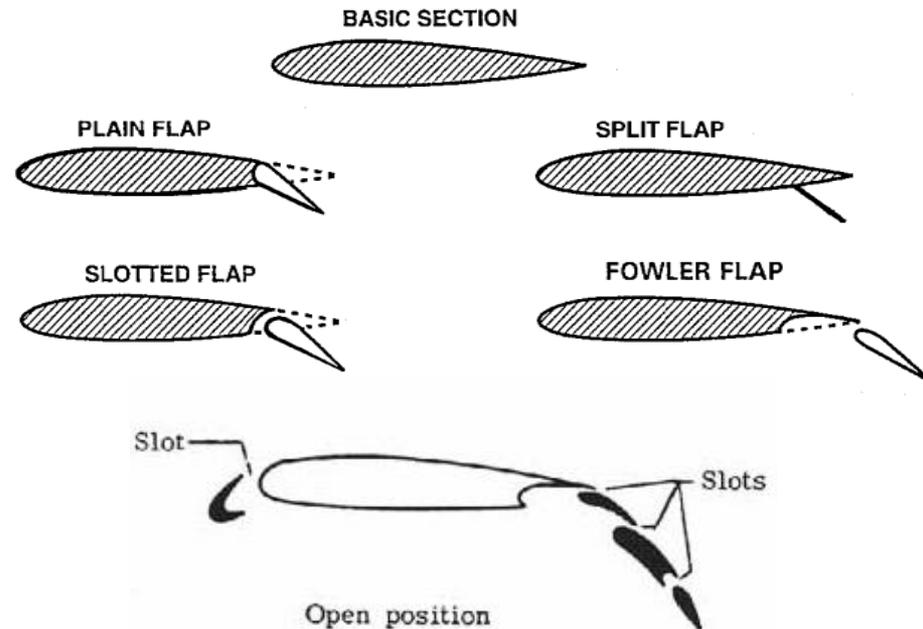
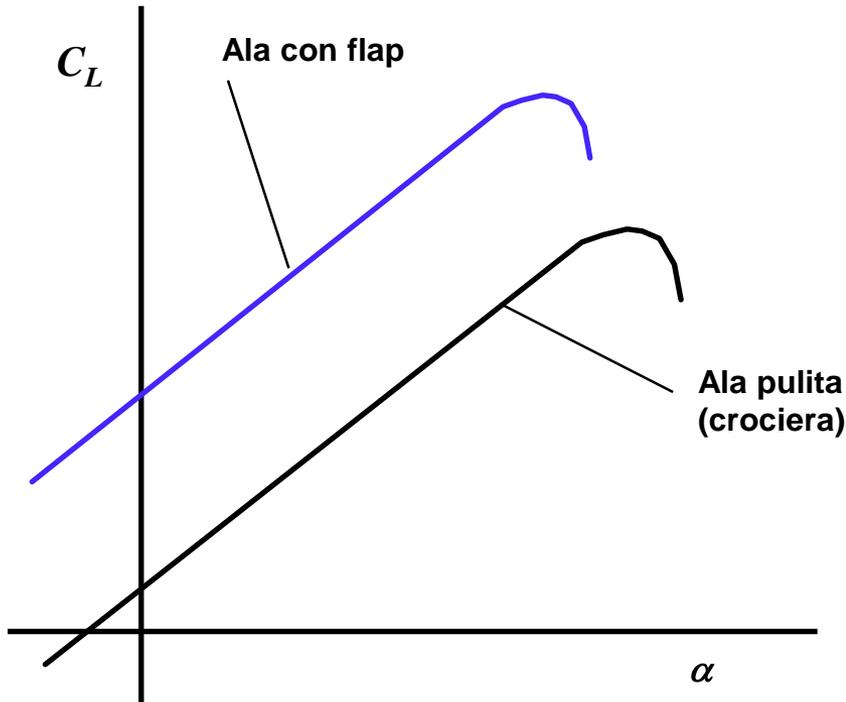


Configuration	$C_{L\max}$
Pulito (crociera)	1.4-1.6
Decollo (flap e slat 15-20°)	1.8-2.2
Atterraggio (flap 35-40° e slat)	2.3-2.9



Portanza del Velivolo – Sistemi di ipersostentazione

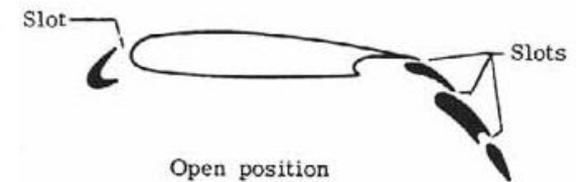
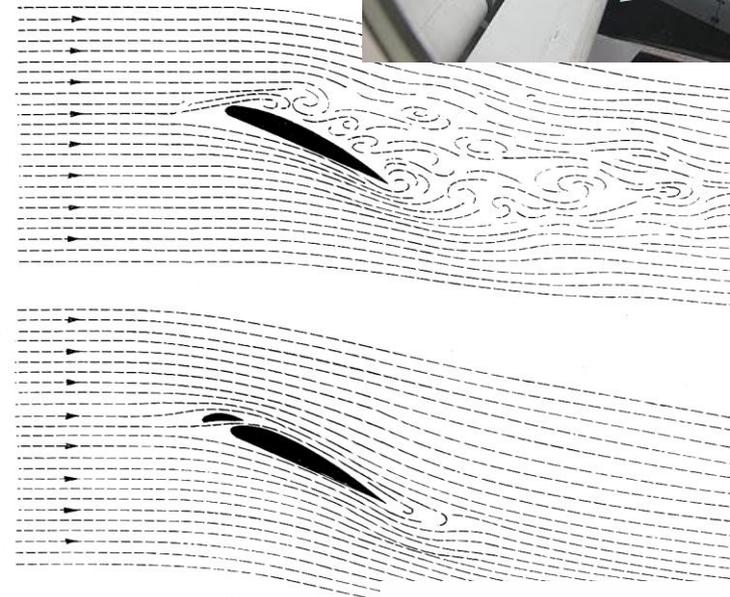
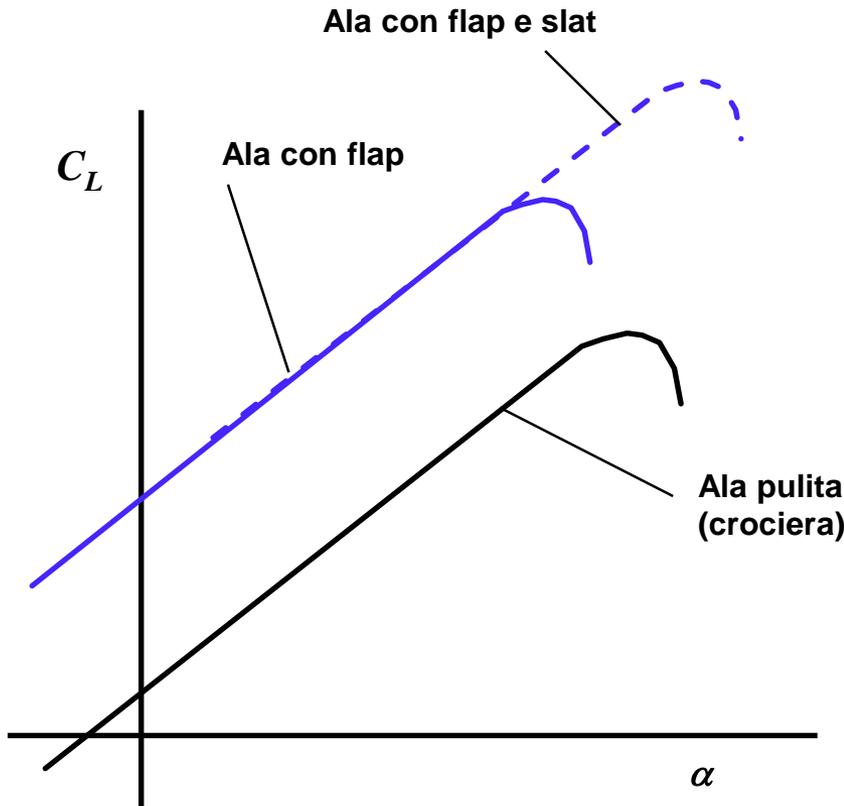
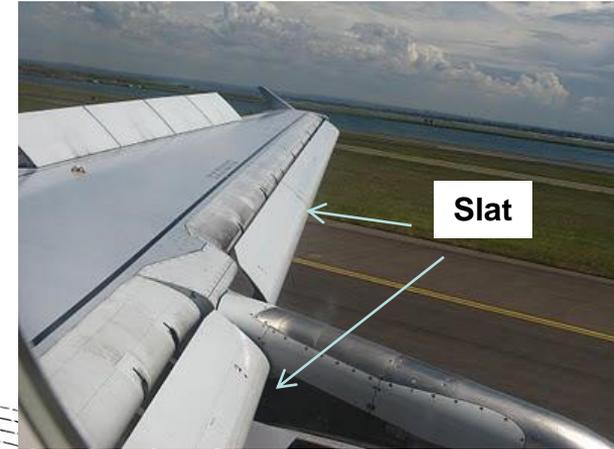
- *Il flap incrementa la curvatura del profilo (nella zona di ala interessata dal flap) e quindi fa traslare la curva di portanza verso l'alto.*
- *Esistono vari tipi di flap.*
- *Lo slotted flap migliora la condizione di flusso attaccato sul flap deflesso attraverso il canale (detto slot) che si crea.*
- *Il fowler flap, oltre all'aumento di curvatura e alla presenza del canale, incrementa anche la corda dell'ala (cioè la superficie alare) fino ad un 20%*



Flap e slat per il Boeing 737

Portanza del Velivolo – Sistemi di ipersostentazione

- *Lo slat, attraverso il canale che si crea al bordo di attacco, ritarda la separazione del flusso (ed il conseguente stallo) alle alte incidenze.*



Flap e slat per il Boeing 737

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

MACH $V_{\infty} \rightarrow$

$$M = \frac{V_{\infty}}{a}$$

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

In numero di Mach è un coefficiente adimensionale che misura la comprimibilità dell'aria.

Esso è dato dal rapporto tra la velocità della corrente (praticamente la velocità alla quale si sta muovendo il nostro velivolo) e la velocità del suono.

La velocità del suono “a” è una proprietà fisica dell'atmosfera e dipende dalla temperatura (quindi è variabile con la quota).

Ad esempio a livello del mare (S/L) $a=340$ m/s
e a 10 Km di quota $a=299.5$ m/s

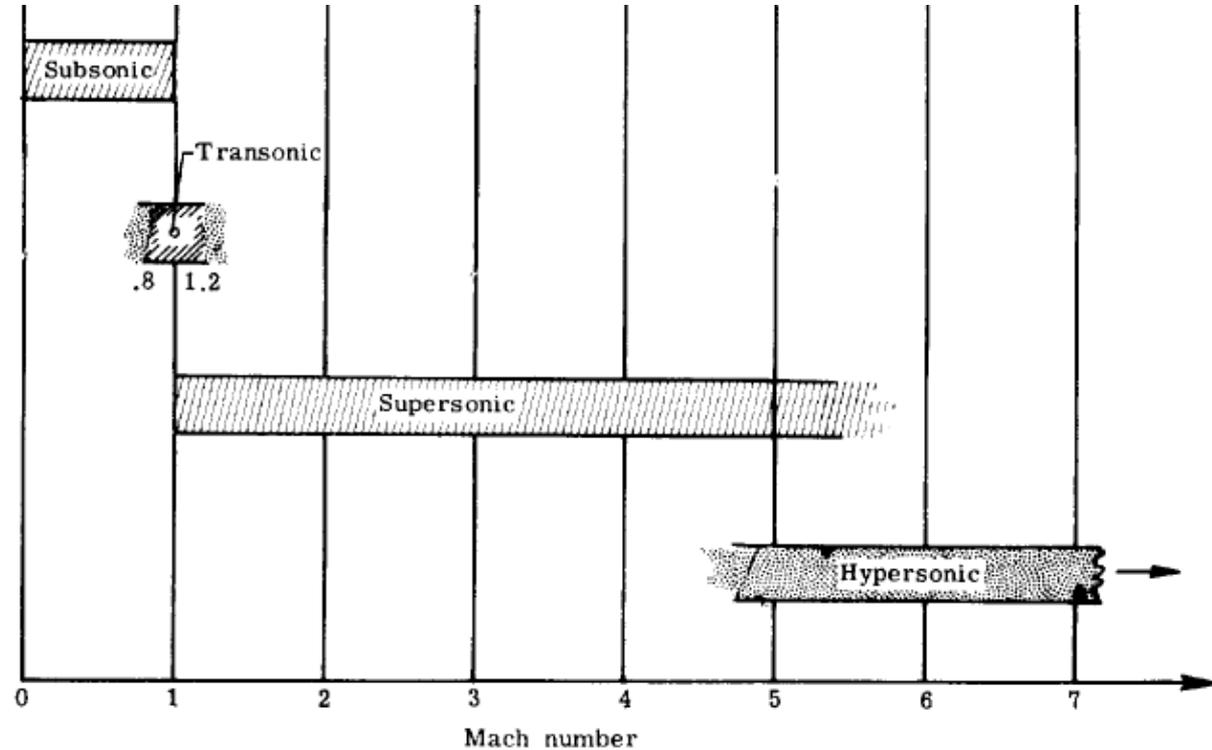
Quando il numero di Mach supera circa 0.30-0.40, iniziano ad essere presenti fenomeni legati alla comprimibilità dell'aria. Quindi non sarà più valida la legge di Bernoulli incomprimibile, ma quella comprimibile.

Regime subsonico incomprimibile	Ma < 0,2-0,3
Regime subsonico	Ma < 1
Regime transonico	0,8 < Ma < 1,3
Regime sonico	Ma = 1
Regime supersonico	Ma > 1
Regime ipersonico	Ma > 5

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

MACH $V_\infty \rightarrow$

$$M = \frac{V_\infty}{a}$$



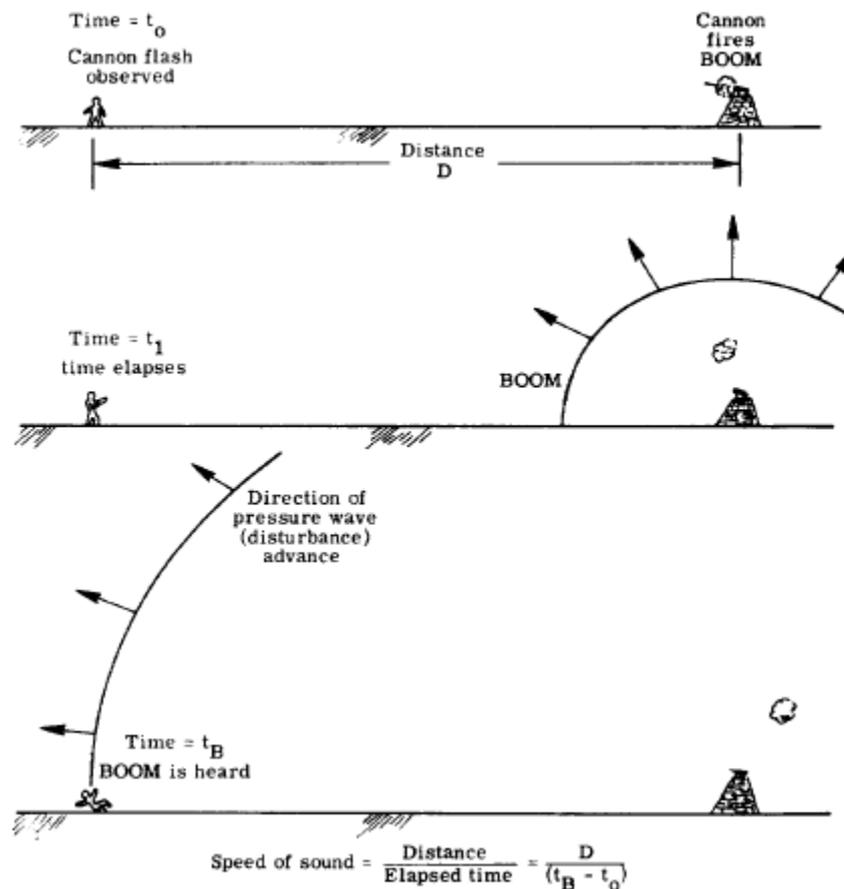
Regime subsonico incompressibile	Ma < 0,2-0,3
Regime subsonico	Ma < 1
Regime transonico	0,8 < Ma < 1,3
Regime sonico	Ma = 1
Regime supersonico	Ma > 1
Regime ipersonico	Ma > 5

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Un corpo che viaggia in un mezzo fluido perturba il campo stesso. Considerando ad esempio un profilo fermo investito da una corrente uniforme (principio di reciprocità), si nota che le linee di corrente “avvertono” la presenza del profilo abbastanza a monte del bordo d’attacco. Quello che accade è che ogni punto del corpo (profilo) invia dei disturbi di pressione, che si propagano alla velocità del suono.

Per capire meglio il problema, vediamo come si propagano i disturbi di pressione.

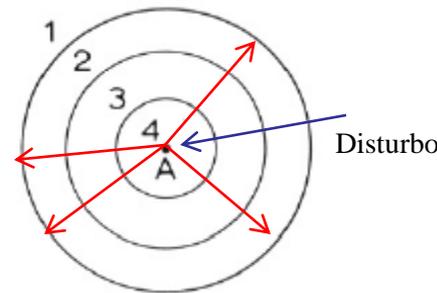
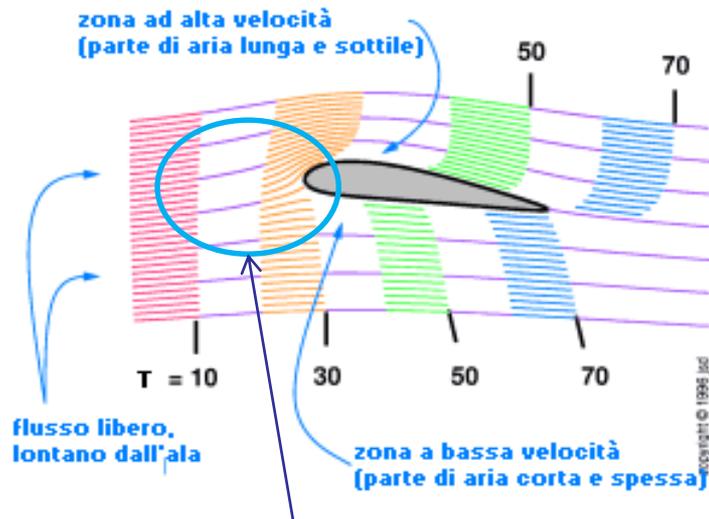
Immaginiamo un osservatore che si trova a distanza D da un cannone che spara. All’istante t_0 , l’osservatore vedrà praticamente istantaneamente la luce del cannone che spara (si propaga alla velocità della luce), ma dovrà attendere un tempo t_B per avvertire il disturbo sonoro. Infatti, il cannone emette un’onda di pressione, che viaggia alla velocità del suono (funzione della temperatura dell’aria).



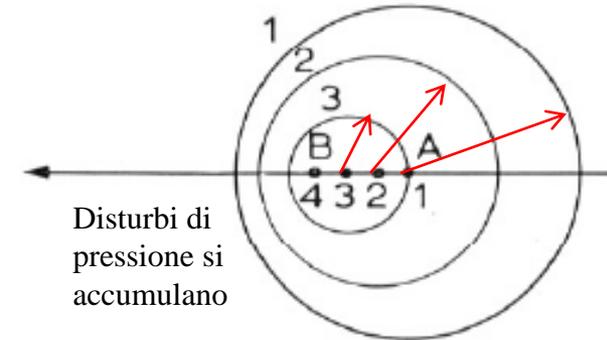
Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Un corpo che viaggia in un mezzo fluido perturba il campo stesso. Un velivolo che viaggia al di sotto della velocità del suono emette delle onde di pressione (ogni punto del velivolo) che si propagano a monte con la velocità del suono (in tal caso maggiore di quella del velivolo).

E' per questo motivo che, se osserviamo un flusso uniforme che investe un profilo alare, osserviamo che la corrente "avverte" la presenza del profilo abbastanza prima dell'arrivo della corrente sul bordo d'attacco.



Disturbo di pressione da punto fermo ($V=0$). I disturbi si allontanano dalla sorgente.



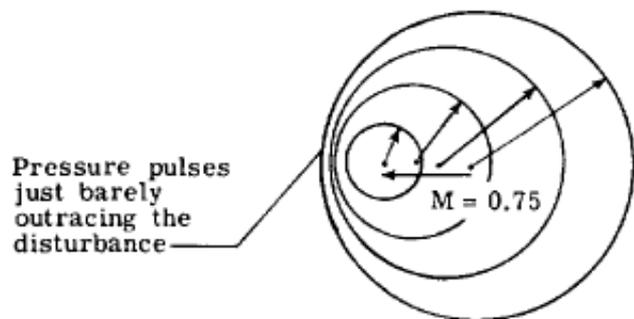
Disturbo di pressione da punto che si muove con velocità subsonica, ($Mach=0.50$). Ai 4 istanti si possono notare le posizioni del punto e le linee rappresentano le linee di propagazione (fotografate all'istante finale) dei disturbi rilasciati nelle posizioni 1, 2, 3 e 4.

Modifica direzione e modulo del vettore velocità a monte del profilo in campo subsonico. Ogni punto del profilo invia disturbi di pressione alla velocità del suono. L'aria "riceve" questi messaggi e si "prepara" ad investire il corpo.

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

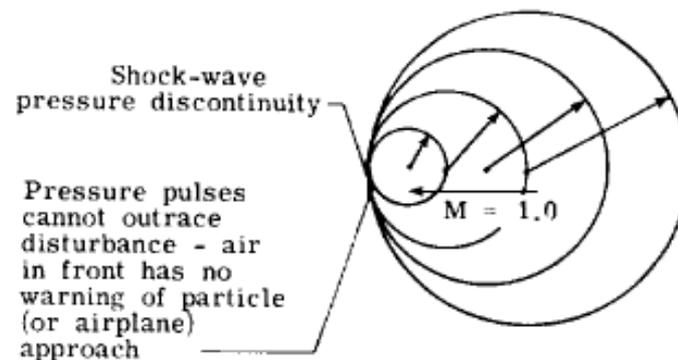
Quando il corpo (un velivolo) si avvicina alla velocità del suono, i disturbi di pressione si avvicinano tra di loro (si accumulano), in quanto non riescono a “risalire” la corrente, che avanza ad una velocità molto prossima alla velocità di propagazione di tali disturbi (appunto la velocità del suono). In tal caso la corrente “avverte” la presenza del corpo poco prima di arrivare ad investirlo. Infatti, anche se di poco, la velocità di propagazione dei disturbi è maggiore di quella della corrente ed i disturbi riescono a risalire a monte.

Alla velocità del suono ($M=1$), i disturbi viaggiano alla stessa velocità della corrente. Tutti i disturbi si accumulano su una stessa linea. La corrente non avvertirà il velivolo in anticipo, ma proprio quando lo incontra. La linea che si viene a formare è quella che viene detta “onda d’urto” (shock wave) e rappresenta una superficie di discontinuità per la pressione, per la temperatura e per la densità.



(b) Nearing Mach 1.

Disturbo di pressione Propagato da una sorgente che viaggia a velocità pari al 75% della velocità del suono ($M=0.75$)



(c) Mach 1.

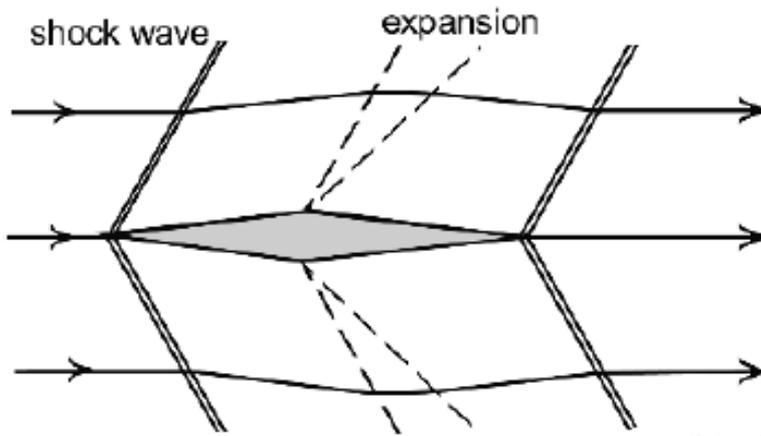
Disturbo di pressione Propagato da una sorgente che viaggia a velocità pari a quella del suono ($M=1.0$)

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Se il velivolo viaggia a velocità superiore a quella de suono (volo supersonico), tutti i disturbi si accumuleranno su due linee al di sopra ed al di sotto del velivolo inclinate di un angolo il cui seno è inversamente proporzionale al numero di Mach.

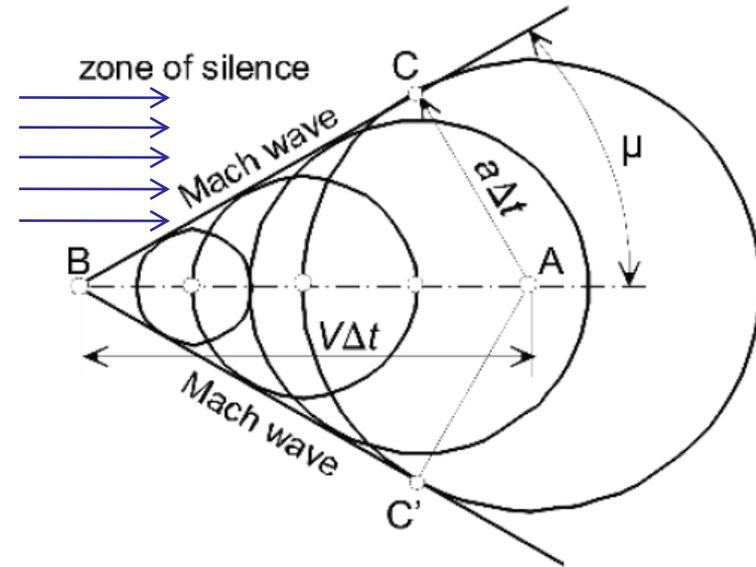
Si noti che ci sono delle zone del campo di moto (zona del silenzio) che non avvertono la presenza del velivolo (disturbo). La corrente non avvertirà la presenza del velivolo fino a quando non incontra la linea di Mach (onda d'urto).

L'esempio sotto mostra come la corrente che investe un tipico profilo supersonico (bordo attacco aguzzo) devia solo dopo aver incontrato l'onda di Mach.



Campo di moto per un profilo supersonico
Ad angolo d'attacco zero.

$$\sin \mu = \frac{a \Delta t}{V \Delta t} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}$$



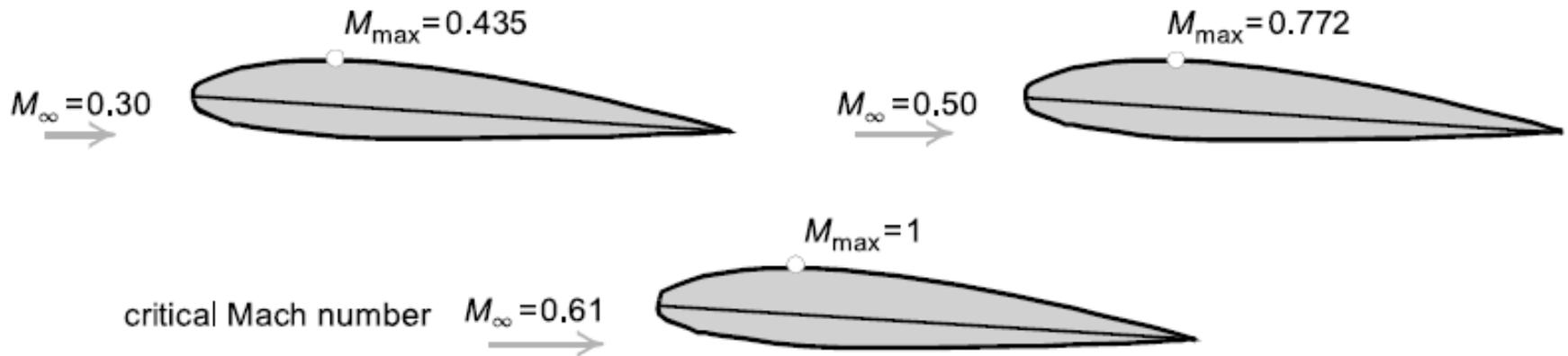
(b) Supersonic speed ($V > a$, $M > 1$)

Disturbo di pressione Propagato da una sorgente che viaggia a velocità superiore a quella del suono ($M > 1.0$)

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

PROFILO ALARE IN CAMPO TRANSONICO

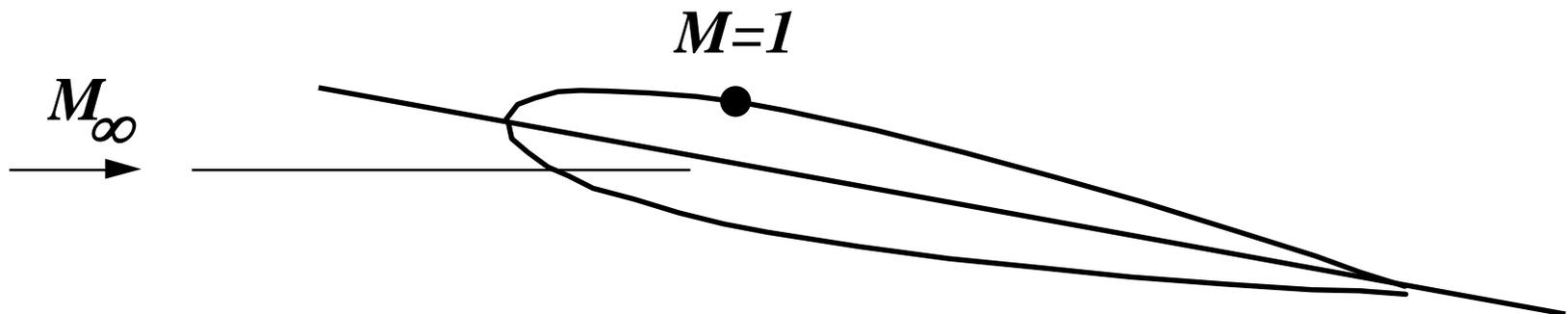
Poiché sul dorso del profilo si hanno condizioni di aumento della velocità locale, ad un numero di Mach della corrente a monte inferiore ad 1, (ad esempio $M=0.80$), si inizieranno ad avere zone del campo sul dorso del profilo che sono caratterizzate da corrente supersonica. Il mach della corrente indisturbata per il quale, per la prima volta, si ottiene un punto del campo con velocità uguale a quella del suono, viene detto **MACH CRITICO** del profilo. Ovviamente tale Mach critico **dipende dall'angolo d'attacco e dalla forma del profilo stesso**.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Mach critico

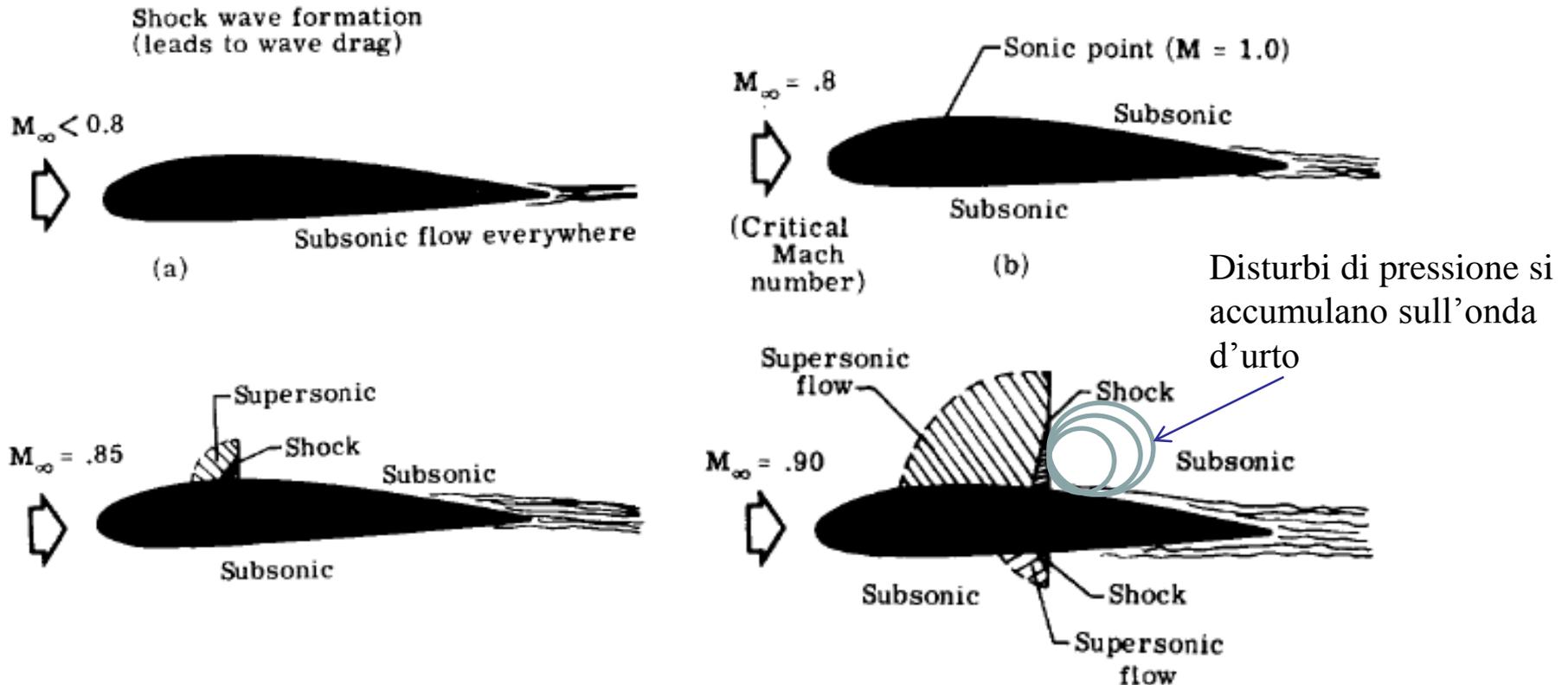
- Quando il numero di Mach della corrente si avvicina a 1, condizioni di flusso sonico saranno raggiunte in qualche punto del profilo (la velocità sul dorso del profilo è maggiore di quella della corrente a monte).
- Il numero di Mach della corrente per il quale per la prima volta si raggiungono condizioni “soniche”(cioè $M=1$) sul profilo, viene detto :
Il numero di Mach critico (Critical Mach number , M_{crit})
- Ovviamente il numero di Mach critico del profilo dipende dall'angolo di attacco e dalla forma (spessore e curvatura) del profilo stesso. Tali fattori, come sappiamo influiscono sul campo di moto prodotto (sull'espansione e conseguente aumento di velocità sul dorso).
- Si estende poi il concetto di Mach critico da un profilo ad un'ala finita e al velivolo completo.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) - Onda d'urto

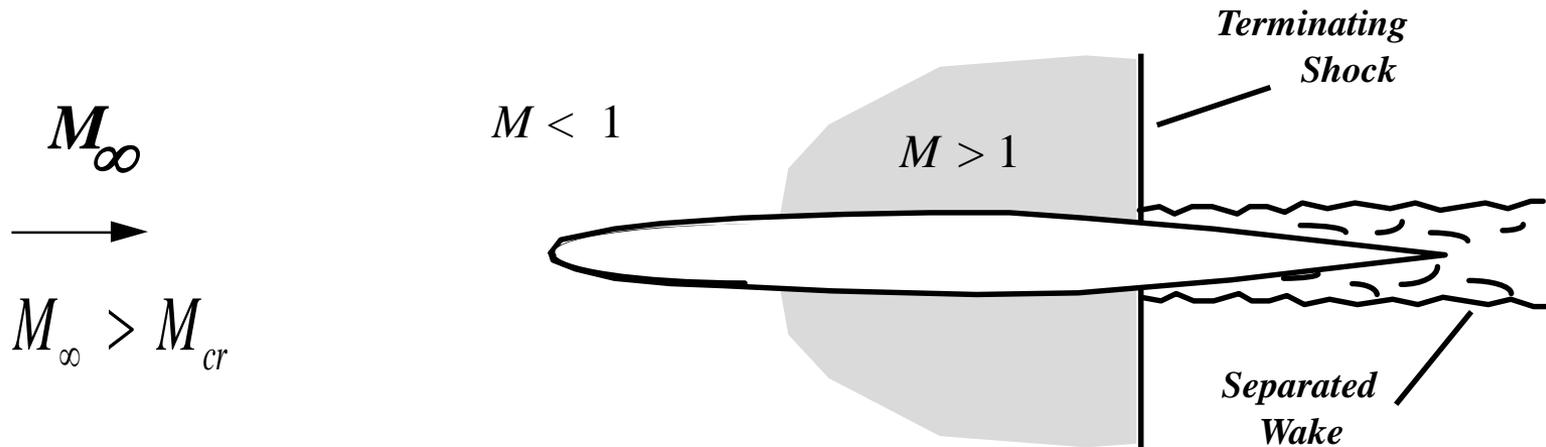
Vediamo quindi che se siamo al di sotto del Mach critico, il flusso è ovunque subsonico. Quando siamo al Mach critico, si avrà un punto in cui si ha $Mach=1$. Per Mach maggiori del Mach critico, si avrà la formazione di un'onda d'urto, che rappresenta proprio l'accumulo dei disturbi di pressione inviati dalla zona del profilo a valle della zona supersonica. Infatti tali disturbi non riescono a risalire la corrente e si "accumulano" sull'onda d'urto.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) - Onda d'urto

- Quando il numero di Mach della corrente supera quello critico, un' "onda d'urto" (*shock wave*) 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 separazione del flusso dalla superficie alare.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

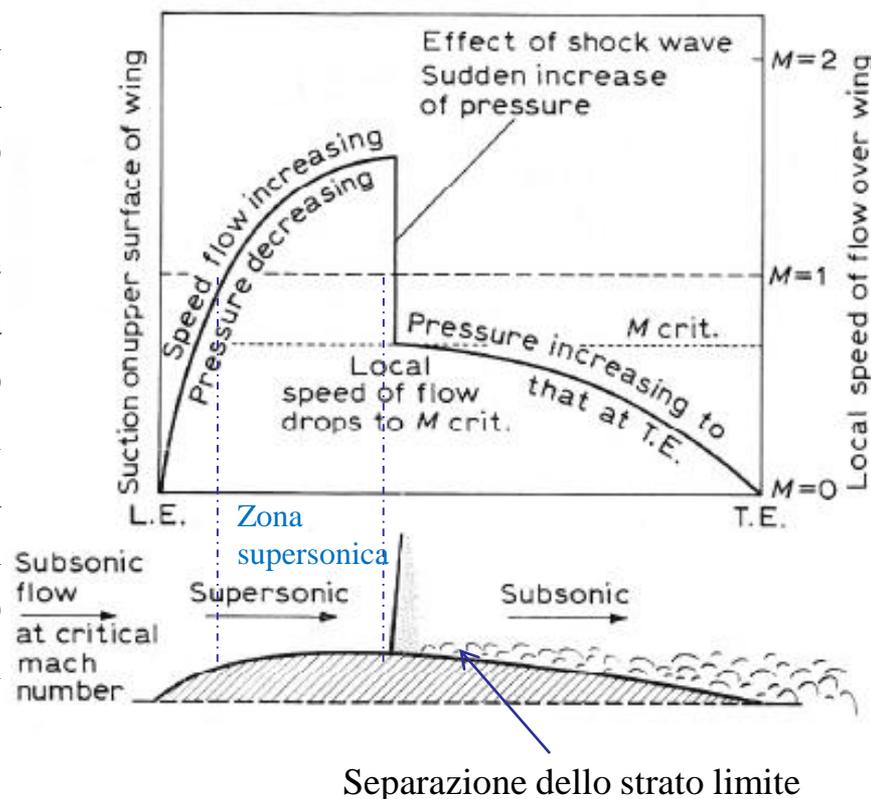
Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) - Onda d'urto

Vediamo qual è l'effetto dell'onda d'urto.

L'onda d'urto, dove si accumulano tutti i disturbi di pressione generati a valle di essa, rappresenta una linea (sull'ala sarà una superficie 3D) di discontinuità delle proprietà fisiche dell'aria. Infatti la pressione, la temperatura e la densità varieranno bruscamente passando da monte a valle dell'onda d'urto.

Come si vede dal diagramma delle pressioni agenti sul dorso di un profilo in campo transonico, il flusso subisce una brusca compressione (aumento di pressione) attraversando l'onda d'urto.

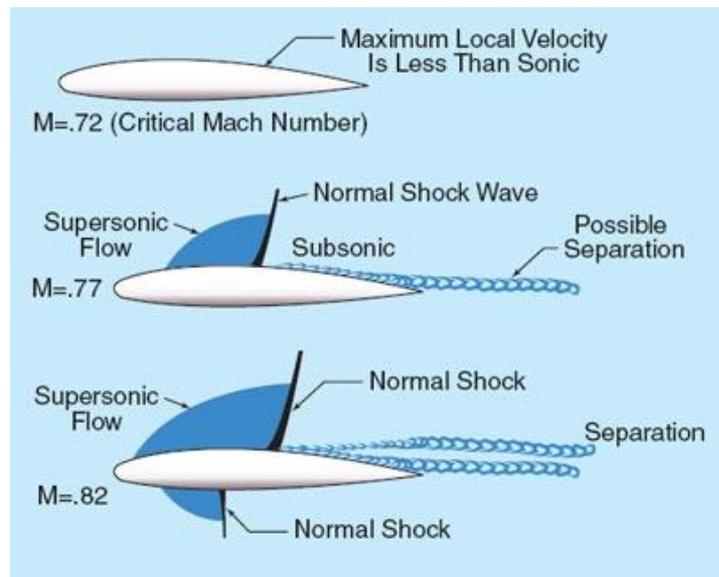
Questo gradiente avverso di pressione interagisce con lo strato limite e provoca, a valle dell'onda d'urto una separazione del flusso. Se l'onda d'urto è particolarmente intensa (il salto di pressione e di velocità è forte) la separazione diventa intensa ed il flusso sarà caratterizzato da forte turbolenza e forti scuotimenti della superficie alare. Tale fenomeno viene recepito dal pilota attraverso forti scuotimenti del velivolo (*buffeting*).



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) - Onda d'urto

In alcune condizioni meteo l'onda d'urto può essere visualizzata in volo. La foto mostra un velivolo militare (FA18) in volo in condizioni transoniche. La zona chiara rappresenta la zona a valle dell'onda d'urto. La forte compressione (aumento brusco di pressione) a valle dell'onda d'urto porta alla condensazione dell'umidità contenuta nell'aria.

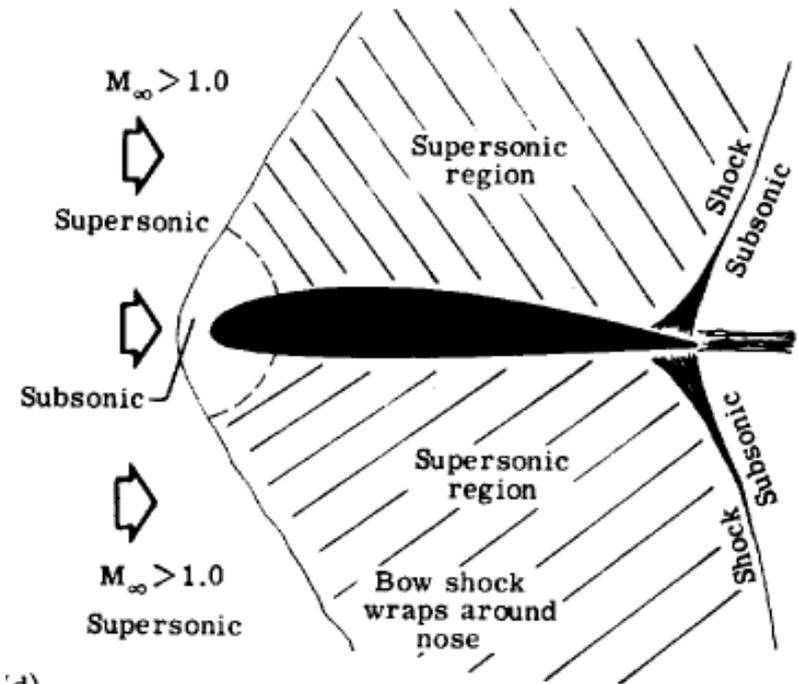
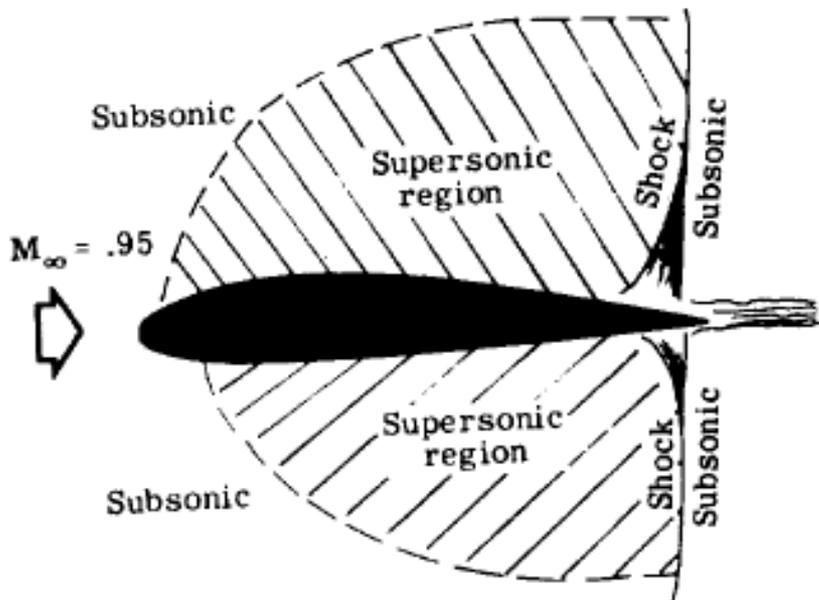


Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) - Onda d'urto

Se la velocità si avvicina ulteriormente alla velocità del suono, l'onda d'urto si allarga e la zona supersonica interessa quasi tutto il dorso del profilo. In queste condizioni l'onda d'urto è particolarmente intensa e provoca un notevole aumento della resistenza aerodinamica. Il *buffeting* è avvertito fortemente dal velivolo. La resistenza è molto elevata e per arrivare in queste condizioni il velivolo deve essere adeguatamente motorizzato.

In condizioni supersoniche, un'onda d'urto staccata compare sulla zona del bordo d'attacco. La separazione indotta dall'onda d'urto è più contenuta. Il coefficiente di resistenza aerodinamica (comunque elevato), risulta inferiore a quella delle condizioni soniche (vedi figura successiva).



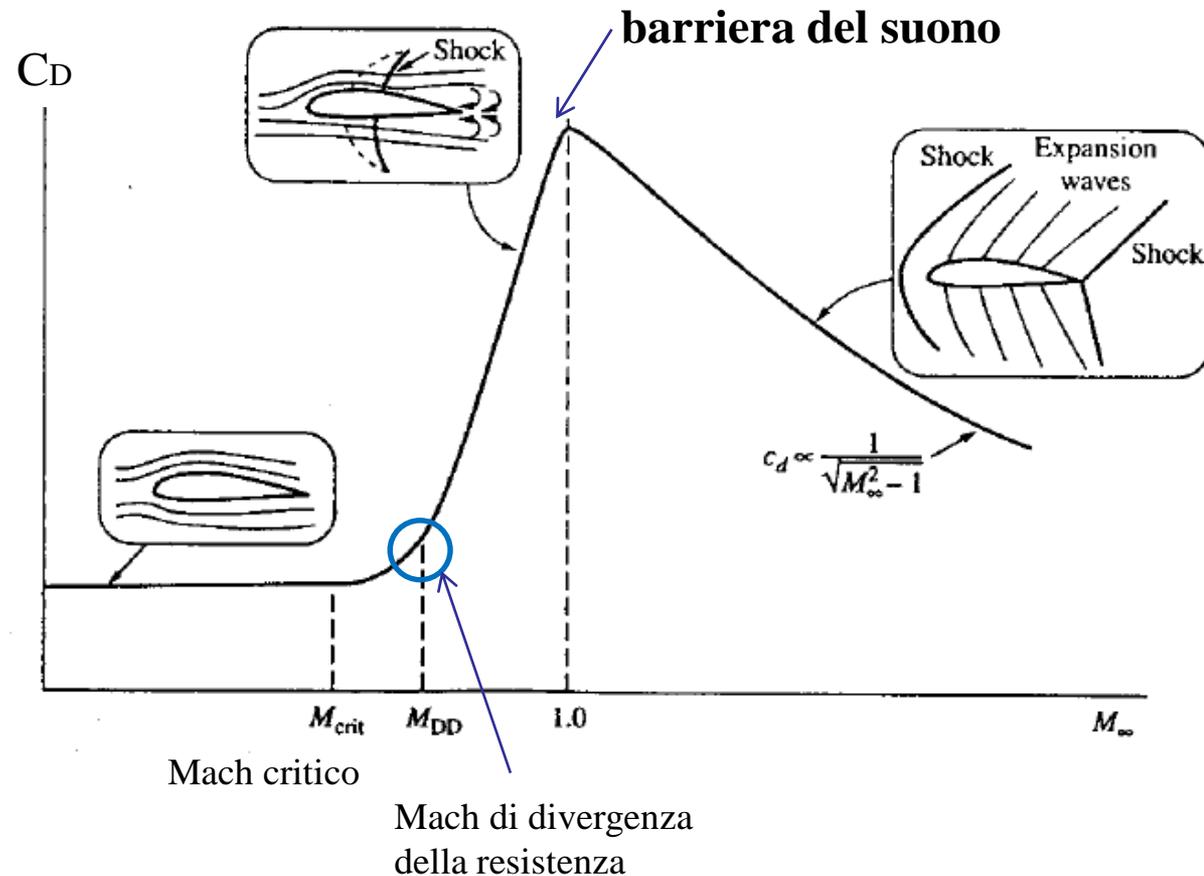
Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) – BARRIERA DEL SUONO

- La separazione e la forte resistenza aerodinamica associata all' "onda d'urto" (detta resistenza d'onda) comportano quindi condizioni molto severe caratterizzate da forte scuotimento (*buffeting*). Il forte aumento di resistenza e le vibrazioni associate (*buffeting*) quando siamo prossimi a $M=1$ sono quelle che i piloti avvertono come "**barriera del suono**". Superato $M=1$, in campo supersonico, il coeff. di resistenza decresce.

• In effetti il motore del velivolo deve essere tale da permettere tali condizioni di volo. I velivoli supersonici, infatti devono avere motore tale da superare tale barriera.

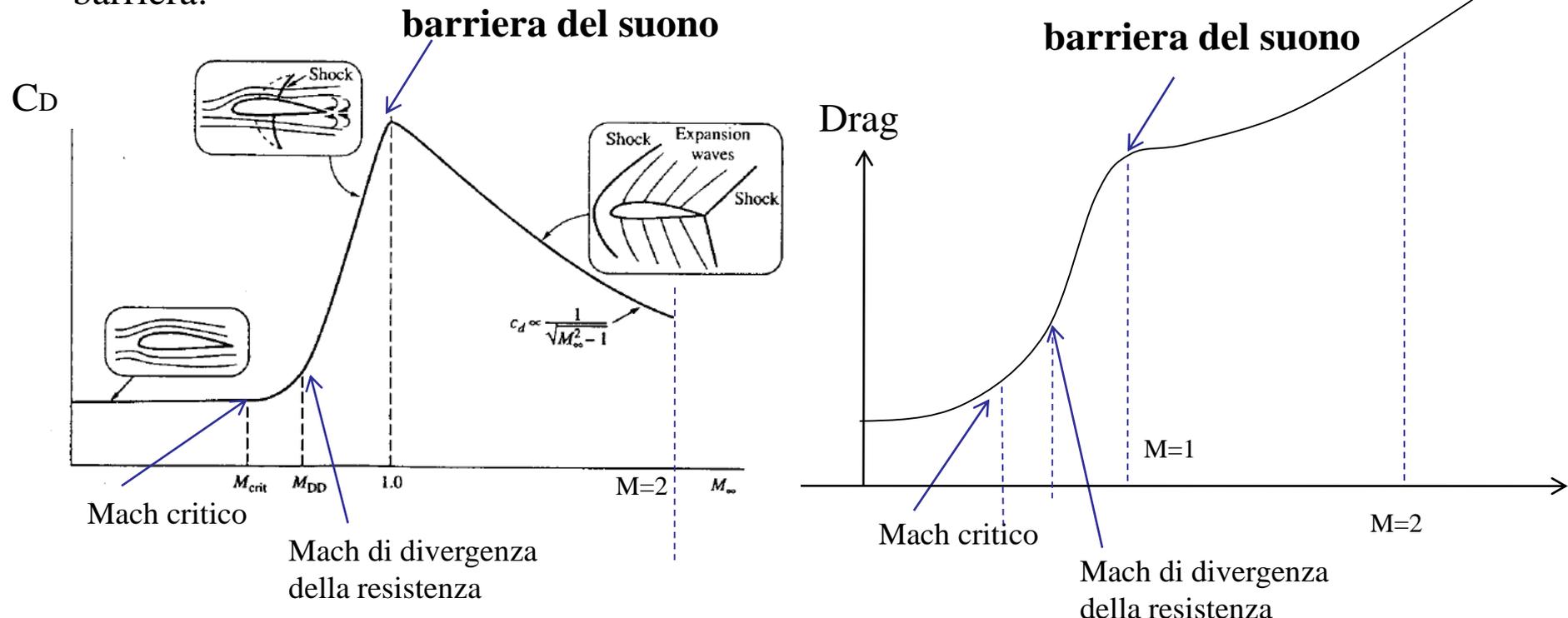
Per Mach maggiori del Mach critico, quando il coefficiente di resistenza inizia a subire un incremento marcato si raggiunge il cosiddetto *Drag Divergence Mach number* (*Mach di divergenza della resistenza*). La definizione non è chiara e rigorosa, ma si basa essenzialmente sul valore del C_D oppure sulla derivata del C_D rispetto al Mach.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

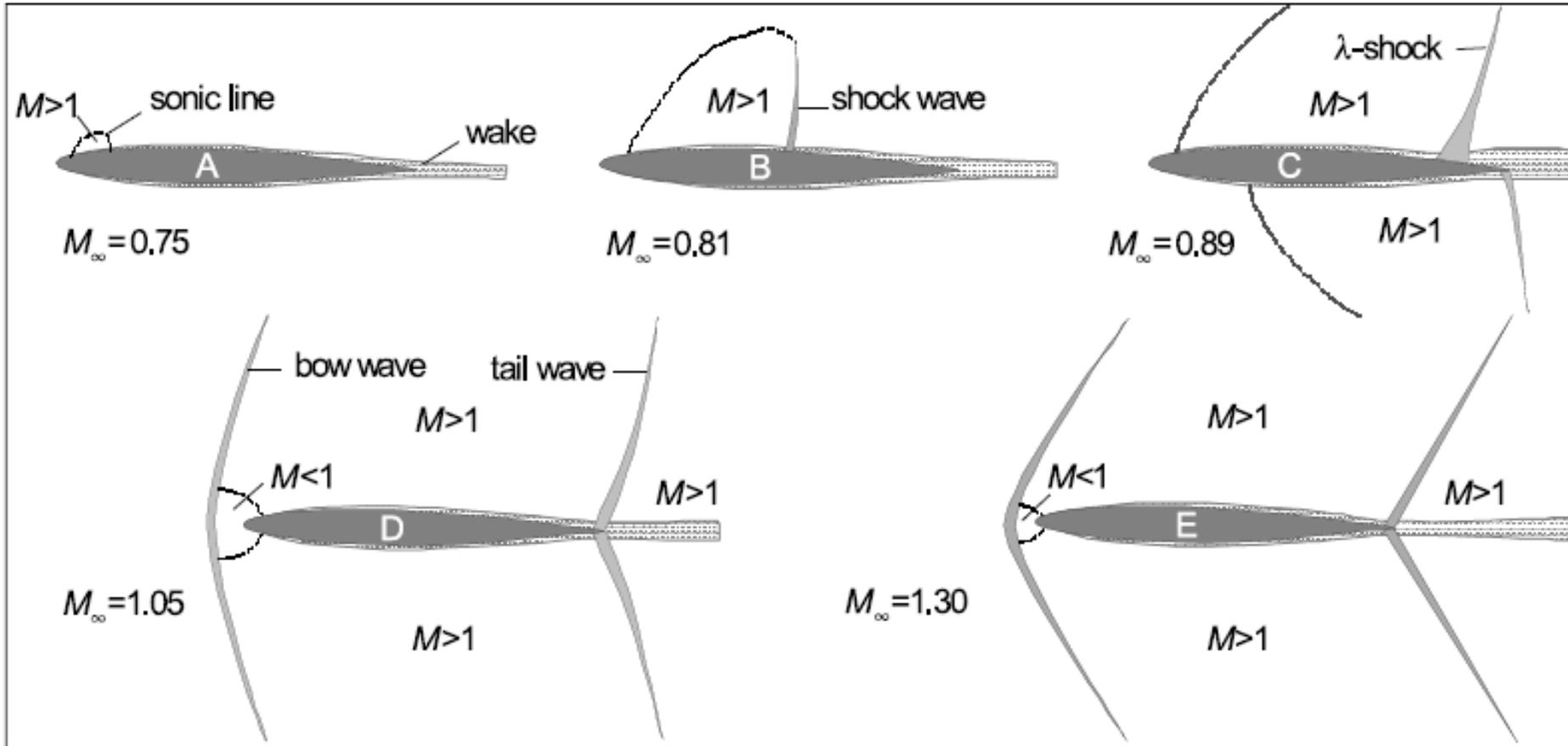
Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) – BARRIERA DEL SUONO

- Teniamo presente che la resistenza del velivolo dipende non solo dal coefficiente, ma dalla pressione dinamica, che ha andamento quadratico con la velocità (e quindi con il Mach).
- **La resistenza**, diagramma di destra, mostra comunque che a $M=1$ la resistenza è elevata. Per la brusca riduzione del coefficiente in campo supersonico, la resistenza diminuisce, per poi aumentare ovviamente per valori del Mach molto elevati. La barriera in effetti è percepita perchè per M di poco superiori ad 1 la resistenza ha un ginocchio (cioè è quasi costante). La cosa difficile (in termini di motore e di buffeting) è proprio superare la barriera.



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Effetto del Mach su portanza e resistenza

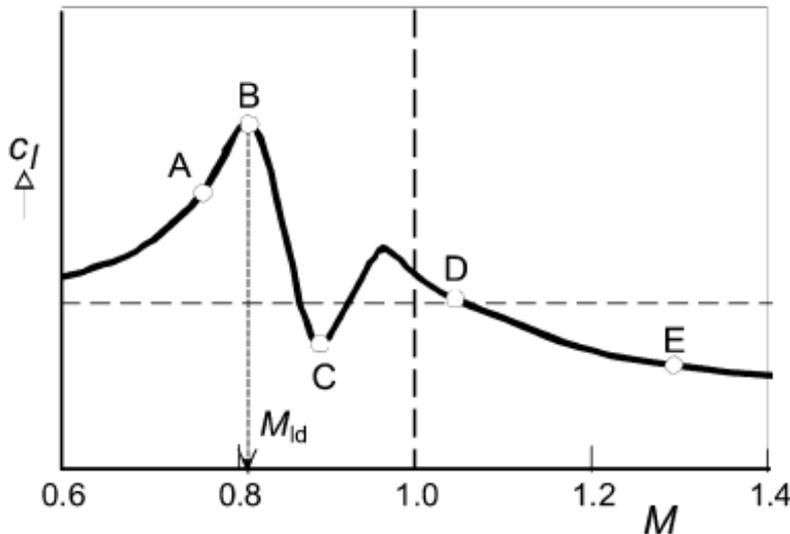
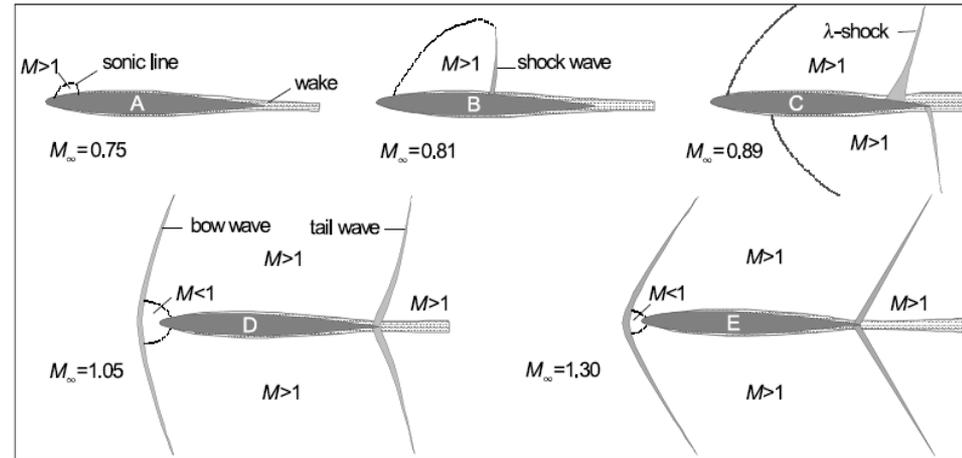


Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

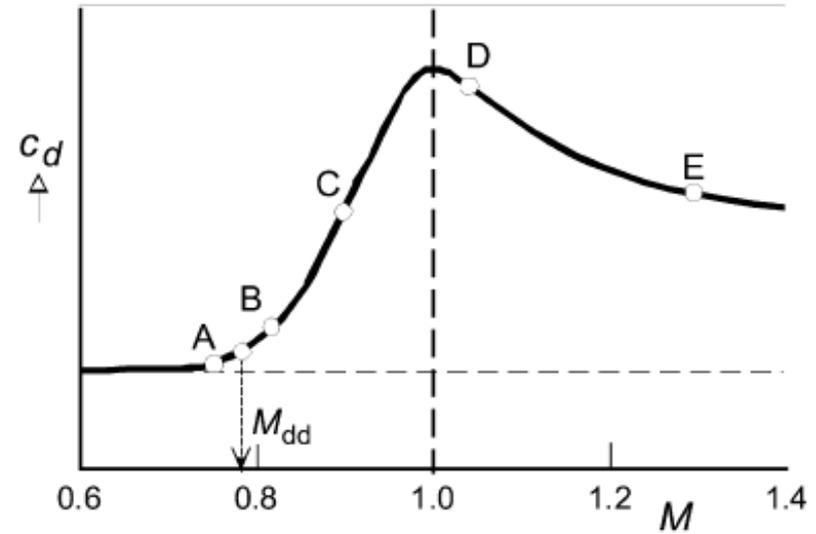
Effetto del Mach su portanza e resistenza

Esiste sia il Mach di divergenza della resistenza (Mach drag divergence, M_{dd}) sia il Mach di divergenza della portanza (Mach lift divergence, M_{ld}).

Quando l'onda d'urto diventa molto intensa ($M > M_{dd}$), condizione "C", la separazione del flusso causa un forte aumento della resistenza ed una caduta brusca della portanza, come allo stallo.



(a) Lift coefficient



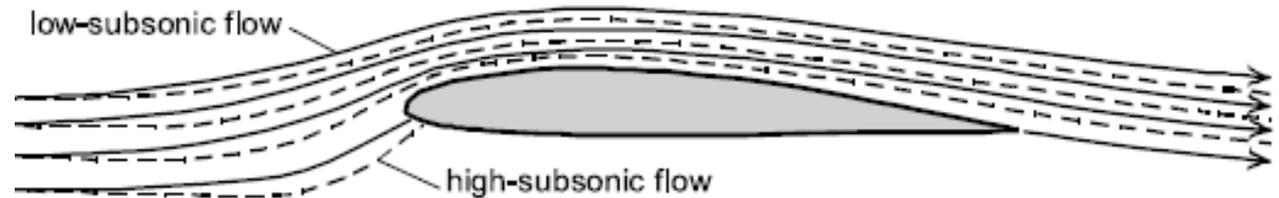
(b) Drag coefficient

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Profilo in campo transonico ($M > M_{cr}$) – BARRIERA DEL SUONO

- La comprimibilità e le onde d'urto hanno effetti diversi sulla portanza e sulla resistenza aerodinamica. In campo subsonico, all'aumentare del Mach fino al Mach critico, la comprimibilità dell'aria fa sì che la portanza ed il momento aerodinamico risultino incrementati dal Mach. Si adotta la cosiddetta legge di Prandtl-Glauert. Dalla figura si vede che le linee di corrente ad un dato angolo d'attacco vengono influenzate dal Mach.

$$C_{p_c} = \frac{C_{p_i}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$



Coefficiente di pressione comprimibile
(regola di Prandtl-Glauert)

$$C_{l_c} = \frac{C_{l_i}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad C_{m_c} = \frac{C_{m_i}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad \left(\frac{dC_l}{d\alpha} \right)_c = \frac{2\pi}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

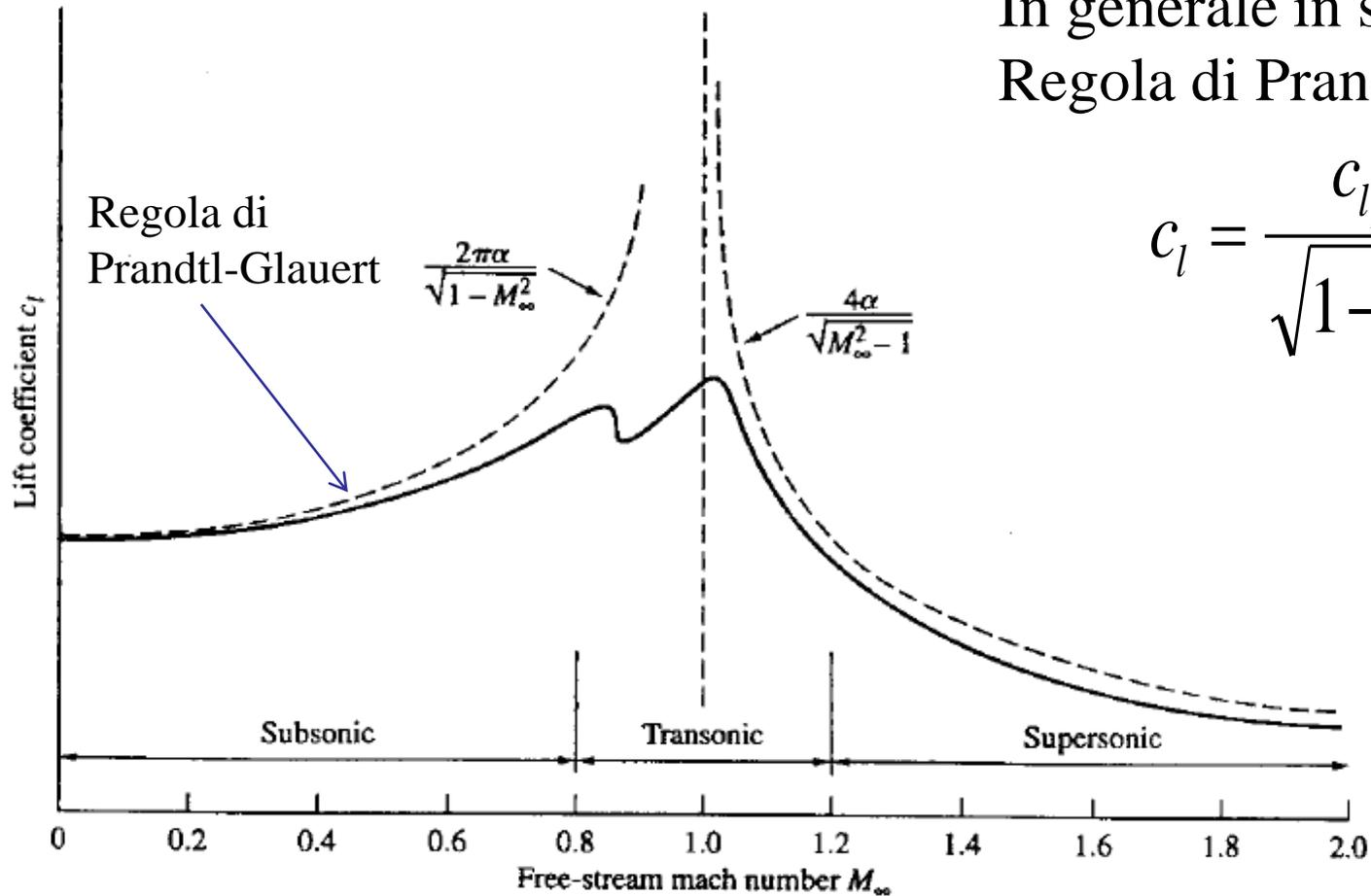
Coefficiente di portanza e momento in campo comprimibile
(regola di Prandtl-Glauert)

Pendenza retta portanza –
campo comprimibile
(regola di Prandtl-Glauert)

Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

Effetto del Mach sulla portanza – Prandtl-Glauert

In generale in subsonico
Regola di Prandtl-Glauert

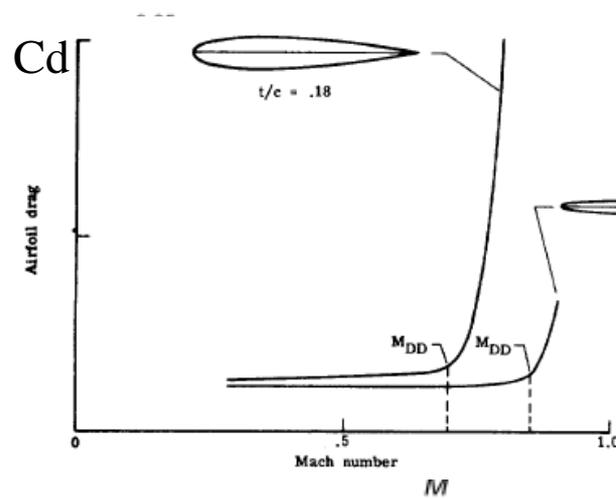


$$c_l = \frac{c_{l_{M=0}}}{\sqrt{1-M_\infty^2}}$$

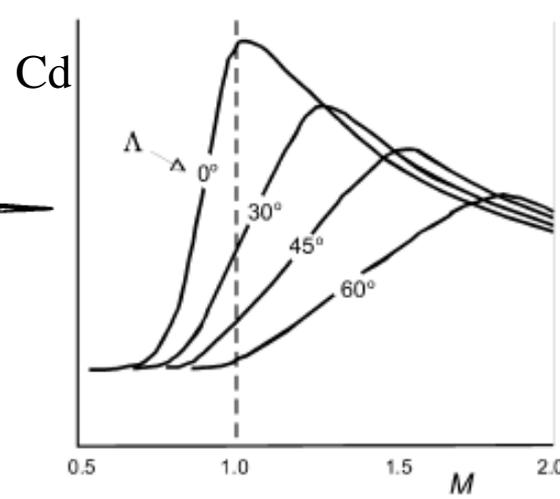
Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

EFFETTO dello spessore percentuale del profilo e dell'angolo di freccia dell'ala sul Mach critico e sul Mach di divergenza.

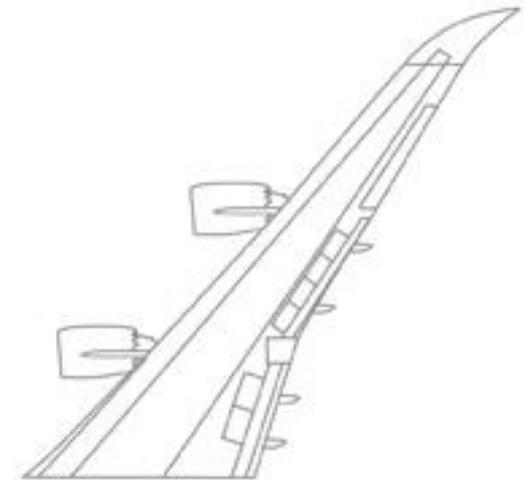
Per riuscire a volare ad un Mach di crociera pari a circa $M=0.82-0.85$ (prossimo al Mach di divergenza della resistenza), i moderni velivoli da trasporto (Boeing) devono adottare ali a freccia (da 20 a 30°) e spessori percentuali dell'ala ridotti (intorno al $10-11\%$).



(a) Effect of section thickness



(b) Effect of sweep angle



Volo ad alta velocità (transonico e supersonico)

EFFETTO della forma del profilo

Altro effetto importante sul Mach critico (e conseguentemente su quello di divergenza) è quello della forma del profilo, che determina la distribuzione di pressione e quindi l'intensità dell'onda d'urto.

