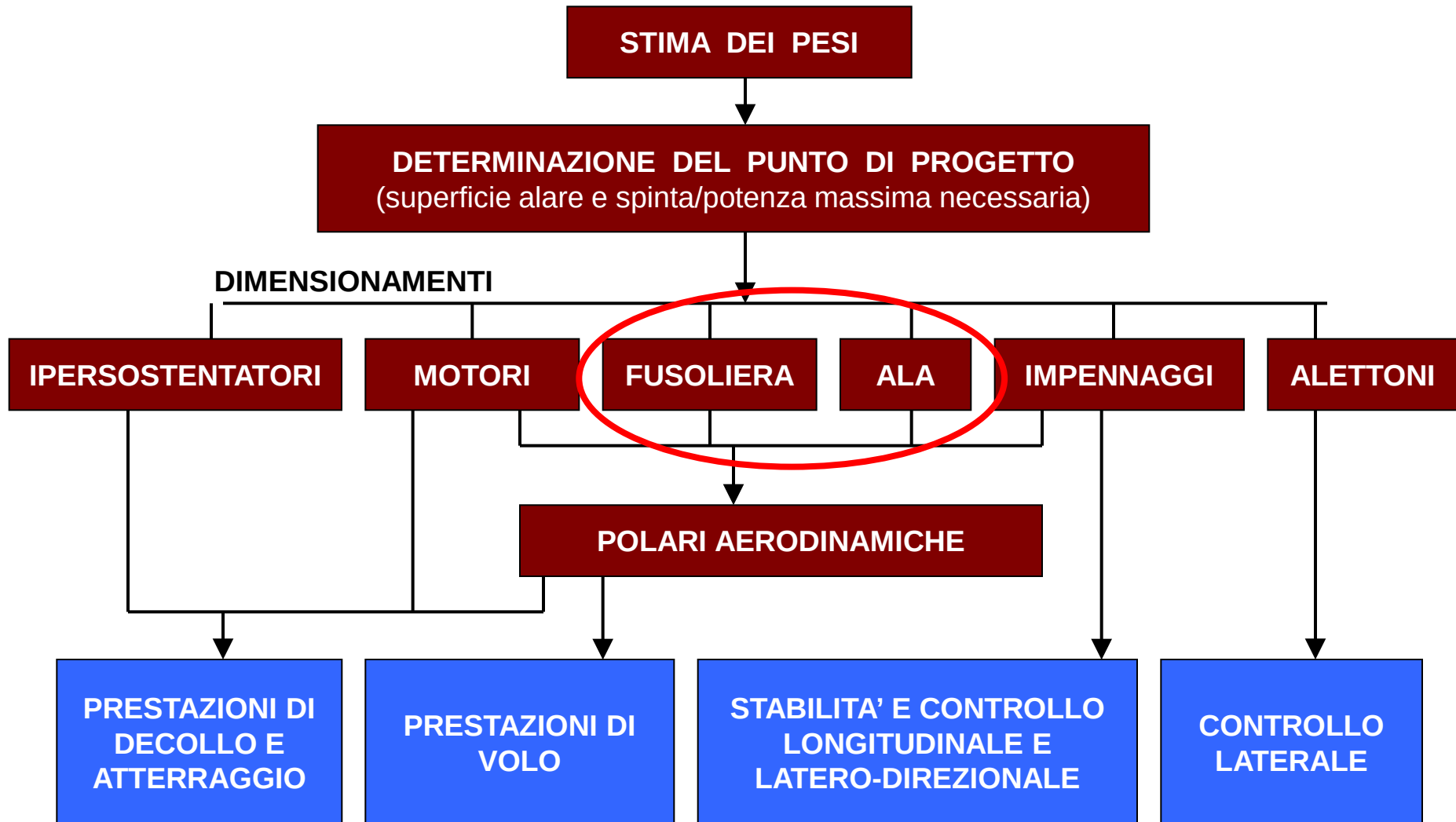


CORSO DI PROGETTO GENERALE VELIVOLI

4. Progetto dell' ALA

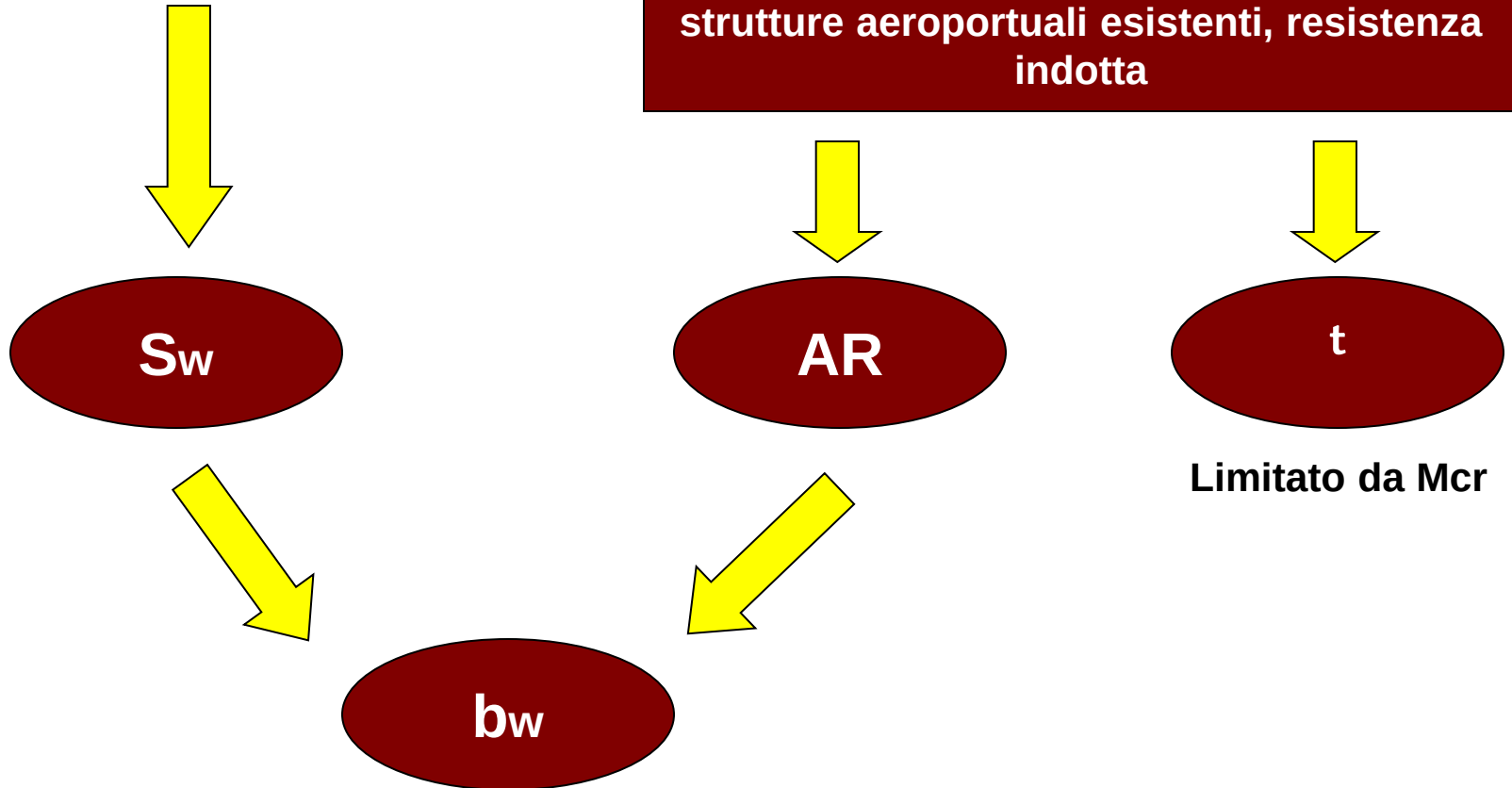
Fabrizio Nicolosi



1 – FORMA IN PIANTA: apertura e rastremazione

PUNTO DI PROGETTO

CONSIDERAZIONI PROGETTUALI:
struttura alare, serbatoi carburante,
strutture aeroportuali esistenti, resistenza
indotta



Progetto dell'ala: requisiti ed obiettivi

REQUISITI

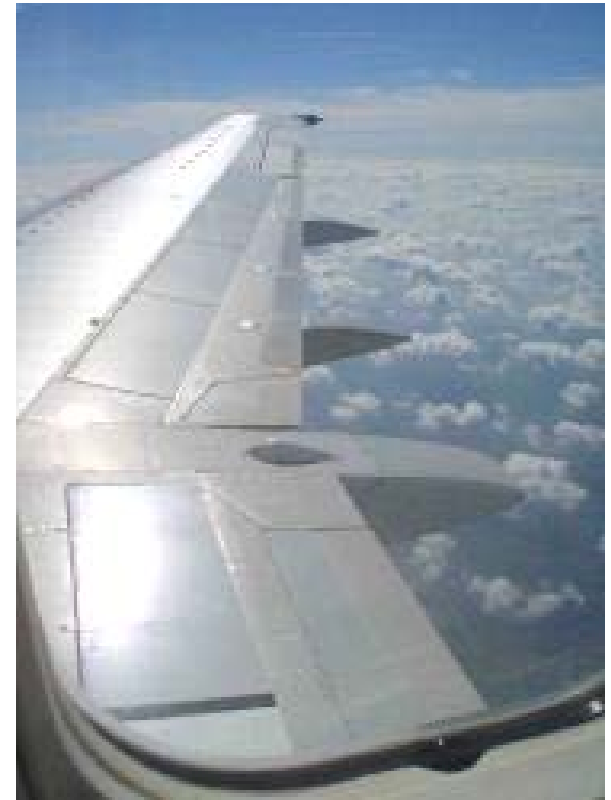
- Fornire le migliori prestazioni economiche possibili e la flessibilità operativa
- Garantire le prestazioni di volo a differenti velocità, quote, potenze, e settaggi dei flap
- Accogliere strutture rispondenti ai requisiti di robustezza, rigidezza, peso, vita operativa, accessibilità, fattibilità
- Possibilità di contenere il combustibile
- Possibilità di alloggiare o fornire gli attacchi per motori, carrelli, etc.
- ...



Progetto dell'ala: requisiti ed obiettivi

OBIETTIVI

- Alta portanza 3D vs angolo d'attacco
- Alto coefficiente di portanza massimo
 C_{Lmax}
- Bassa resistenza
- Mach critico/ Mach divergenza
(soprattutto in relazione a velivoli che operano in transonico è rilevante l'aspetto del Mach critico)
- Alto volume alare
- Basso peso
- ...



Progetto dell'ala: requisiti ed obiettivi

Il progetto di un'ala implica una selezione ed un compromesso almeno tra i seguenti parametri:

- **I profili**
 - La forma in pianta
 - L'allungamento
 - La lunghezza della corda
 - La rastremazione
 - L'angolo di freccia
 - Lo svergolamento
 - L'angolo di calettamento
 - L'angolo diedro
 - ...



- I profili



http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=bacxxx-il>

<https://aerodynamics.lr.tudelft.nl/cgi-bin/afCDb>

Scelta dei Profili

- Come sono definiti

WRIGHT 1908

- Come funzionano

- Come descrivere le loro prestazioni (definizione delle curve di portanza e di momento e della polare per la resistenza)

- Effetto dei parametri di progetto dei profili sulle loro prestazioni (spessore, curvatura, etc.)

- Effetto delle caratteristiche del flusso sulle prestazioni dei profili (effetti della viscosità e compressibilità)

- Come scegliere un profilo opportuno per il progetto dell'ala

- Dove trovare informazioni rilevanti sulle prestazioni dei profili

- Come calcolare le prestazioni dei profili



0012 (4 DIGIT)



LISSAMAN 7769



9412 (4 DIGIT)



GA (W)-1



4412 (4 DIGIT)



GA-0413



23012 (5 DIGIT)



LIEBECK L1003



CLARK Y



C-5A ('Peaky')



MUNK M-6



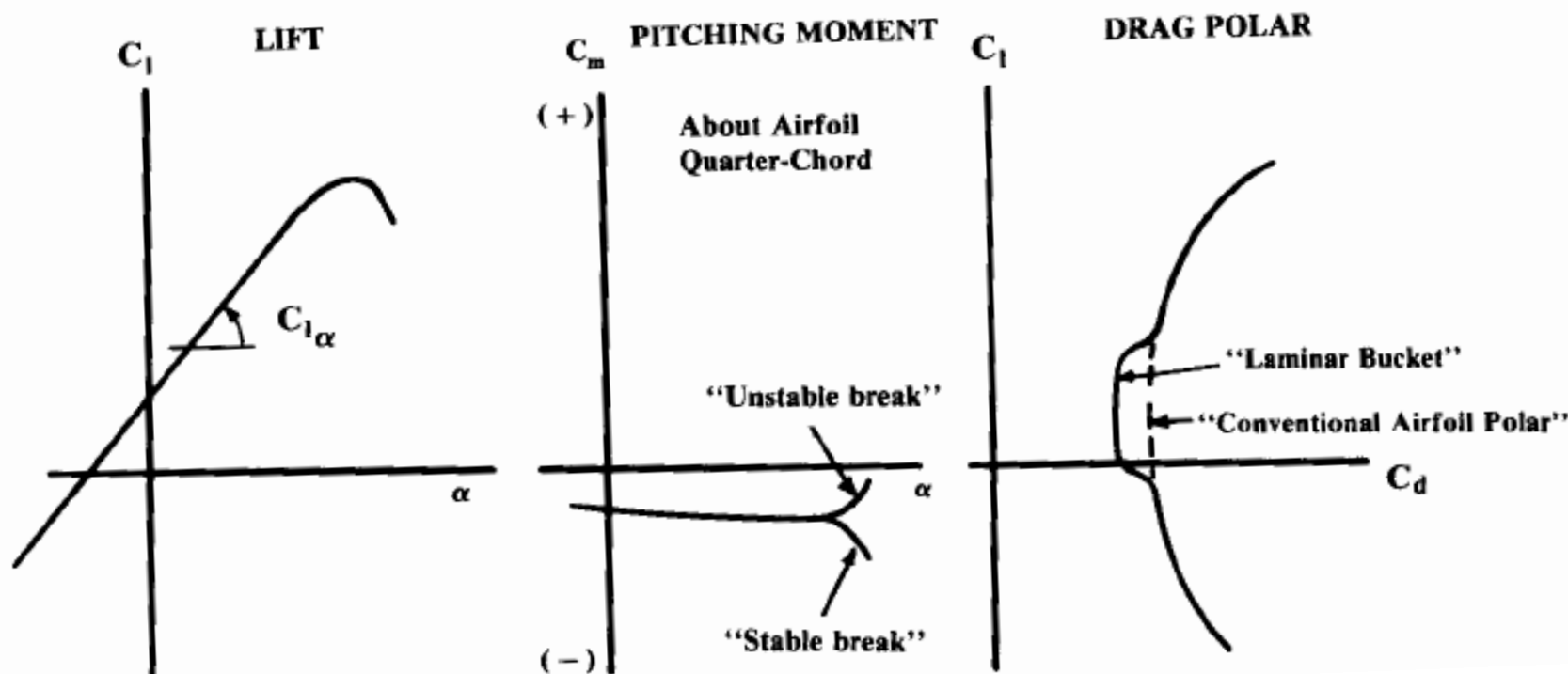
65 A008 (6 DIGIT)



SUPERCRITICAL

Come sono caratterizzati i profili

DIMENSIONAMENTO ALA



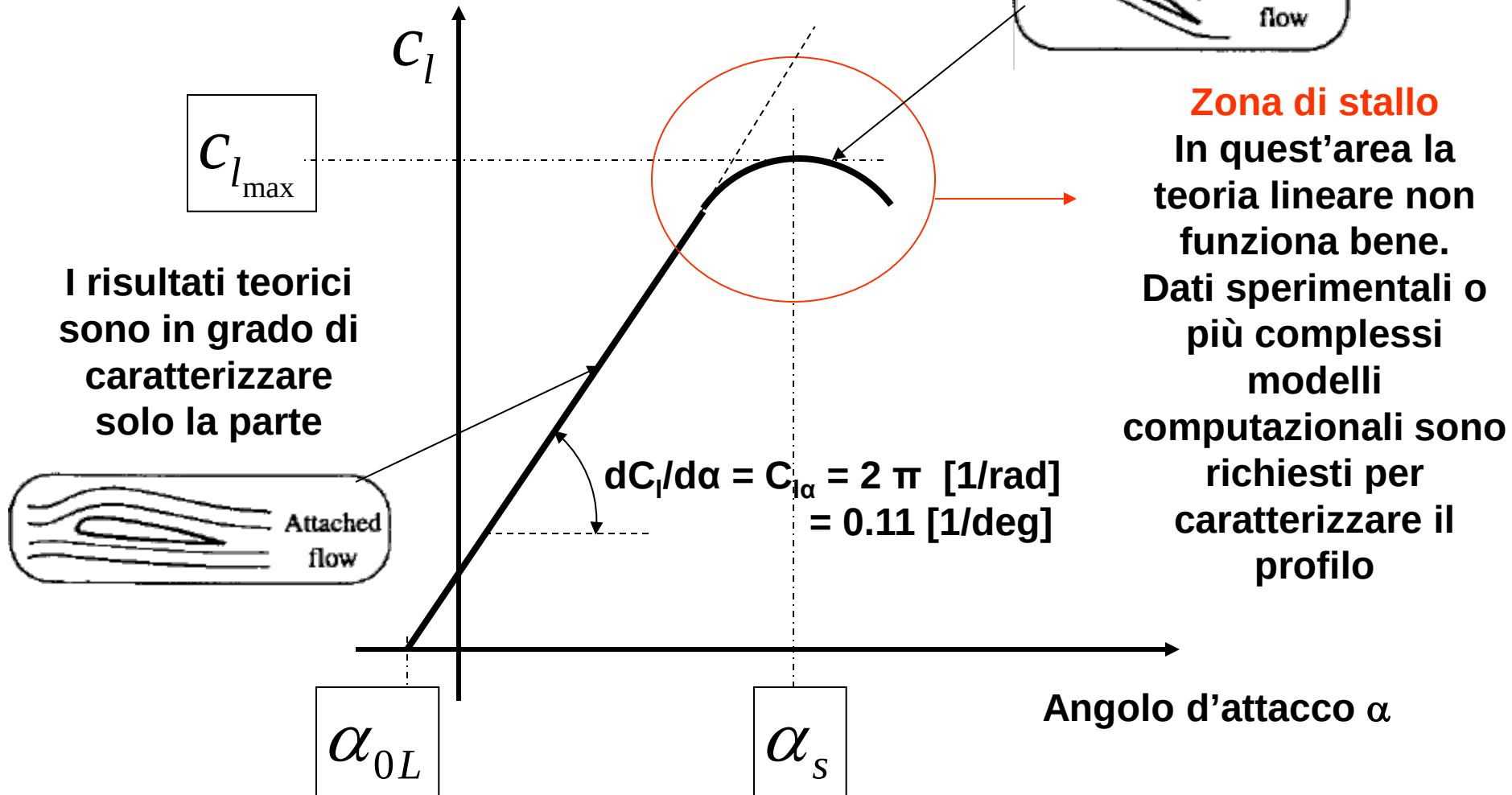
C_l, C_m e $C_d = f(\alpha, Re, M)$

Le prestazioni di un dato profilo dipendono in generale principalmente da

- Angolo d'attacco
- Numero di Reynolds (effetto della viscosità). Tipici valori del $Re = (\rho V x / \mu)$ sono compresi tra 500000 e 6 milioni per la maggior parte dei velivoli dell'aviazione generale e maggiori di 9 milioni per velivoli di linea o da combattimento
- Numero di Mach (effetti della compressibilità)

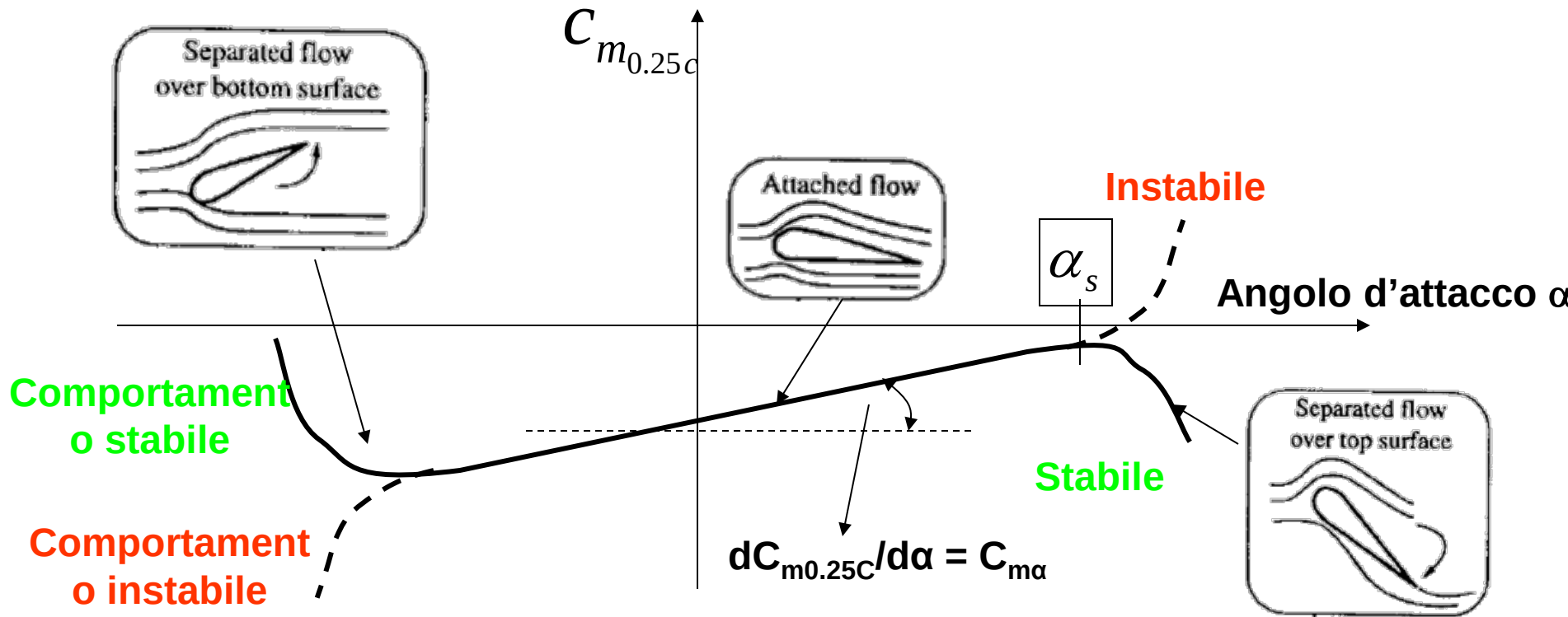
Curva $C_l - \alpha$

DIMENSIONAMENTO ALA



Curva $C_m - \alpha$

DIMENSIONAMENTO ALA



Il momento aerodinamico agente sul profilo è positivo quando induce una rotazione di beccheggio a cabrare

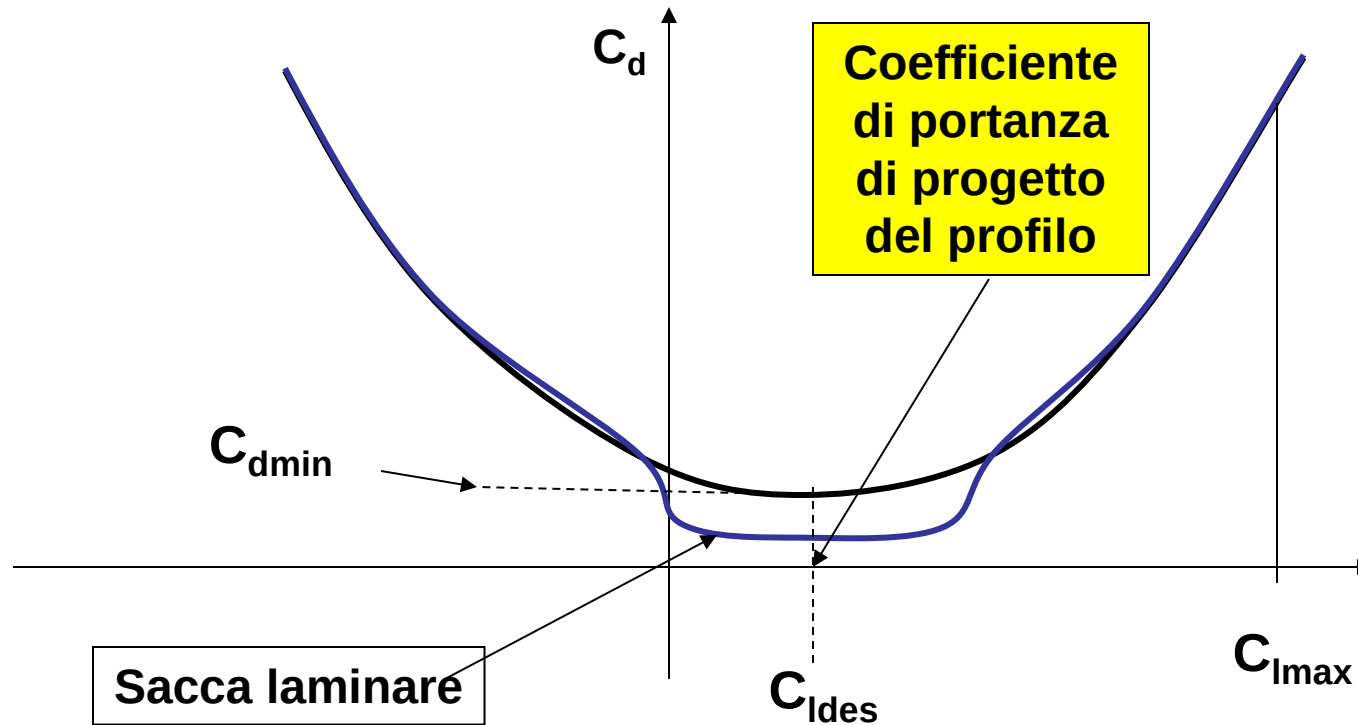
Il momento di beccheggio deve essere valutato rispetto ad un polo di riferimento. I dati relativi al C_m trovati in letteratura sono tipicamente calcolati intorno al punto ad $\frac{1}{4}$ della corda.

Il coefficiente di momento di beccheggio di un profilo convenzionale è tipicamente negativo, con la tendenza a diventare meno negativo al crescere dell'angolo d'attacco.

Il comportamento stabile o instabile allo stallo dipende dal tipo di profilo.

Curva $C_d - C_l$. La polare di resistenza

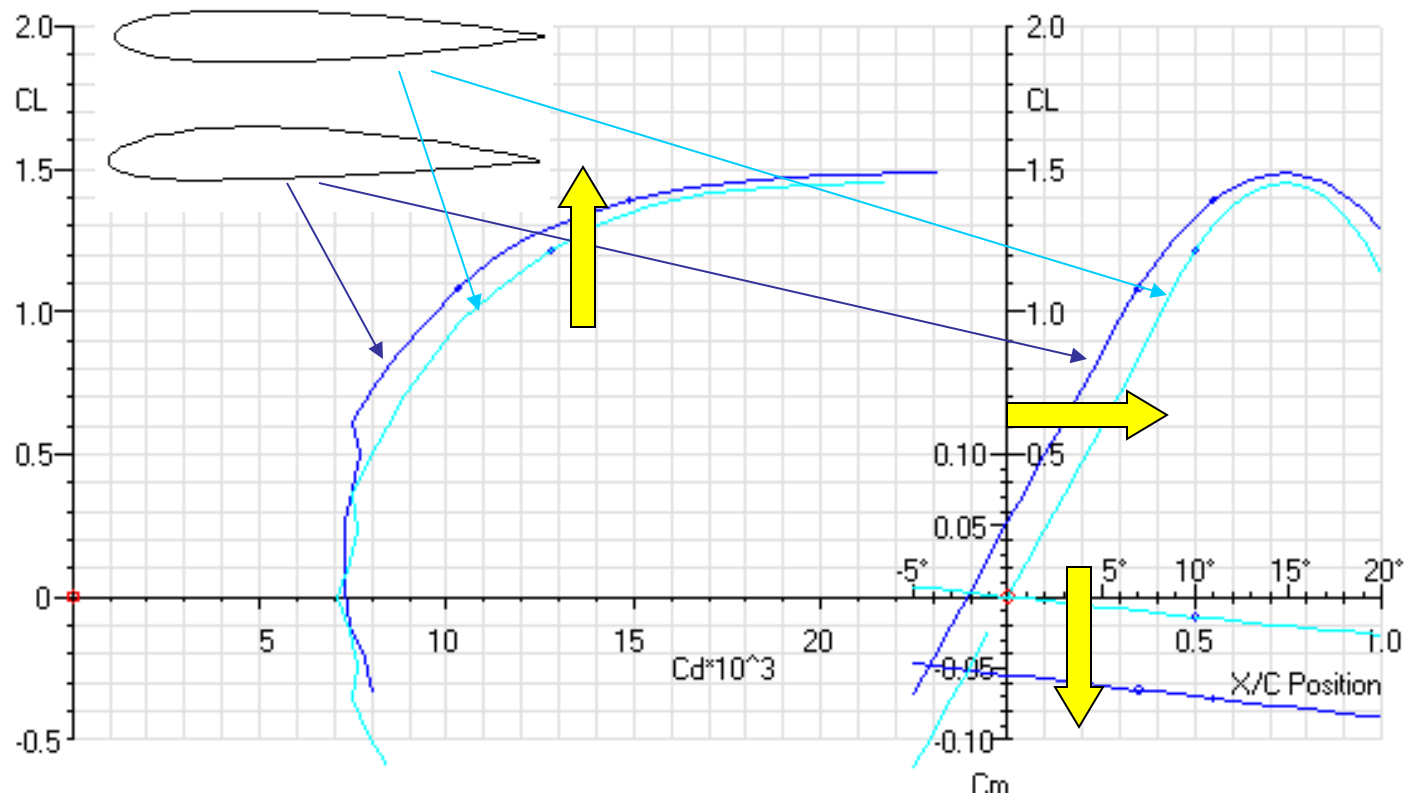
DIMENSIONAMENTO ALA



Nell'intervallo di angoli d'attacco (o di C_l , nella regione lineare è indifferente riferirsi all'uno o all'altro) corrispondenti all'estensione della sacca laminare, il principale contributo alla resistenza è dovuto all'attrito. Quando α cresce oltre tali limiti, l'effetto della resistenza di forma (dovuta alla separazione) diventa via via più importante.

La sacca laminare, oltre che dal tipo di profilo, dipende molto anche dal fatto che il profilo operi al numero di Reynolds di progetto. Anche la realizzazione della superficie alare (rugosità superficiale) determina l'effettiva presenza della sacca.

Effetto della curvatura su portanza, momento e polare



➡ Indica lo spostamento delle curve all'aumentare della curvatura del profilo

Ad angolo d'attacco nullo il profilo dotato di curvatura genera ancora portanza

La condizione di minima resistenza è ottenuta a coefficienti di portanza più alti

Effetto dello spessore percentuale $(t/c)_{\max}$ sul comportamento del profilo

Il massimo spessore (t/c) del profilo ha un'influenza diretta su:

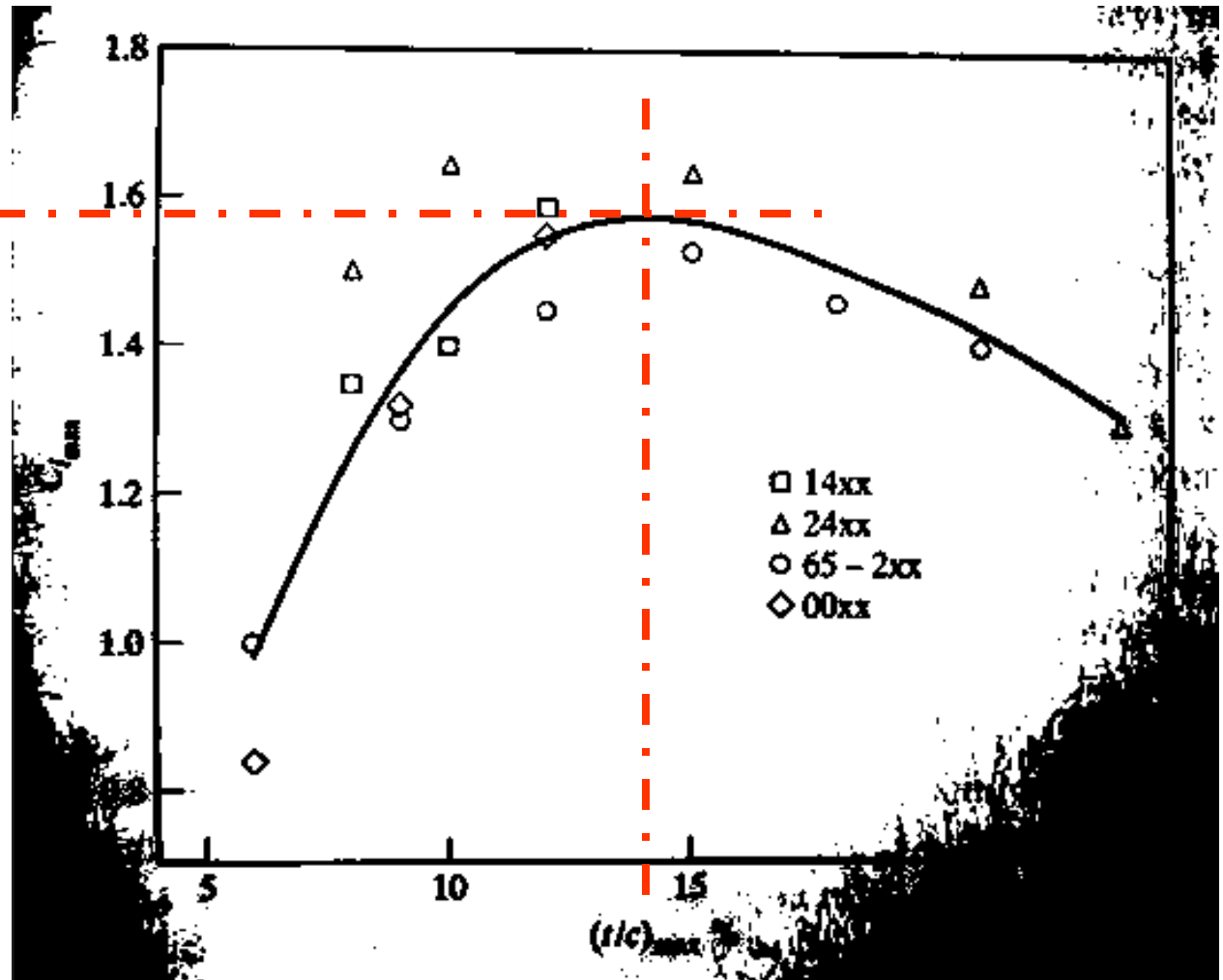
- PORTANZA MASSIMA ($C_{l\max}$)
- CARATTERISTICHE DI STALLO
- RESISTENZA (C_d) (come discusso in seguito, anche in conseguenza degli effetti della compressibilità, cioè degli effetti di (t/c) sul numero di Mach critico)
- PESO STRUTTURALE DELL'ALA (come discusso in seguito in relazione alle caratteristiche dell'ala)

Effetto del $(t/c)_{\max}$ sul $C_{l_{\max}}$

$$C_{l_{\max}} \approx 1.55$$

Un raggio del bordo d'attacco maggiore fornisce un maggiore coefficiente di portanza massimo ed un angolo di stallo più alto.

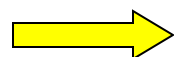
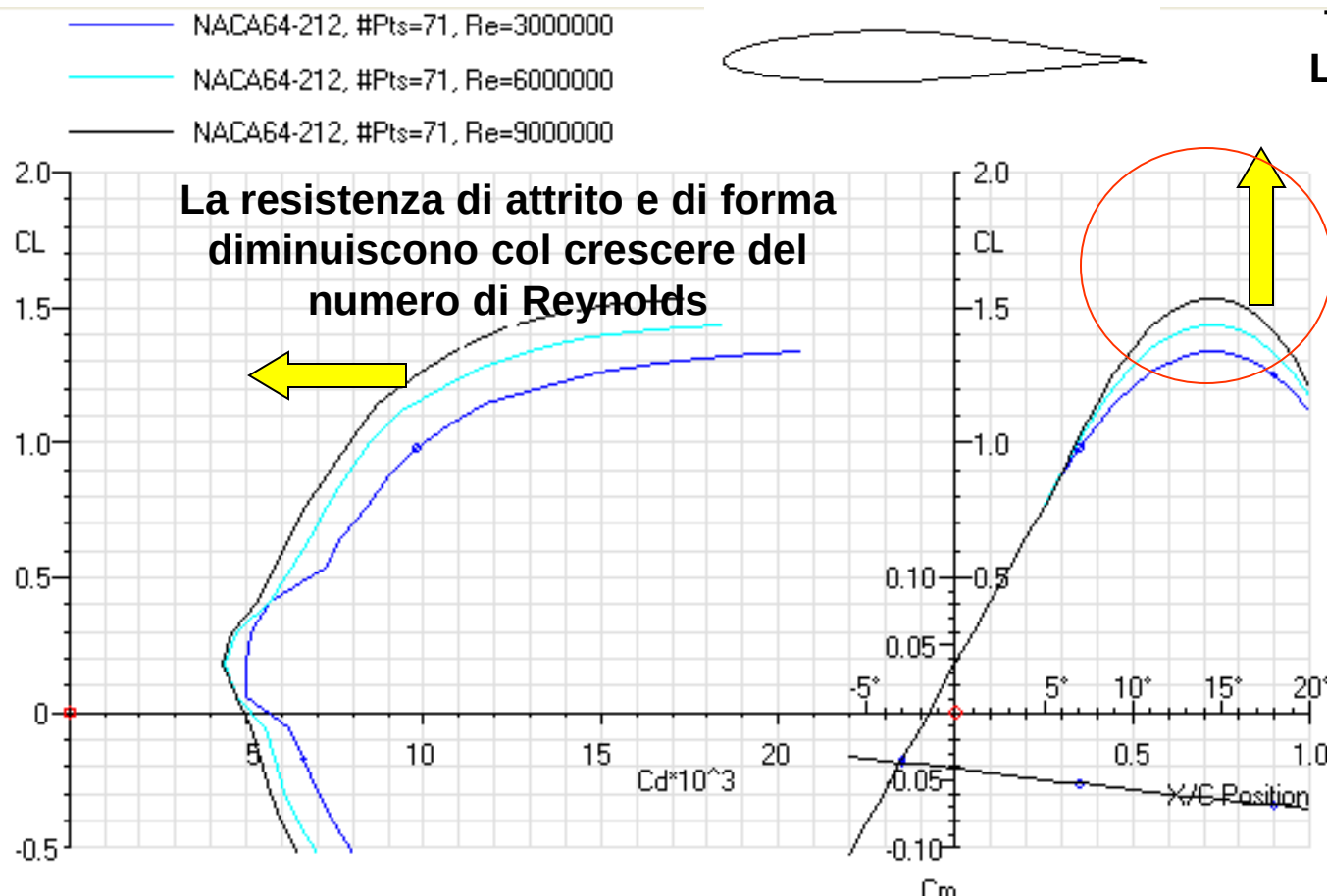
In termini di "guadagno aerodinamico" non c'è ragione di usare profili con spessore percentuale maggiore del 14%.
Certamente da un punto di vista strutturale usare profili spessi è conveniente in termini di peso e di capacità di alloggiare carrelli, combustibile, etc.



Fonte Corke

Effetto di Re sulle prestazioni del profilo (effetto della viscosità)

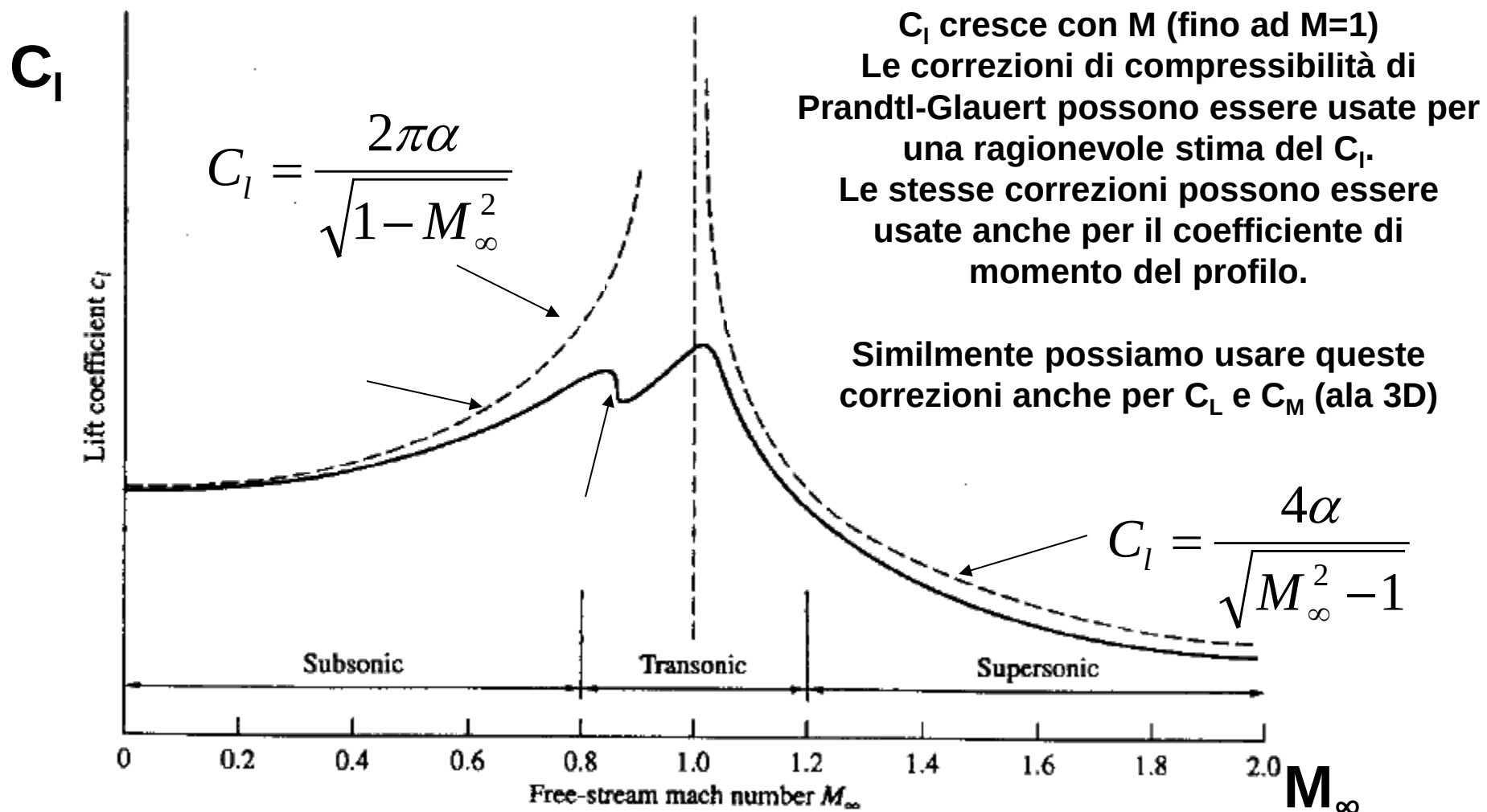
Qui la viscosità
gioca un ruolo
fondamentale.
L'effetto di Re è
chiaro



Indica Reynolds crescenti

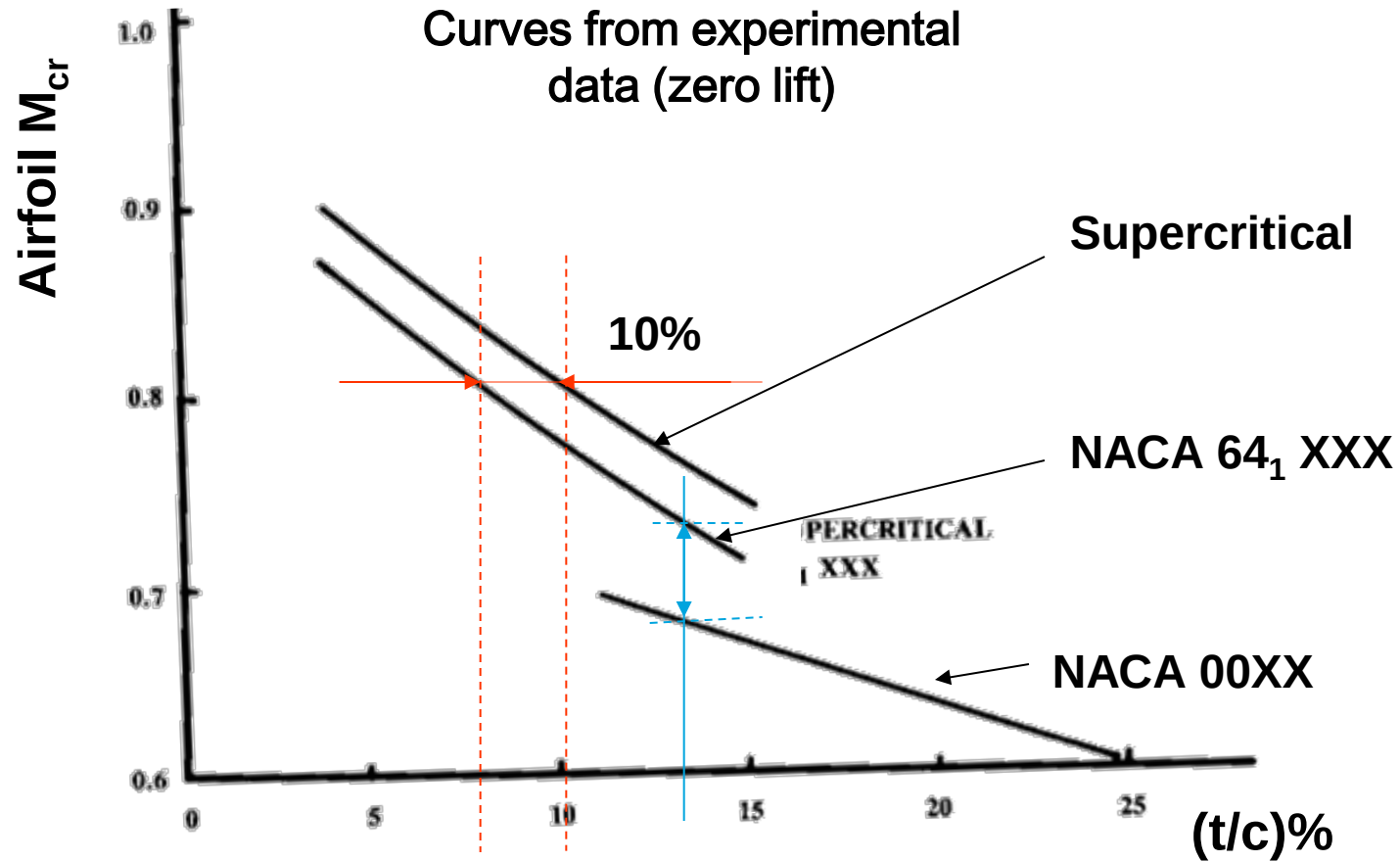
N.B. La parte lineare non è influenzata!

Effetto di M sulle prestazioni del profilo (effetti della compressibilità)



Fonte Anderson

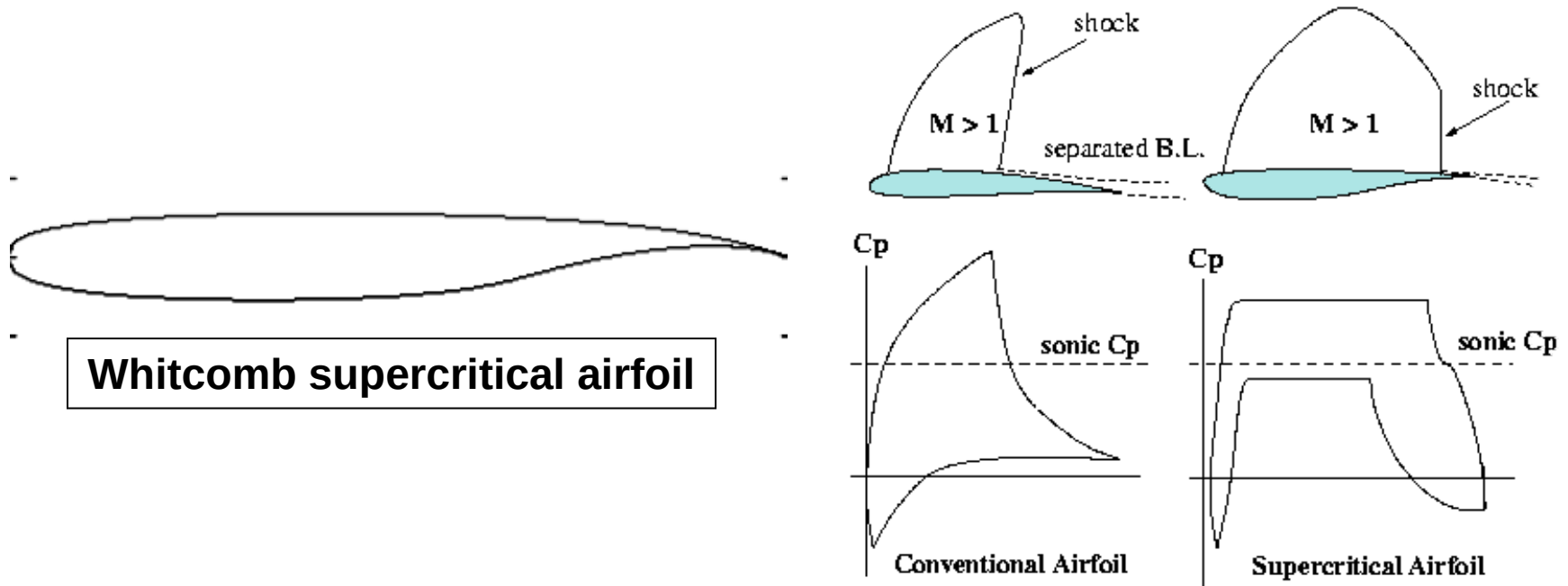
Effetto di $(t/c)_{\max}$ su M_{cr} per diverse famiglie di profili



Fonte Raymer

Profili supercritici

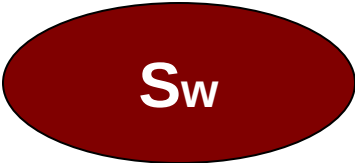
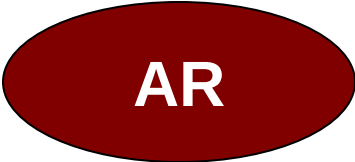
Questi profili sono progettati per ritardare l'incremento transonico di resistenza (M_{DD}) dovuto sia al forte urto normale che alla separazione dello strato limite indotta dall'urto (in effetti anche M_{cr} è migliorato).



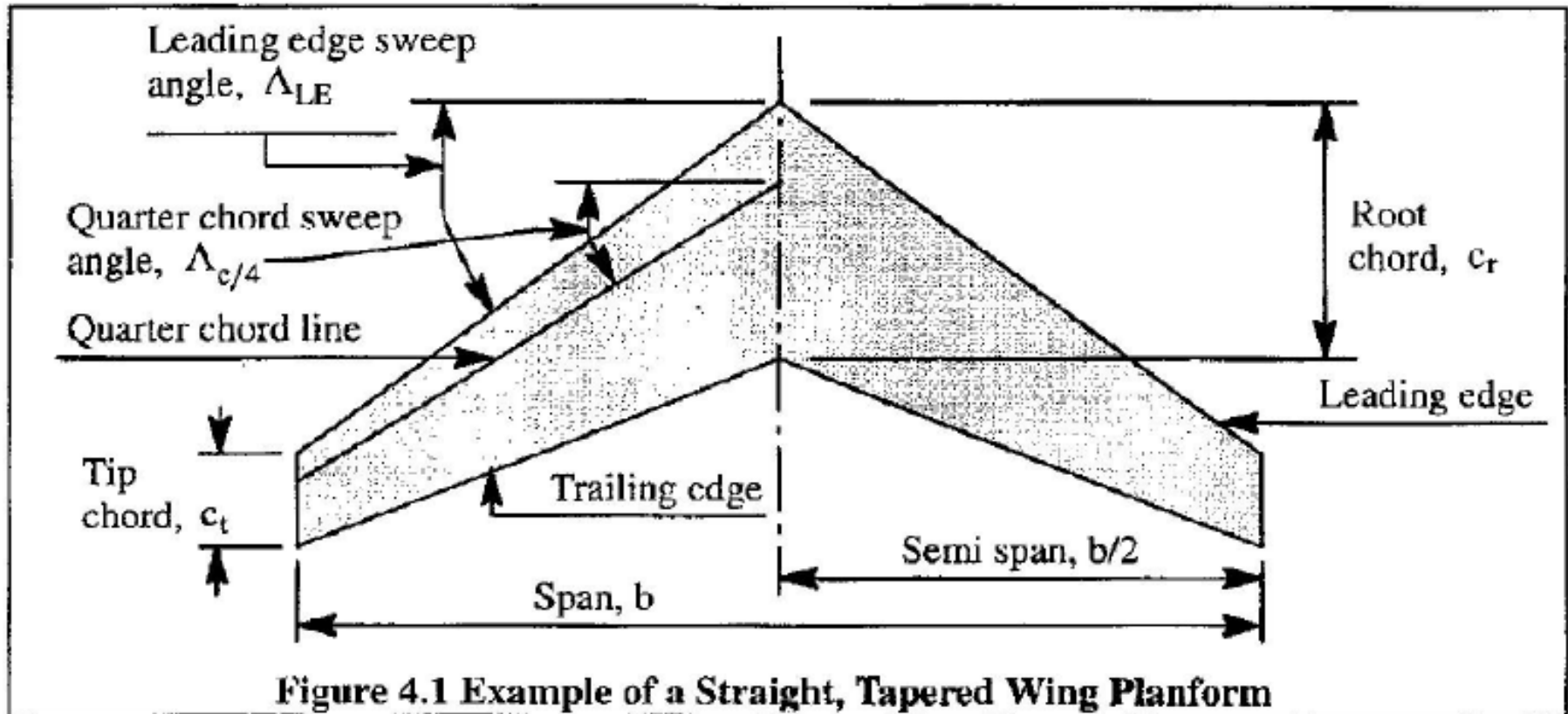
Rispetto ad un profilo convenzionale, un profilo supercritico ha un ridotto valore della curvatura, un maggior raggio del bordo d'attacco ed una concavità nella parte posteriore del lato in pressione.

ALI

- Definizione dei parametri di progetto principali dell'ala
- Dal profilo alla progettazione dell'ala finita
- Effetto e selezione dei parametri di progetto principali dell'ala:
 - Allungamento (*Aspect ratio*, A)
 - Angolo di freccia (Λ)
 - Rapporto di rastremazione (λ)
 - Angolo di svergolamento (ϵ)
 - Angolo di calettamento (i_w)
 - Angolo diedro (Γ)

SwAR

Forma in pianta



S_w

b_w

AR

Forma in pianta

Effetto di AR

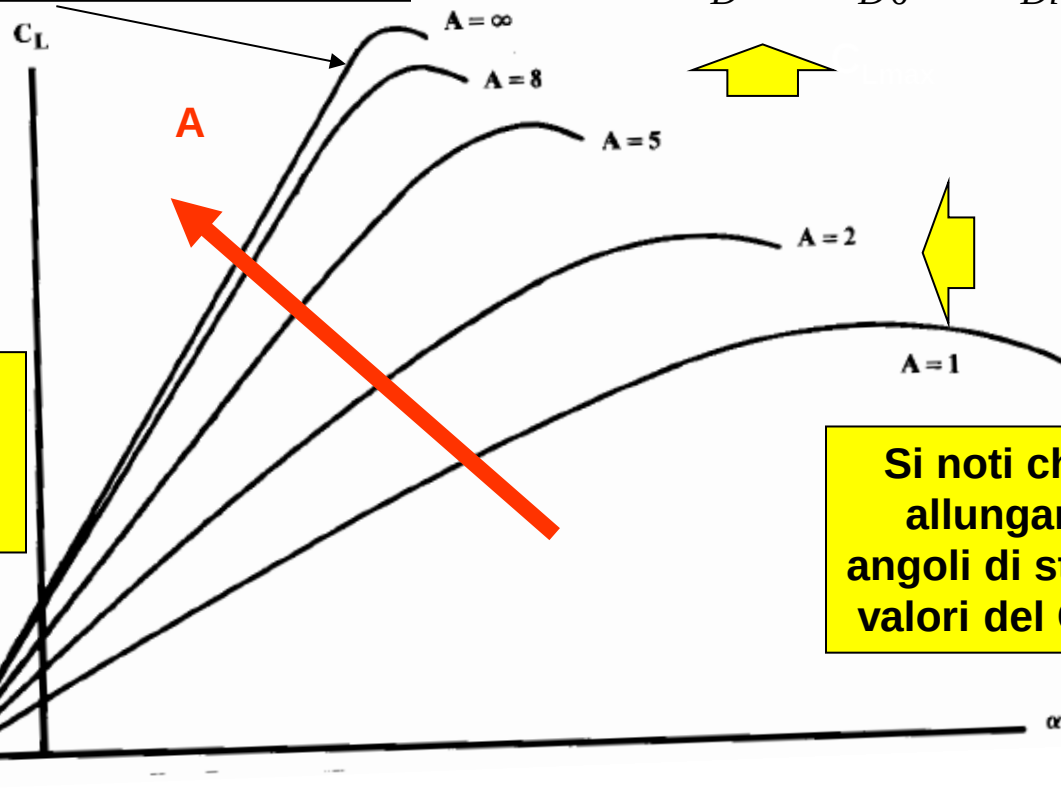
Maggiore è l'allungamento alare (maggiore è b per una data S), minore è la parte dell'ala interessata a fenomeni 3D, quindi l'ala si comporta in modo più simile al caso 2D (ala infinitamente lunga)

Questa è la curva di un'ala 2D

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e A}$$

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

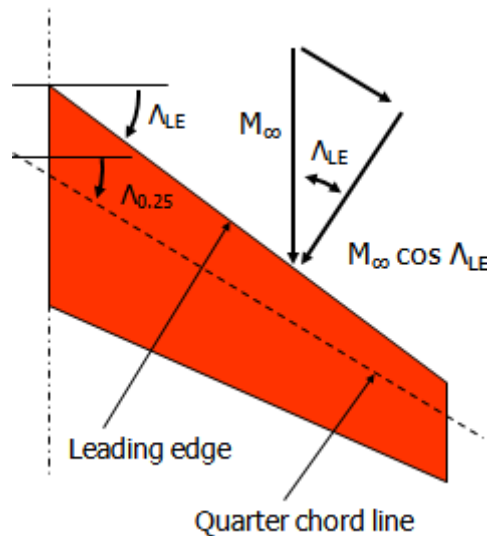
Si noti che a portanza nulla l'effetto dell'allungamento è nullo



Si noti che ali di basso allungamento hanno angoli di stallo più alti, ma valori del C_{Lmax} più bassi.

Forma in pianta

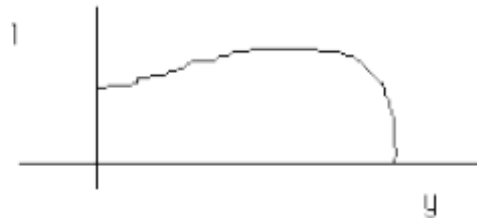
Effetto della freccia



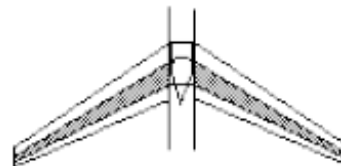
$$\tan \Lambda_{x/c} = \tan \Lambda_{LE} - \frac{x}{c} \frac{2C_r}{b} (1 - \lambda)$$

$$\tan \Lambda_{0.25} = \tan \Lambda_{LE} - \frac{1}{4} \frac{2C_r}{b} (1 - \lambda)$$

1. It permits higher cruise Mach number, or greater thickness or CL at a given Mach number without drag divergence.
2. It increases the additional loading at the tip and causes spanwise boundary layer flow, exacerbating the problem of tip stall and either reducing CLmax or increasing the required taper ratio for good stall.



3. It increases the structural weight - both because of the increased tip loading, and because of the increased structural span.



4. It stabilizes the wing aeroelastically but is destabilizing to the airplane.
5. Too much sweep makes it difficult to accommodate the main gear in the wing.

Forma in pianta

Effetto dello spessore %

1. We would like to make the t/c as large as possible to reduce wing weight (thereby permitting larger span, for example).
2. Greater t/c tends to increase CL_{max} up to a point, depending on the high lift system, but gains above about 12% are small if there at all.
3. Greater t/c increases fuel volume and wing stiffness.
4. Increasing t/c increases drag slightly by increasing the velocities and the adversity of the pressure gradients.
5. The main trouble with thick airfoils at high speeds is the transonic drag rise which limits the speed and CL at which the airplane may fly efficiently.

Forma in pianta

spessore %

MONOMOTORE AD ELICA	corda alla radice [m]	profilo o spessore perc alla radice	profilo o spess perc all'estremità
Cessna Skyhawk		NACA 2412	NACA 2412
Cessna Skylane		2412	2412
Cessna Centurion		64A215	64A412
Cessna Crusader		23017	23012
Beechcraft		23016	23012
Piper Warrior		65-415	
BIMOTORI AD ELICA			
Beechcraft Kingair		23018	23011
Cessna Crusader		23017	23012
Cessna 402C		23018	23009
Piper Mojave		63-415	63-212
P68		63-3-515	63-3-515
TURBOELICA TRASP REG.			
ATR42		18%	13%
Fokker 50		64-421	64-415
VELIVOLI DA TRASP A GETTO			
DC10	10.71	12.2%	8.4%
A300	8+9	10.5%	
B747	16.56	13.4%	8%
Fokker 100	5.3	12.3%	9.6%

Forma in pianta

spessore % - JET

SEC 1:

- $y/b/2 = 0$
- $-t/c=0.16$

SEC 2:

- $y/b/2 = 0.35$
- $t/c=0.09$

SEC 3:

- $y/b/2 = 1$
- $-t/c=0.09$

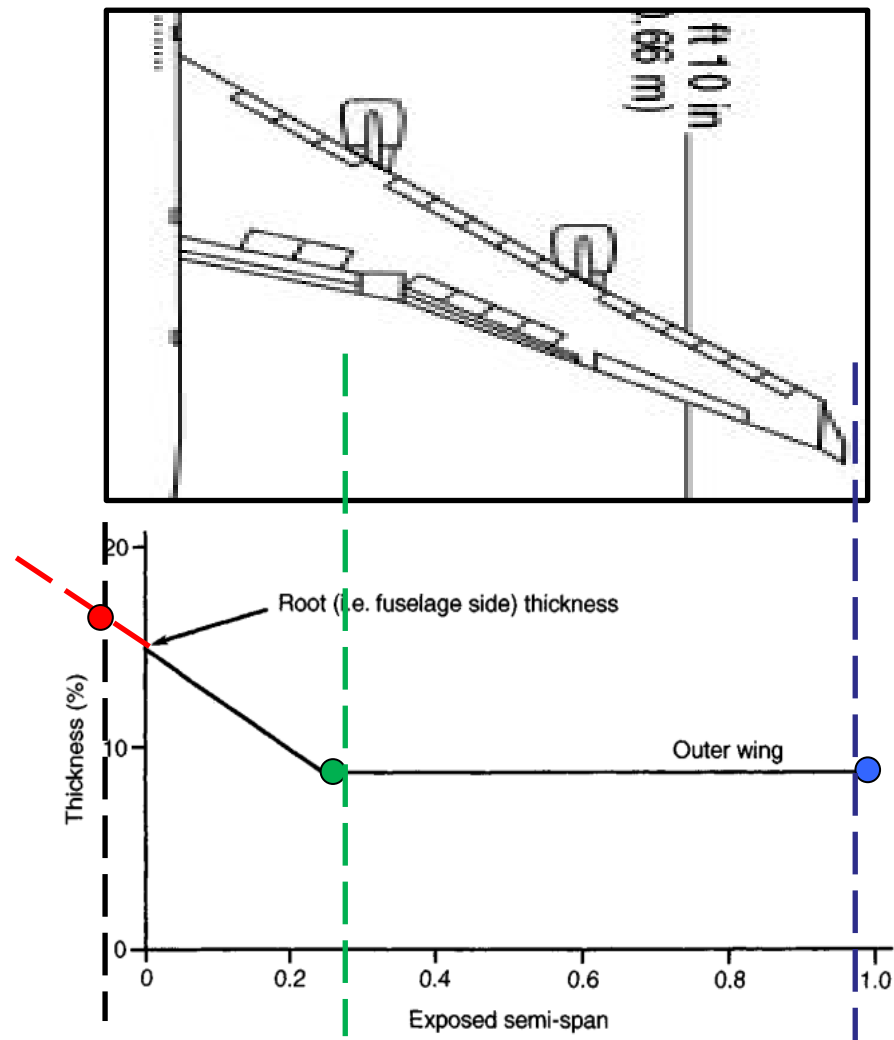
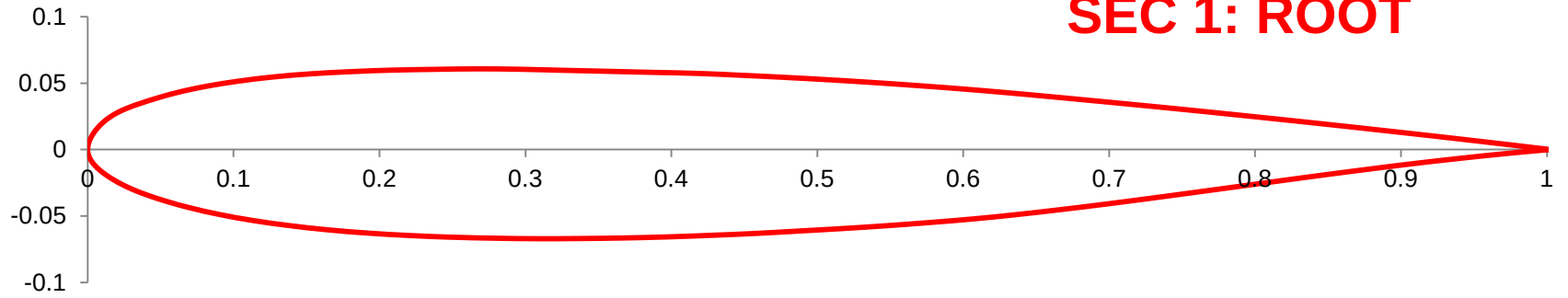
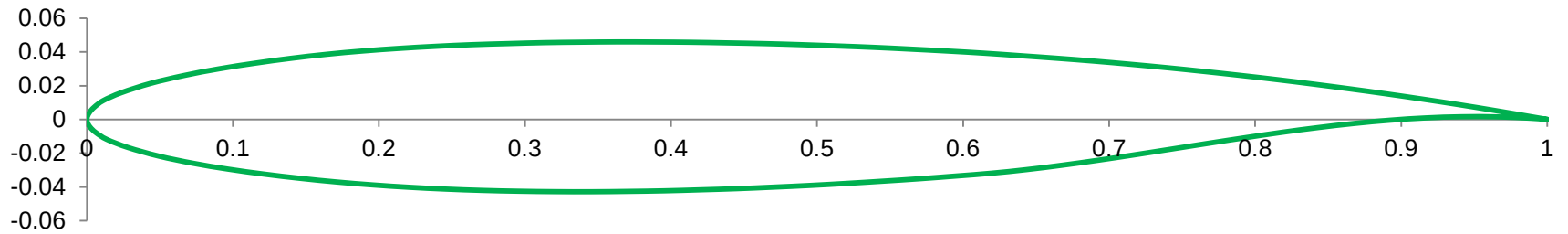


Fig. 6.8 Wing thickness spanwise distribution.

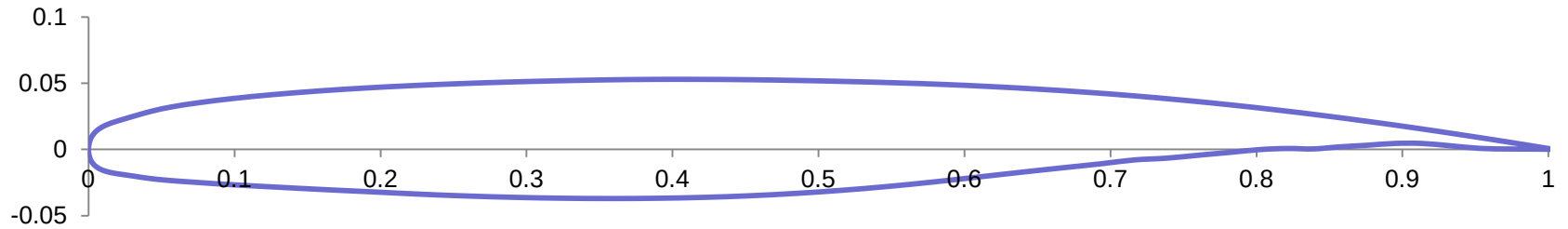
SEC 1: ROOT



SEC 2: KINK



SEC 3: TIP



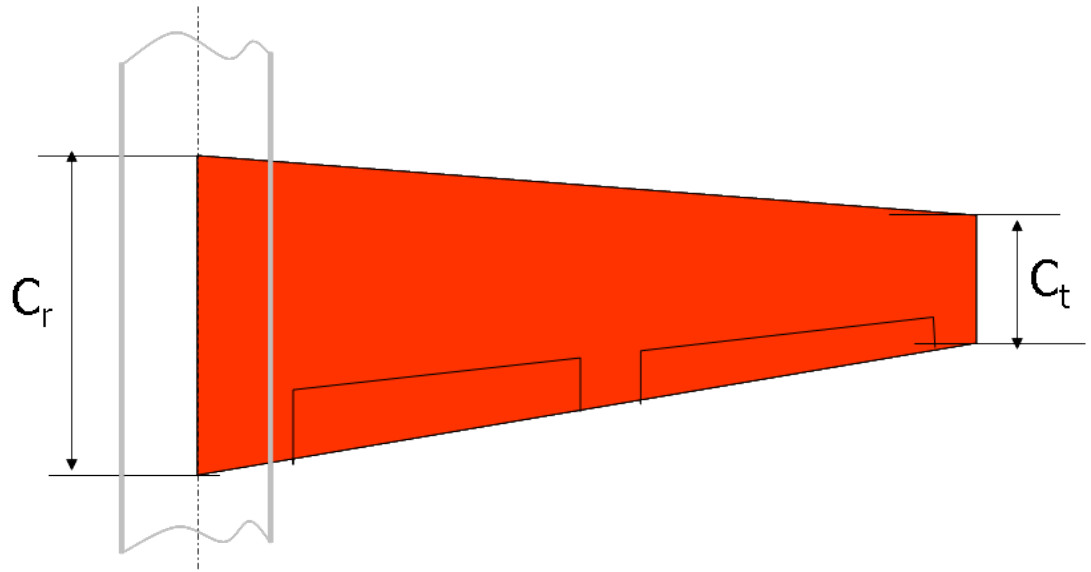
Forma in pianta

Rastremazione (taper ratio)

Il ruolo principale della rastremazione è l'intervento sulla distribuzione della portanza lungo l'apertura, con conseguenze su:

- Progetto strutturale dell'ala (peso)
- Resistenza indotta (deviazione dalla distribuzione ellittica ideale)
- Caratteristiche di stallo dell'ala

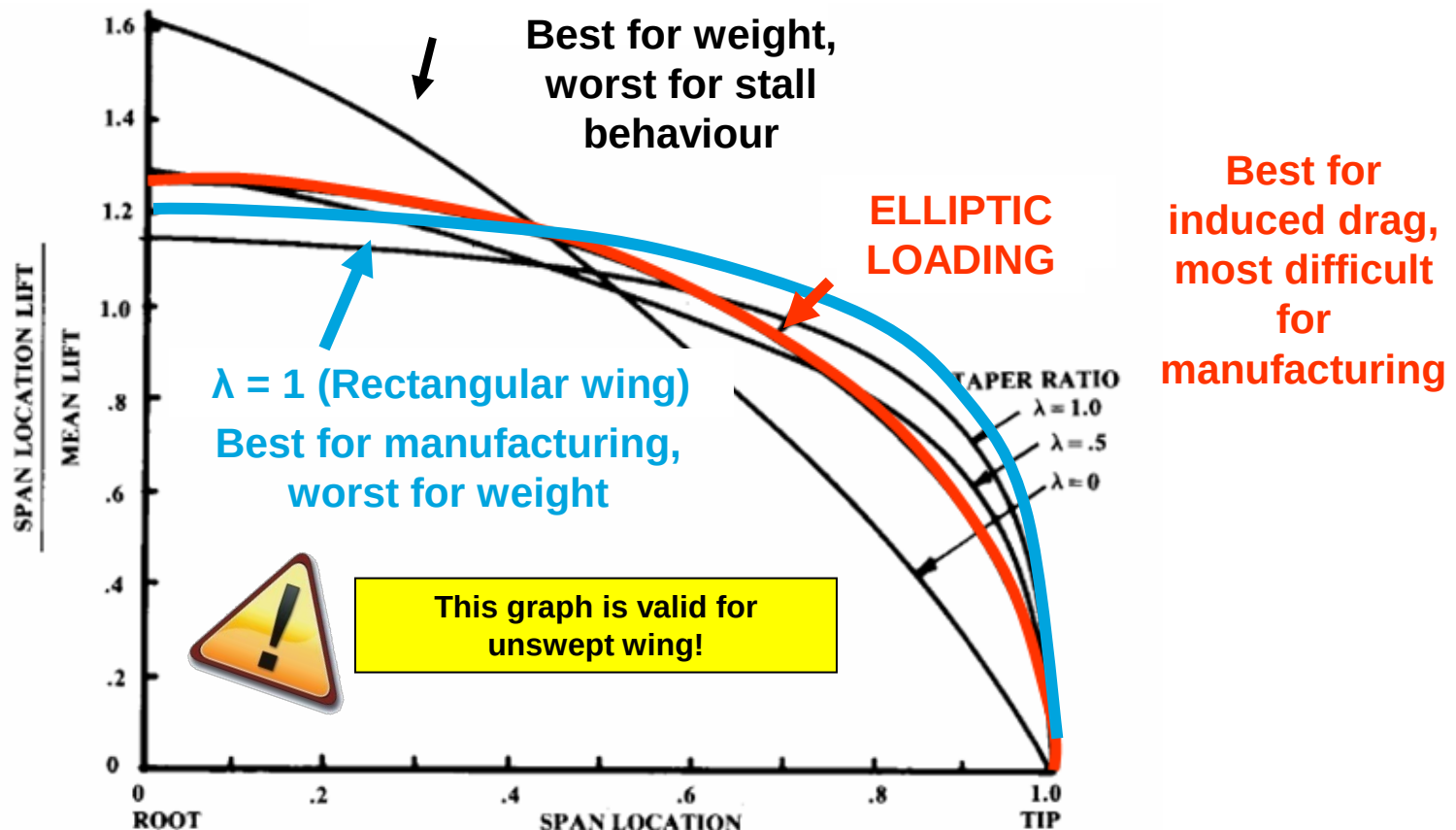
$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$



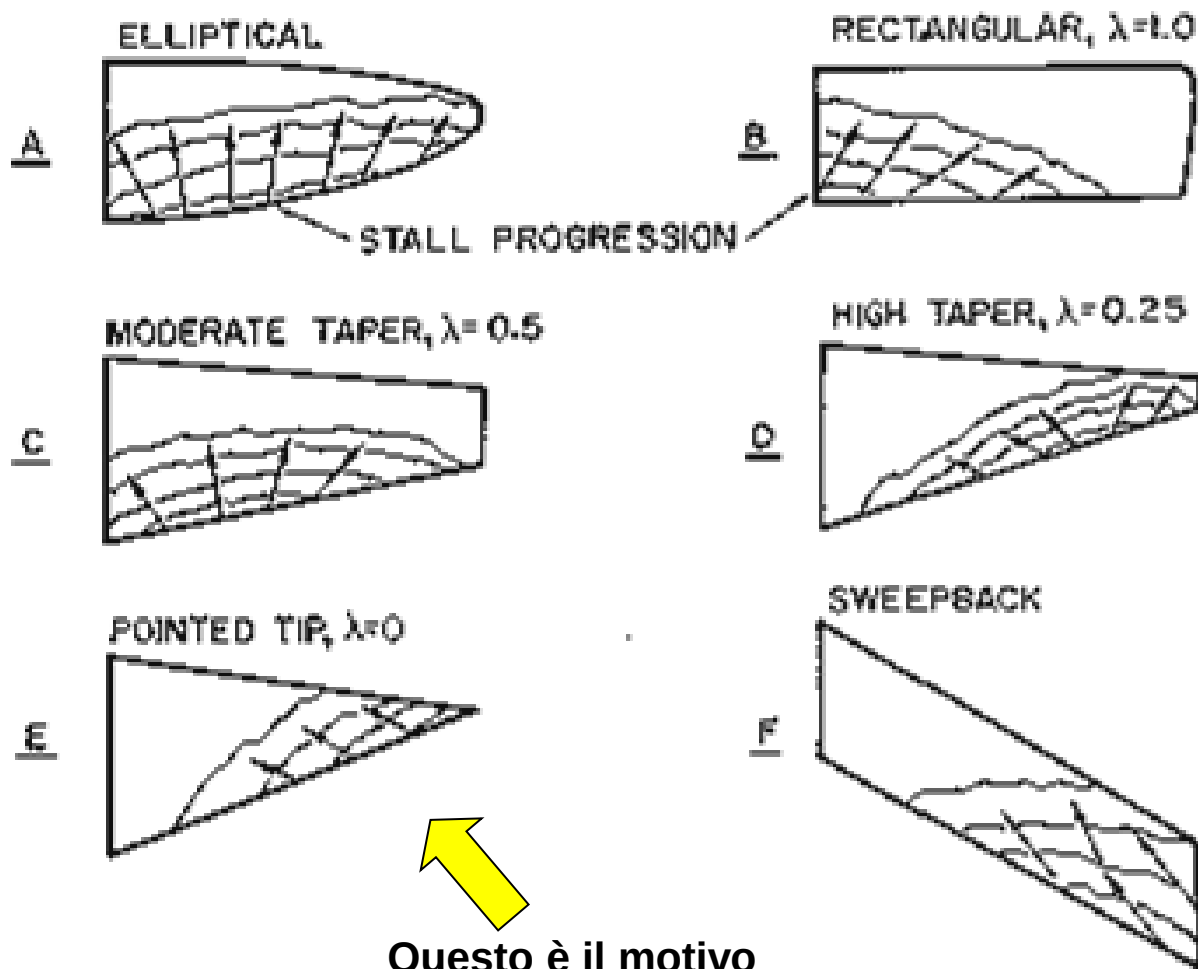
Forma in pianta

Rastremazione (taper ratio)

Il rapporto di rastremazione è il principale parametro di progetto per controllare la distribuzione di portanza lungo l'apertura. Esso deve essere scelto in modo da ottenere una distribuzione quasi-ellittica



Effetto del rapporto di rastremazione (λ) sul comportamento allo stallo dell'ala



Per lo stesso valore della rastremazione si noti l'effetto della freccia.

Questo è il motivo per cui non si progettano mai ali con estremità aguzze

RESISTENZA INDOTTA funzione di rastremazione ed AR

$$dC_D/dC_L^2 = C_1 C_2 / \pi A + 0.0004 +$$

K

$$0.35 C_{D0}$$

(for older technology designs)

B737-300, B757 and B767,

$$0.15 C_{D0}$$

(for advanced technology designs)

A330/340 and B777

Distrib portanza
(eff AR e rastremazione)

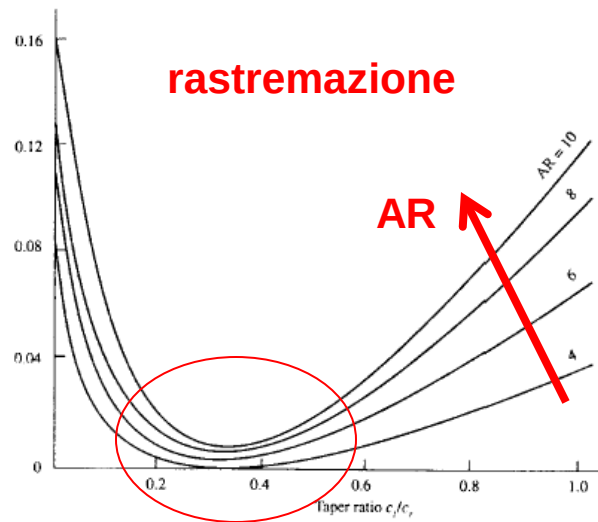
Svergolamento
(tra 0.0003 e 0.0005)

Variazione resistenza parassita

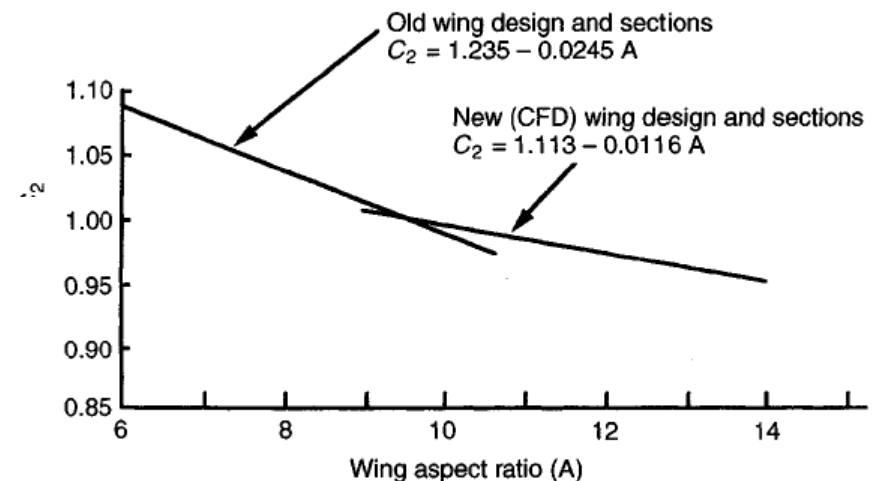
$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

$$K = (1/\pi AR e)$$

C₁



C₂



Forma in pianta

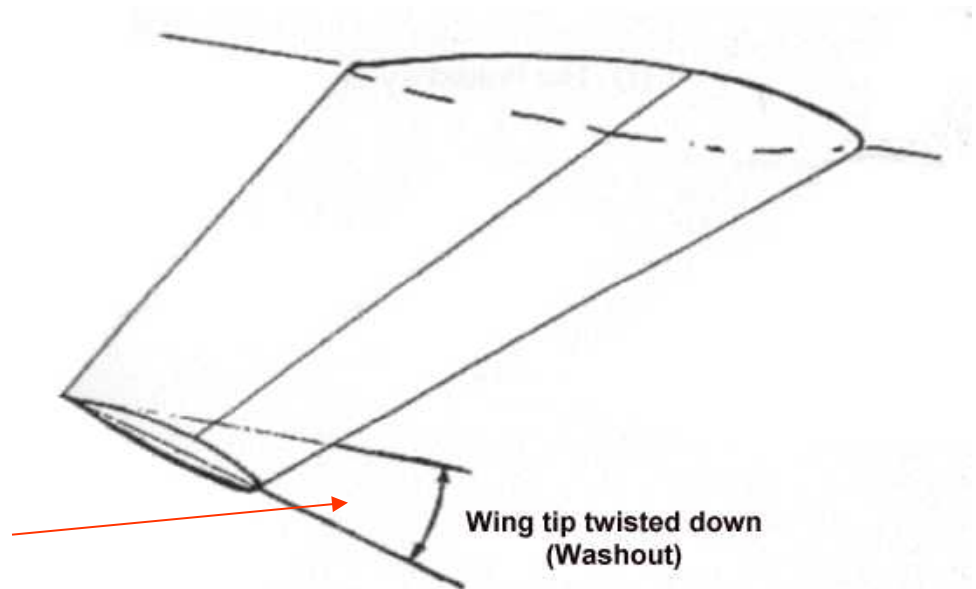
Effetto dello Svergolamento (Twist)

Lo svergolamento è usato (come anche la rastremazione) per generare una distribuzione di carico quasi ellittica sull'ala, senza ricorrere ad una distribuzione di corde ellittica.

Svergolare le sezioni di estremità dell'ala verso il basso (washout) è favorevole in termini di stallo di estremità. Un'ala con washout tenderà a stallare alla radice dove i profili lavorano ad angoli di attacco maggiori rispetto alle estremità.

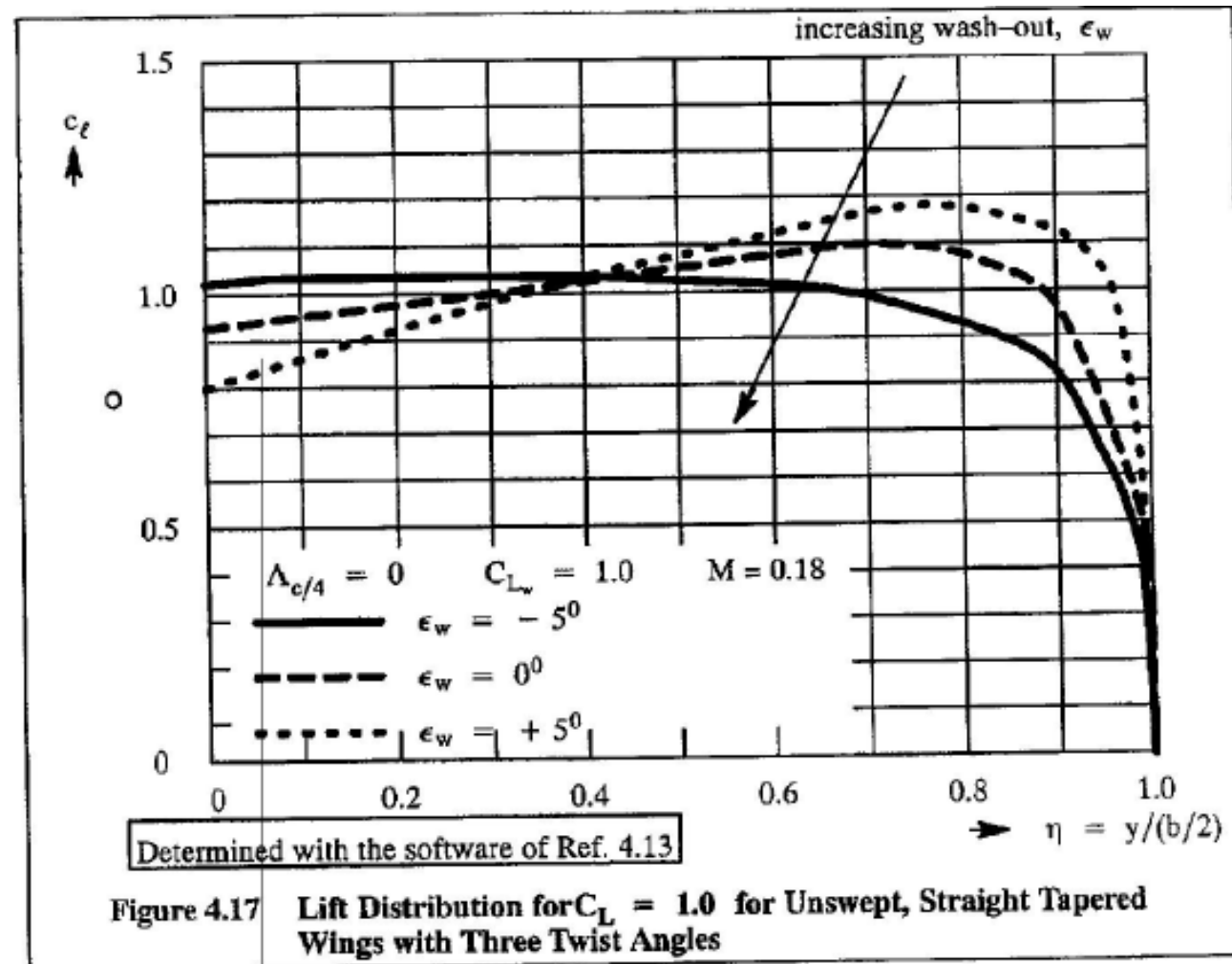
L'angolo di svergolamento geometrico ε_t è misurato tra le corde dei profili (tipicamente tra i profili di radice e di estremità)

$$\varepsilon_t < 0$$



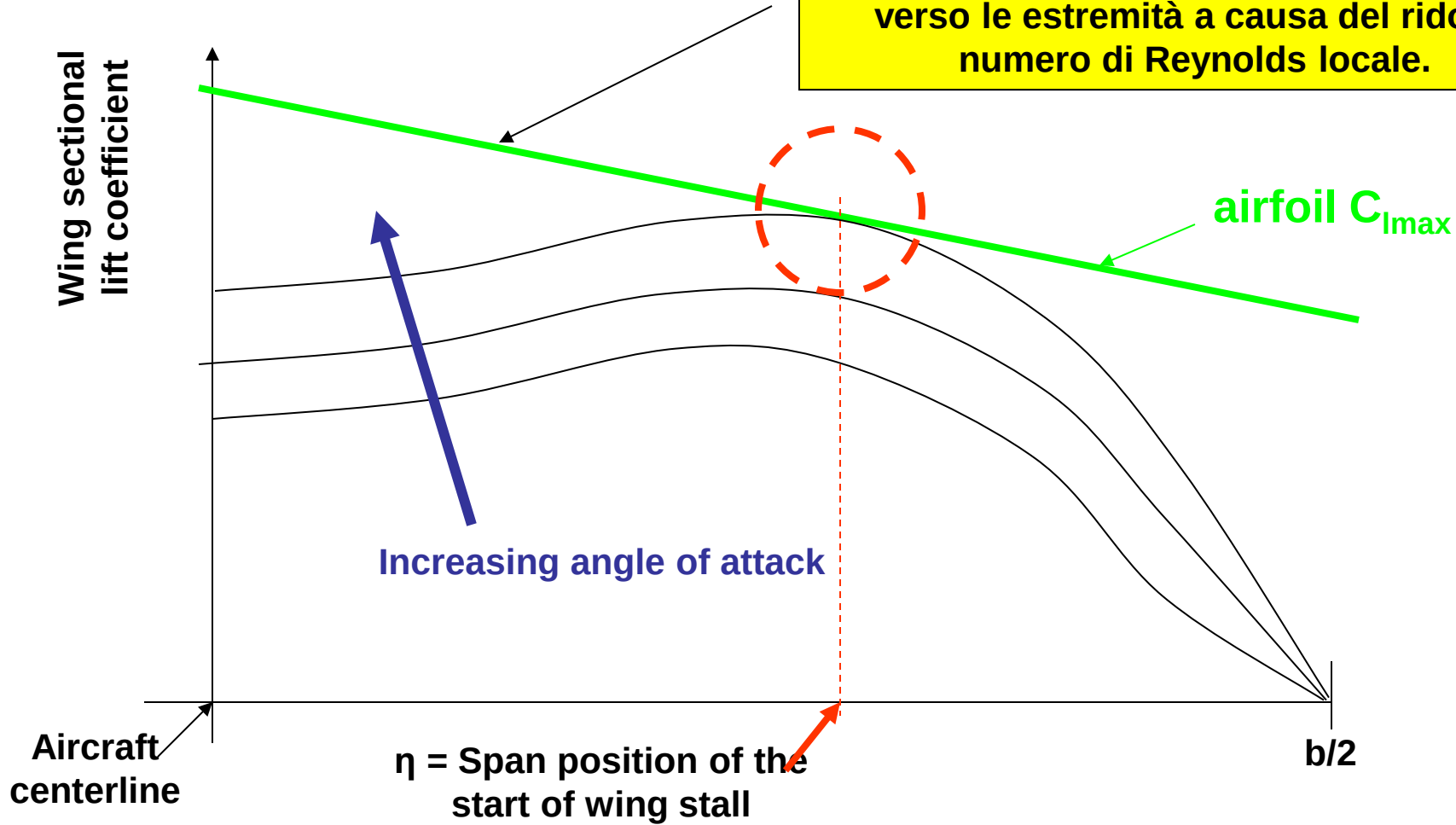
Forma in pianta

Svergolamento (Twist)



Caratteristiche di stallo dell'ala

Si noti l'effetto del rapporto di rastremazione sulla riduzione del C_{lmax} verso le estremità a causa del ridotto numero di Reynolds locale.



Caratteristiche di stallo dell'ala

Stallo di radice: meno critico dello stallo di estremità in termini di controllo laterale (alettoni ancora efficaci),

il velivolo tende a “cadere”.

Il flusso separato colpisce il piano orizzontale creando (se non è troppo violento) un certo *buffeting* del piano, che può funzionare da segnale di allarme per il pilota.

Nelle ali a freccia positiva (verso dietro) lo stallo di radice è associato ad un effetto stabilizzante a picchiare (la risultante della portanza arretra).

Anche il downwash dell'ala è ridotto, aumentando l'angolo d'attacco del piano di coda.

Un inizio dello stallo attorno al 40% della semiapertura è la condizione meno critica.

Stallo di estremità: condizione più pericolosa perché le perdite locali di portanza e gli incrementi di resistenza sono associati al rollio improvviso del velivolo.

inefficacia nel controllo del rollio(perdita degli alettoni!)

pericolosa tendenza al pitchup per ali a freccia positiva

Prevenire lo stallo di estremità:

- Usare profili di estremità con caratteristiche di stallo gradualmente e alti C_{lmax}
- Moderare il rapporto di rastremazione per evitare numeri di Reynolds troppo bassi sui profili di estremità (e di conseguenza bassi valori di C_{lmax})
- In caso di ali a freccia verso dietro usare soluzioni per limitare la componente trasversale del flusso, che accresce lo strato limite alle estremità (per esempio, usando i *fence*).
- Svergolamento dell'ala con i profili di estremità ruotati a picchiare (washout) per ridurre l'angolo di attacco locale delle sezioni di estremità.

Calettamento dell'ala(i_w)

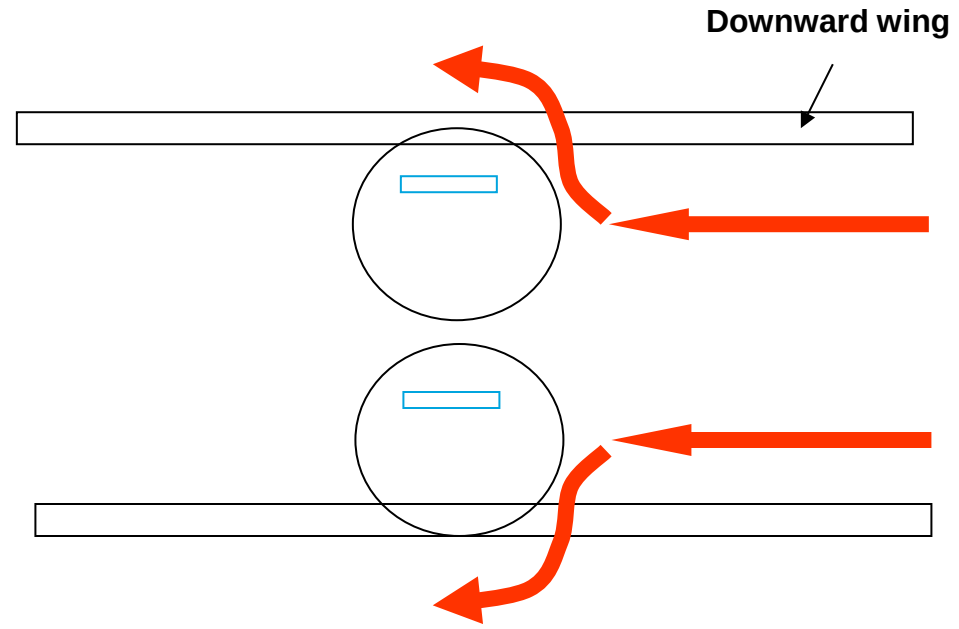
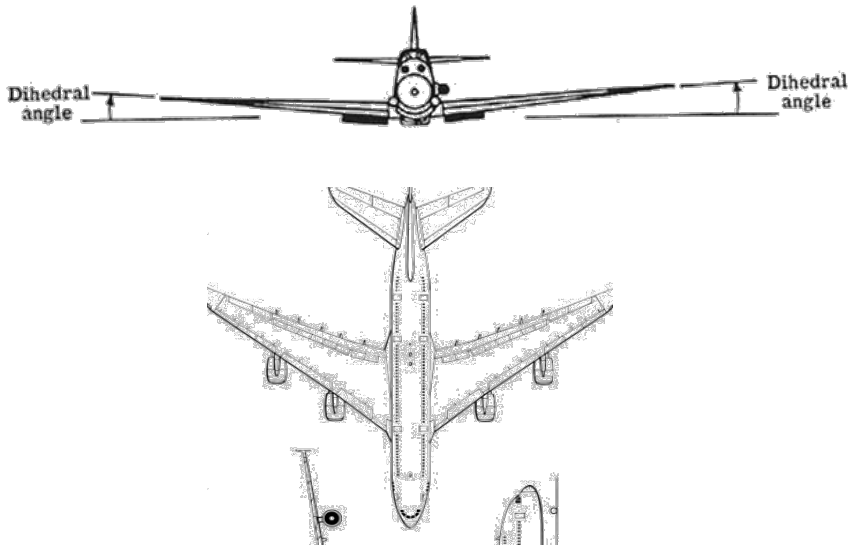
L'angolo di calettamento (i_w) è l'angolo che l'ala forma rispetto alla fusoliera. Tipicamente esso è misurato tra la corda di radice ed un piano di riferimento longitudinale della fusoliera (il piano del pavimento di fusoliera).

i_w è il calettamento meccanico dell'ala rispetto alla fusoliera.

Questo angolo è scelto in modo tale che quando l'ala è all'angolo di incidenza richiesto dal $C_{L_{design}}$ (α_{trim}), la fusoliera è in piano. Durante la crociera la fusoliera può essere tenuta leggermente a cabrare per fornire un contributo alla generazione della portanza.

Angoli di calettamento dell'ala dell'ordine di 1-2° sono valori tipici.

Angolo diedro (Γ) ed effetto diedro



Forma in pianta

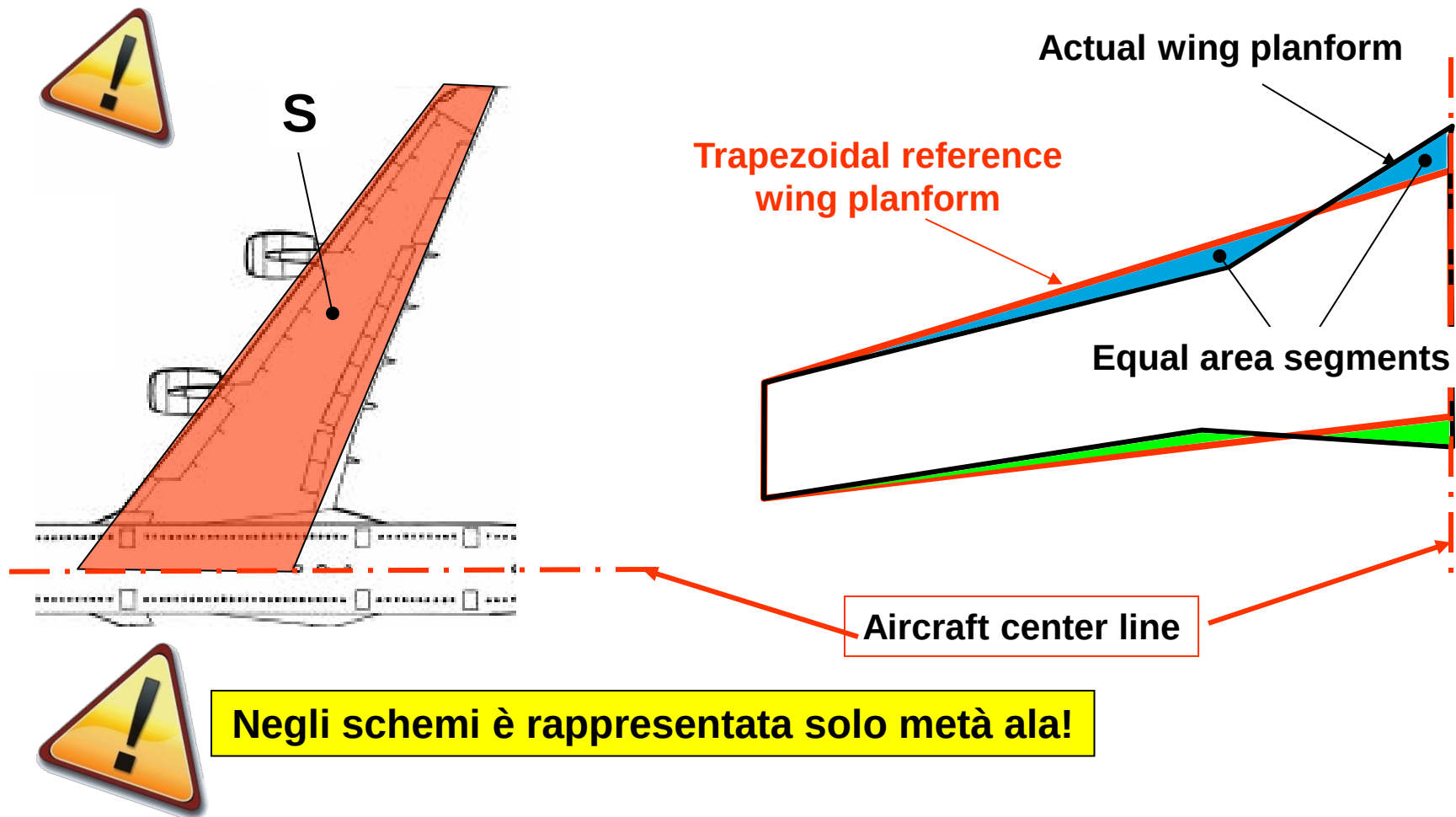
Svergolamento (Twist)

Table 4.2 Examples of Washout in Several Airplanes

Airplane Type	Wing Incidence Angle in Degrees		Twist or Wash-out in degrees
	At Root	At Tip	
Cessna Stationair 6	+ 1.5	- 1.5	3.0
Cessna 310	+ 2.5	- 0.5	3.0
Cessna Titan	+ 2.0	- 1.0	3.0
Cessna Citation I	+ 2.5	- 0.5	3.0
Beechcraft T-34C	+4.0	+1.0	3.0
Beechcraft 55 Baron	+4.0	0.0	4.0
Beechcraft Queenair	+3.9	0.0	3.9
Beechcraft Kingair	+4.8	0.0	4.8
Beechcraft T-1A Jayhawk	+3.0	-3.3	6.6
Gulfstream IV	+3.5	-2.0	5.5
Northrop-Grumman E-2C Hawkeye	+4.0	+1.0	3.0
Piper PA-28-161 Warrior	+2.0	-1.0	3.0
Piper Cheyenne	+1.5	-1.0	2.5
Piper Tomahawk	+2.0	0.0	2.0
Fokker F-50	+3.5	+1.5	2.0

Definizione della superficie di riferimento dell'ala (S)

Nella pratica sono definiti ed usati diversi tipi di superfici alari di riferimento. La superficie alare trapezoidale estesa è la superficie di riferimento tipicamente usata per definire il coefficiente di portanza dell'ala.



Forma in pianta

Table 6.2 Single Engine Propeller Driven Airplanes: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle, Γ_w deg.	Incidence Angle, i_w root/tip deg.	Aspect Ratio, A	Sweep Angle, $\Lambda_{c/4}$ deg.	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max} kts	Wing Type
CESSNA							
Skywagon 207	1.7	1.5/-1.5	7.4	0	0.69	182	brcd/high
Cardinal RG	1.5	4.1/0.7	7.3	0	0.73	156	ctl/high
Skylane RG	1.7	0.8/-2.8	7.4	0	0.67	187	brcd/high
PIPER							
Cherokee Lance	7.0	2/-1	6.2	0	1.0	188	ctl/low
Cher. Warrior	7.0	2/-1	7.2	5	0.67	152	ctl/low
Turbo Sarat.SP	6.8	NA	7.3	0	0.68	195	ctl/low
Bellanca							
Skyrocket	2	.2	6.7	0	0.57	287	ctl/low
Grumman Am.							
Tiger	5	1.4	7.1	0	1.0	148	ctl/low
Rockwell Commander							
112A	7	2	7.0	-2.5	0.50	180	ctl/low
Trago Mills							
SAB-1	5	3/1	7.5	0	0.54	202	ctl/low
Scottish Aviation							
Bullfinch	6.5	1.2	8.4	0	0.57	150	ctl/low
Robin HR100/4	6.3	4.7	5.4	0	1.0	180	ctl/low
Socata Rallye							
235E	7	4	7.6	0	1.0	148	ctl/low
Fuji PA-200	7	2.5	6.3	0	1.0	123	ctl/low
Gen Avia P15F	6	4	7.7	0	0.49	167	ctl/low

ctl = cantilever brcd = braced (strutted)

Forma in pianta

Table 6.3 Twin Engine Propeller Driven Airplanes: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle, Γ_w deg.	Incidence Angle, i_w root/tip deg.	Aspect Ratio, Λ	Sweep Angle, $\Lambda_{c/4}$ deg.	Taper Ratio, l_w	Max. Speed, V_{max} kts	Wing Type
CESSNA							
310R	5	2.5/-0.5	7.3	0	0.67	236	ctl/low
402B	5 (outer)	2/-0.5	7.5	0 L.E.	0.67	227	ctl/low
414A	5	2.5/-0.5	8.6	0 L.E.	0.60	232	ctl/low
T303	7	3/0	8.1	0 L.E.	0.71	216	ctl/low
PIPER							
PA-31P	6	1/-1.5	7.2	0	0.39	243	ctl/low
PA-44-180T	7.2	NA	8.1	0	0.63	196	ctl/low
Chieftain	5	1/-1.5	7.2	1.9	0.40	231	ctl/low
Cheyenne I	5	1.5/-1	7.4	0	0.37	249	ctl/low
Cheyenne III	5	1.5	7.8	0	0.31	296	ctl/low
BEECH							
Duchess 76	6.5	3/0.6	8.0	0	0.80	194	ctl/low
Duke B60	6	4/0	7.2	0	0.32	246	ctl/low
Learfan 2100	4	1.5	9.5	0	0.43	369	ctl/low
Rockwell Commander							
700	7	NA	9.0	0	0.43	231	ctl/low
Piaggio P166-							
DL3	21.5/2.5*	2.7	7.3	7.5	0.35	215	ctl/gull
EMB-121	7	3	7.2	0.33	0.61	316	ctl/low

ctl = cantilever brcd = braced (strutted)

*21.5 inboard, 2.5 outboard on this gull wing configuration

Forma in pianta

Table 6.3 Business Jets: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle, Γ_w deg.	Incidence Angle, i_w root/tip deg.	Aspect Ratio, A	Sweep Angle, $\Lambda_{c/4}$ deg.	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max} kts	Wing Type
DASSAULT/BREGUET							
Falcon 10	1.5	NA	7.1	27	0.36	492(25K)	ctl/low
Falcon 30P	2	1.5	6.4	30	0.31	465(25K)	ctl/low
Falcon 50	0	NA	7.6	24	0.32	475	ctl/low
CESSNA							
Citation I 500	4	2.5/-0.5	7.8	0	0.39	277(28K)	ctl/low
Citation II	4.7	NA	8.3	2	0.32	277(28K)	ctl/low
Citation III	2.8	NA	8.9	25	0.35	472(33K)	ctl/low
GATES LEARJET							
24	2.5	1	5.0	13	0.50	473(31K)	ctl/low
35A	2.5	1	5.7	13	0.50	464	ctl/low
35	2.9	NA	7.3	13	0.42	470(30K)	ctl/low
IAI							
1124 Westw. I	2	1/-1	6.5	5	0.33	471	ctl/mid
1125 Astra	2.6 (out)	NA	8.8	34/25 at LE	0.30	472(35K)	ctl/low
Canadair CL601	2.3	3	8.5	23	0.26	450	ctl/low
BAe 125-700	2	2.1/-0.3	6.3	20	0.28	436(28K)	ctl/low
GA Gulfst. III	3	3.5/-0.5	6.5	28	0.31	487	ctl/low
Mu Diamond I	2.7	3/-3.5	7.5	20	0.35	431(30K)	ctl/low
L. Jetstar II	2	1/-1	5.3	30	0.37	475(30K)	ctl/low

ctl = cantilever (30K) = 30,000 ft altitude

Forma in pianta

Table 6.6 Regional Turbopropeller Driven Airplanes: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle. Γ_w deg.	Incidence Angle. i_w root/tip deg.	Aspect Ratio. A	Sweep Angle. $\Lambda_{C/4}$ deg.	Taper Ratio. λ_w	Max. Speed. V_{max} kts	Wing Type
CASA C-212-200							
SHORTS							
330	3 (outer)	NA	12.3	0	1.0	190(10K)	brcd/high
360							
BEECH							
1900	6	3.5/-1.1	9.8	0	0.42	263(8K)	ctl/low
B99	7	4.8	7.5	0	0.5	247(12K)	ctl/low
CESSNA CONQUEST							
I							
II							
GA Gulfstr. Ic							
GAP N22B							
Fokker P27-200	2.5	3.5	12.0	0	0.41	259(20K)	ctl/high
DeHAVILLAND CANADA							
DHC-6-300							
DHC-7	4.5	3	10.0	0	0.44	231(8K)	ctl/high
DHC-8	2.5 (out)	NA	12.3	0	0.45	270(15K)	ctl/high
EMB 110	7	3	9.9	0	0.50	248(8K)	ctl/low
EMB 120	6.5	2	9.9	0	0.50	NA	ctl/low
BRITISH AEROSPACE							
Jetstream 31	7	2	10.0	0.5	0.37	263(20K)	ctl/low
748	7	3	12.7	2.9	0.36	244(15K)	ctl/low

ctl - cantilever (30K) - 30,000 ft altitude

Forma in pianta

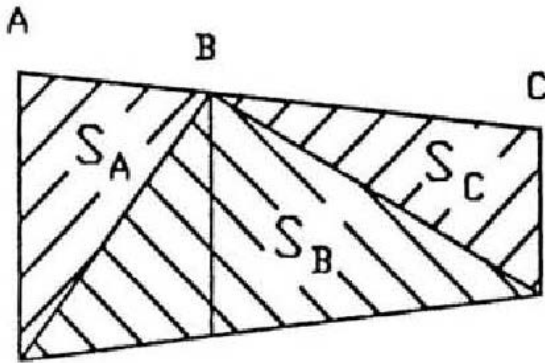
Table 6.7 Jet Transports: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle, Γ_w	Incidence Angle, i_w	Aspect Ratio, A	Sweep Angle, $\Lambda_{c/4}$	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max}	Wing Type
	deg.	root/tip deg.		deg.		kts	
BOEING							
727-200	3	2	7.1	32	0.30	549(22K)	ctl/low
737-200	6	1	8.8	25	0.34	462(33K)	ctl/low
737-300	6	1	8.0	25	0.28	462(33K)	ctl/low
747-200B	7	2	7.0	37.5	0.25	523(30K)	ctl/low
747SP	7	2	7.0	37.5	0.25	529(30K)	ctl/low
757-200	5	3.2	7.9	25	0.26		ctl/low
767-200	6	4.3	7.9	31.5	0.27		ctl/low
MCDONNELL DOUGLAS							
DC-9 Super 80	3	1.3	9.6	24.5	0.16	500	ctl/low
DC-9-30	1.5	NA	8.7	24	0.18	537	ctl/low
DC-10-30	5.3/3	+/-	7.5	35	0.25	530(25K)	ctl/low
AIRBUS							
A300-B4	5	NA	7.7	28	0.35	492(25K)	ctl/low
A310	11.1/4.1	5.3	8.8	28	0.26	483(30K)	ctl/low
Lockh. 1011-500	7.5/5.5	NA	7.0	35	0.30	525(30K)	ctl/low
Fkr F28-4000	2.5	NA	8.0	16	0.31	390	ctl/low
Rombac 111-495	2	2.5	8.5	20	0.32	470(21K)	ctl/low
BAe 146-200	-3	3.1/0	9.0	15	0.36	420(26K)	ctl/high
Tupolev Tu154	0	NA	7.0	35	0.27	526(31K)	ctl/low

ctl = cantilever (30K) = 30,000 ft altitude

Stima caratteristiche aerodinamiche dell'ala

Metodo Semiempirico

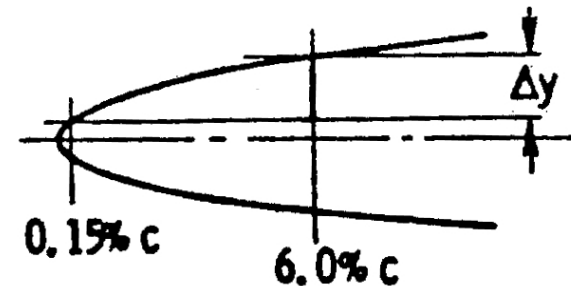


$$K_i = \frac{2 \cdot S_i}{S}$$

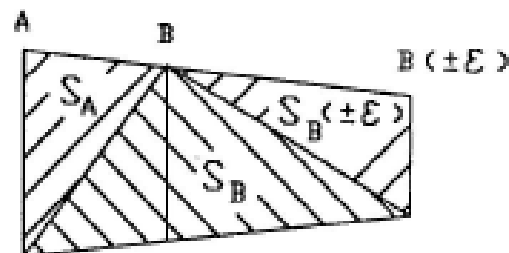
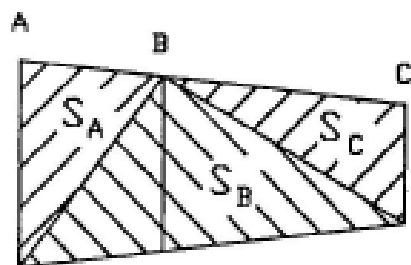
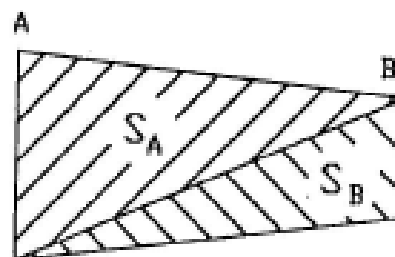
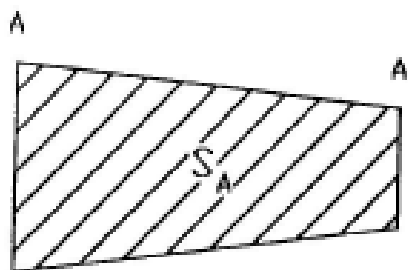
$$\bar{X} = x_1 \cdot K_1 + x_2 \cdot K_2 + \dots + x_n \cdot K_n$$

Assegnare caratteristiche aerodinamiche di ogni profilo

Caratteristiche geometriche ed aerodinamiche del profilo medio



Metodo Semiempirico

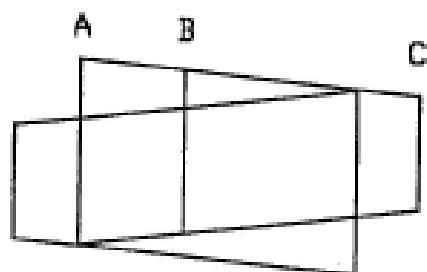


$$K_A = \frac{2S_A}{S}$$

$$K_B = \frac{2S_B}{S} \quad \text{ecc. ecc.}$$

$$\sum_{i=1}^n K_i = 1$$

Metodo Semiempirico

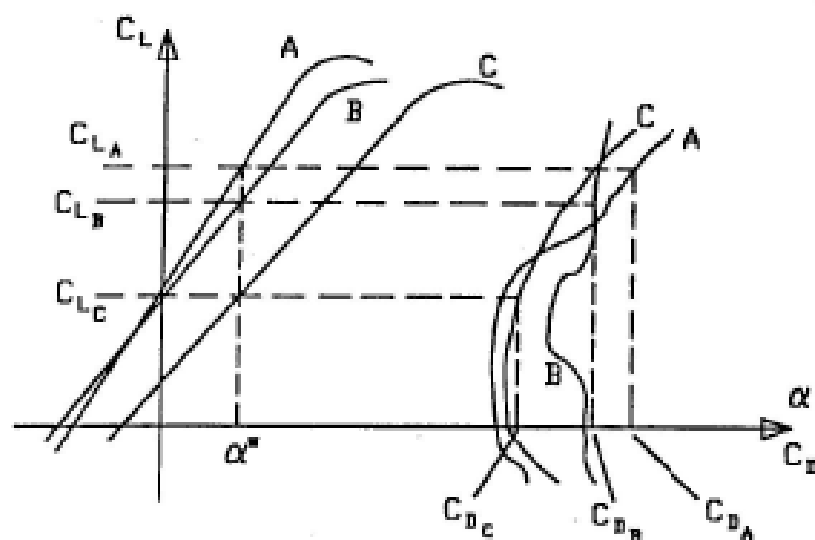


$$K_A \approx 0.2$$

$$K_B \approx 0.65$$

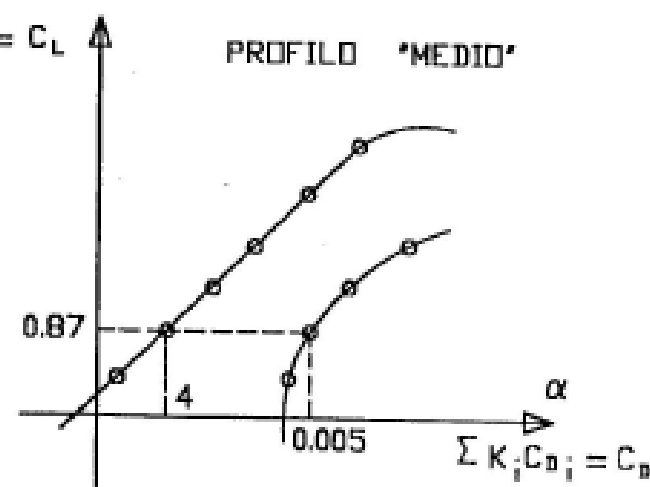
$$K_C \approx 0.15$$

α	C_{L_A}	C_{L_B}	C_{L_C}	$K_A C_{L_A}$	$K_B C_{L_B}$	$K_C C_{L_C}$	$\sum K_i C_{L_i}$	C_{D_A}	C_{D_B}	C_{D_C}	$K_C C_{D_A}$	$K_B C_{D_B}$	$K_C C_{D_C}$	$\sum K_i C_{D_i}$
4	1.05	0.9	0.5	0.21	0.58	0.08	0.87	.006	.005	.004	.001	.005	.001	.005
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...



$$\sum K_i C_{L_i} = C_L$$

PROFILO "MEDIO"



Assegnare caratteristiche aerodinamiche di ogni profilo

Aerofoil	α_0 (deg)	C_{M_0}	$a_{l,rad}$	$C_{l_{a/deg}}$	$\alpha_{C_{l,max}}$ (deg)	$C_{l,max}$	Section Cd at $C_{l,max}$
0006	0	0	6.19	0.108	9.0	0.92	0.0095
0009	0	0	6.25	0.109	13.4	1.32	0.0124
23012	-1.4	-0.014	6.13	0.107	18.0	1.79	0.016
23015	-1.0	-0.007	6.13	0.107	18.0	1.72	0.02
23018	-1.2	-0.005	5.96	0.104	16.0	1.60	0.016
23021	-1.2	0	5.90	0.103	15.0	1.50	0.0162
63-006	0	0.005	6.42	0.112	10.0	0.87	0.0086
63-009	0	0	6.36	0.111	11.0	1.15	0.0113
63-206	-1.9	-0.037	6.42	0.112	10.5	1.06	0.008
63-209	-1.4	-0.032	6.30	0.11	12.0	1.4	0.0127
63-210	-1.2	-0.035	6.47	0.113	14.5	1.56	0.014
63 ₁ -012	0	0	6.65	0.116	14.0	1.45	0.0134
63 ₁ -212	-2.0	-0.035	6.53	0.114	14.5	1.63	0.0117
63 ₁ -412	-2.8	-0.075	6.70	0.117	15.0	1.77	0.0154
63A 010	0	0.005	6.02	0.105	13.0	1.2	0.0146
63A 210	-1.5	-0.04	5.9	0.103	14.0	1.43	0.014
64-006	0	0	6.25	0.109	9.0	0.8	0.007
64-009	0	0	6.3	0.11	11.0	1.17	0.0126
64-206	-1.0	-0.04	6.3	0.11	12.0	1.03	0.009
64-210	-1.6	-0.04	6.3	0.11	14.0	1.45	0.0118
64 ₁ -412	-2.6	-0.065	6.42	0.112	15.0	1.67	-
64A 010	0	0	6.3	0.11	12.0	1.23	0.011
64A 210	-1.5	-0.04	6.02	0.105	13.0	1.44	0.011
64A 410	-3.0	-0.08	5.73	0.10	15.0	1.61	0.012
64 ₁ A 212	-2.0	-0.04	5.73	0.10	14.0	1.54	0.012
64 ₂ A 215	-2.0	-0.04	5.44	0.095	15.0	1.5	0.016
65-006	0	0	6.02	0.105	12.0	0.92	0.008
65-009	0	0	6.13	0.107	11.0	1.08	0.012
65-206	-1.6	-0.031	6.02	0.105	12.0	1.03	0.009
65-210	-1.6	-0.034	6.19	0.108	13.0	1.4	0.0137

$R_e = 9 \times 10^6$, smooth leading-edge.

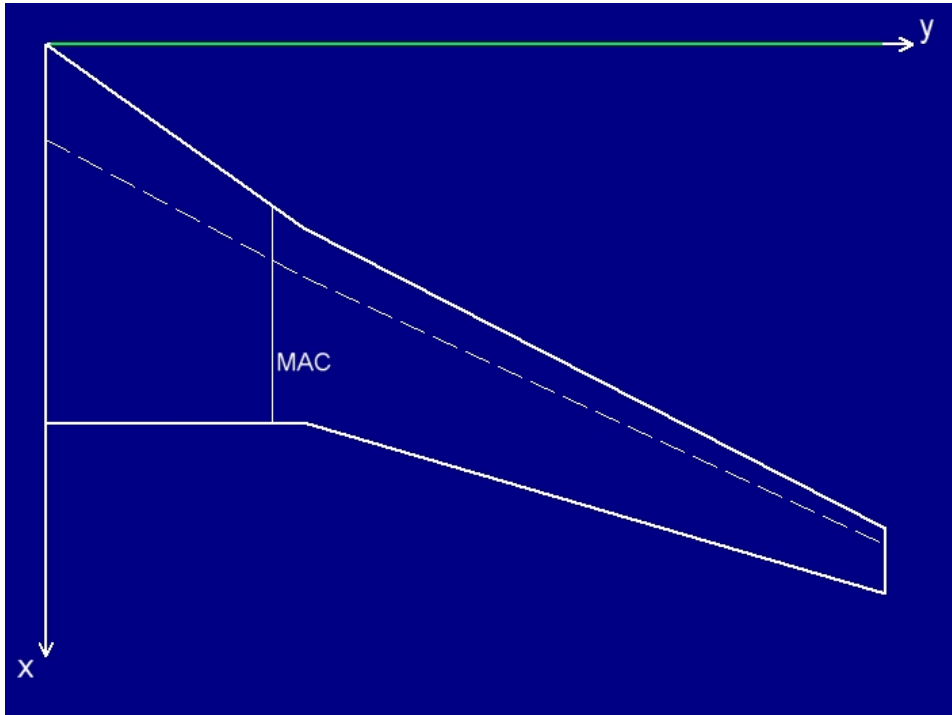
Assegnare caratteristiche aerodinamiche di ogni profilo

Table A6.2 Section aerodynamic properties – advanced aerofoil sections at high subsonic speeds

Aerofoil	C_L	C_{M_0} at cruise	α_1/rad	$C_{L\alpha}/\text{deg}$	$c_{L_{max}}$ (Low speed)	Section Cd at given cruise C_L at M_D	t/c max	M drag rise at given C_L
RAE9515	0.3	-0.106	6.47 (Low Speed)	0.163	1.0	0.013	0.105	0.79
	0.4	-0.106				0.013		0.79
	0.5	-0.11				0.013		0.79
	0.6	-0.12				0.014		0.79
RAE9530	0.3	-0.12	5.84 (Low Speed)	0.102	1.23	—	0.105	0.80
	0.4	-0.12				0.015		0.795
	0.5	-0.13				0.015		0.79
	0.6	-0.5				0.018		0.78
RAE9550	0.3	-0.08	6.88	0.12	1.08		0.122	0.775
	0.4	-0.09						0.77
	0.5	-0.095						0.765
	0.6	-0.01						0.72
RAE5225	0.3	-0.08			— all at $M = 0.735$	0.0107	0.14	—
	0.4	-0.10				0.0107		—
	0.5	-0.1				0.011		—
RAE5230	0.6	-0.1			all at $M = 0.735$	0.0114	0.14	0.735
	0.3	-0.1				0.0112		—
	0.4	-0.1				0.0111		—
RAE5236	0.5	-0.1			all at $M = 0.735$	0.0111	0.14	—
	0.5	-0.1				0.012		0.735
	0.3	-0.076				0.0111		—
	0.4	-0.078				0.0113		—
	0.5	-0.076				0.0116		—
NACA SC(3) -0712(B)	0.6	-0.076				0.0122		0.735*
	0.3	-0.17			all at $M = 0.78$ $R_e = 30 \times 10^6$	0.0122	0.12	—
	0.4	-0.18				0.014		—
	0.5	-0.18				0.018		—
DSMA523	0.6	-0.18				0.021		0.80**
	0.3	—			all at $M = 0.8$ $R_e = 14.5 \times 10^6$	0.012	0.11	—
	0.4	—				0.012		—
	0.5	—				0.013		—
	0.6	—				0.016		0.8

* At $C_L = 0.58$ ** at $C_L = 0.68$.

Corda media aerodinamica

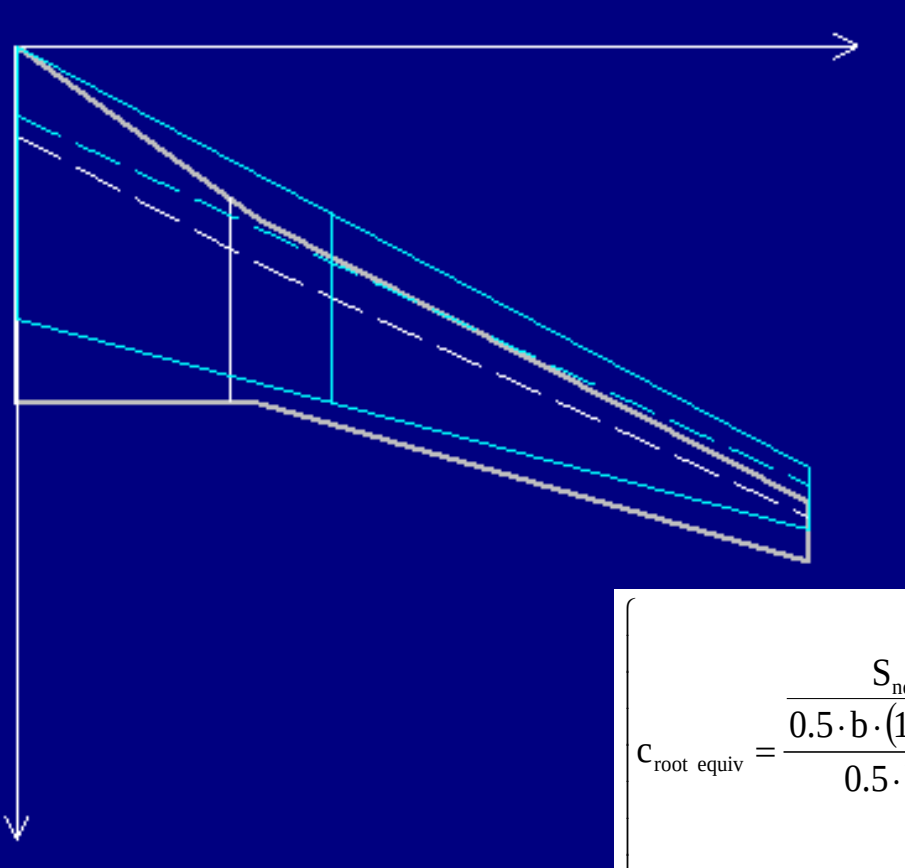


$$MAC = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) \cdot dy$$

$$x_{MAC} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} x_{l.e.}(y) \cdot c(y) \cdot dy$$

$$y_{MAC} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} y \cdot c(y) \cdot dy$$

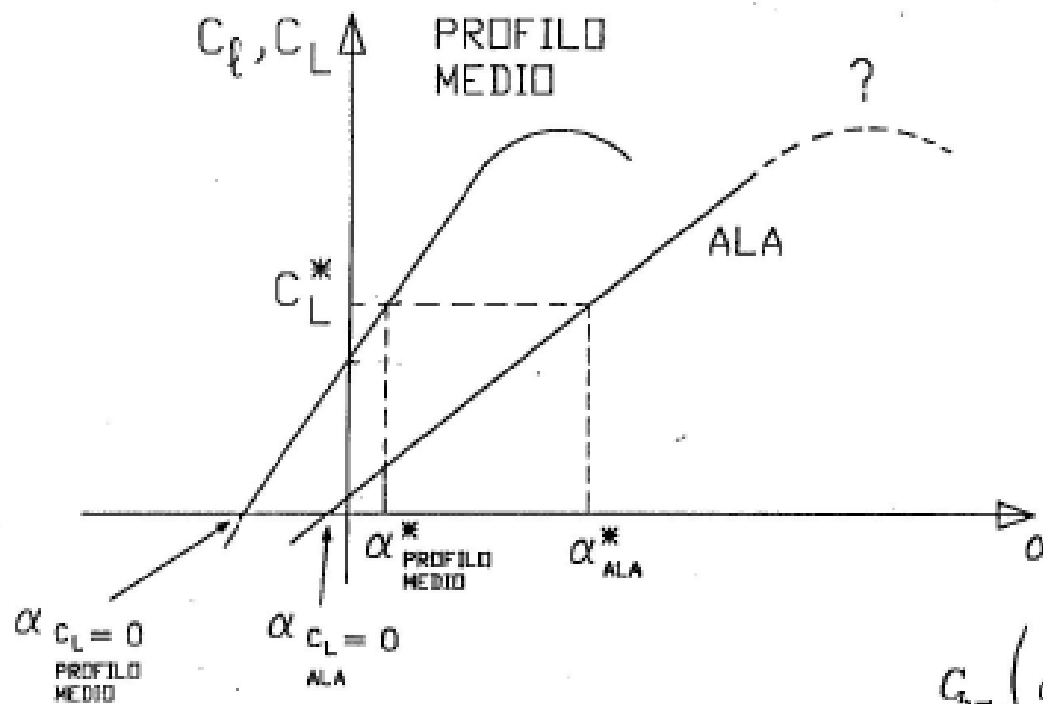
Ala equivalente



- stessa Superficie S
- stessa apertura b
- stessa corda estremità

$$\left\{ \begin{aligned} c_{\text{root equiv}} &= \frac{\frac{S_{\text{net}}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{\text{root}})} - 2 \cdot c_{\text{tip}}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{\text{root}})} \cdot 0.5 \cdot b \cdot \eta_{\text{root}} + \frac{S_{\text{net}}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{\text{root}})} - c_{\text{tip}} \\ S_{\text{net}} &= \sum_{i=1}^{n-1} [0.5 \cdot b \cdot (\eta_{i+1} - \eta_i) \cdot (c_{i+1} - c_i)] \\ \Lambda_{\text{LE equiv}} &= \text{atn} \left[\frac{b(x_{\text{l.e. tip}} - x_{\text{l.e. root}})(1 - \eta_{\text{root}}) - 0.5b \sum_{i=1}^{n-1} (x_{\text{l.e. i}} + x_{\text{l.e. i+1}} - 2 \cdot x_{\text{l.e. root}})(\eta_{i+1} - \eta_i)}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{\text{root}})^2} \right] \end{aligned} \right.$$

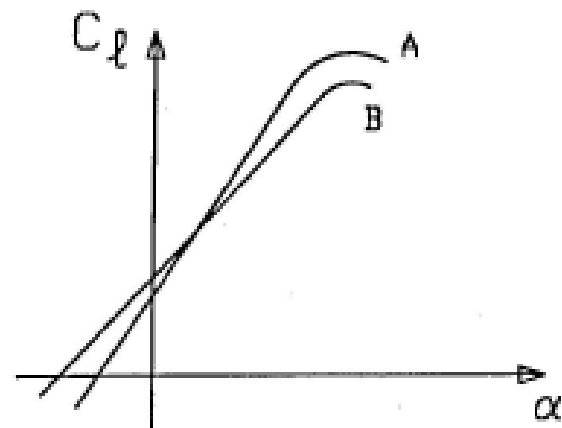
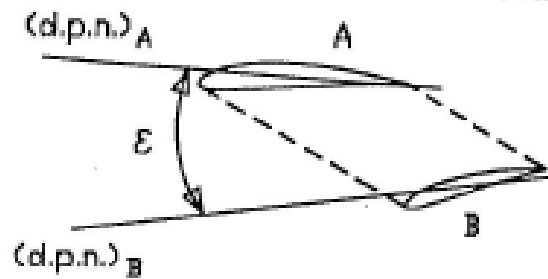
Profilo medio ed ala



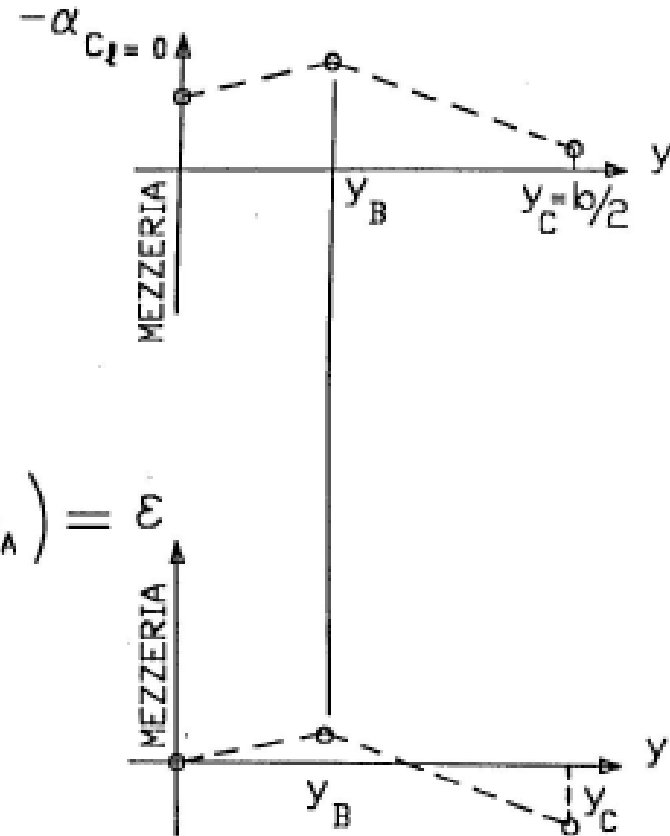
$$C_{L_{ALA}}(\alpha_{ALA}^* - \alpha_{ALA_{C_L=0}}) = C_L^* =$$

Svergolamento aerod. equivalente

ε = SVERGOLAMENTO AERODINAMICO



$$-(\alpha_{C_l=0} - \alpha_{C_l=0_A}) = \sigma$$



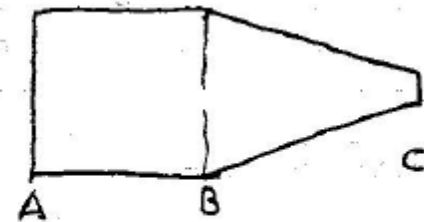
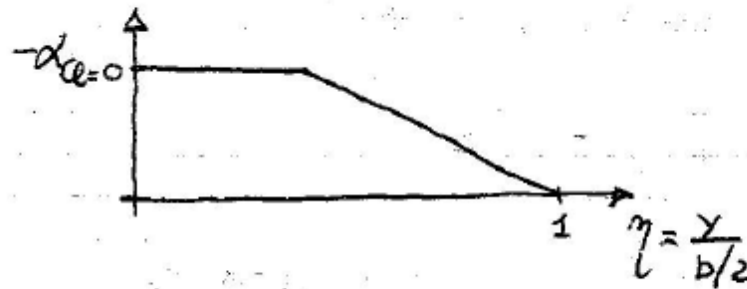
Alfa zero lift ala

$$\alpha_{Cl=0}(\eta) = \alpha_{z.l.}(\eta) - \varepsilon(\eta)$$

$$\varepsilon_a(\eta) = \alpha_{Cl=0}(\eta_{root}) - \alpha_{Cl=0}(\eta)$$

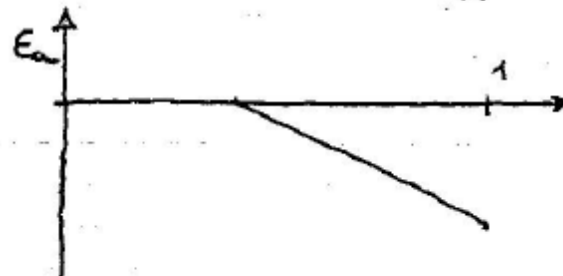
$$\alpha_{a=0} = \alpha_{z.l.} - \varepsilon$$

Es:



Poi

$$\varepsilon_a = -(\alpha_{a=0} - \alpha_{a=0A})$$



Poi si disegna $\varepsilon_a \cdot C \cdot Cl_a$

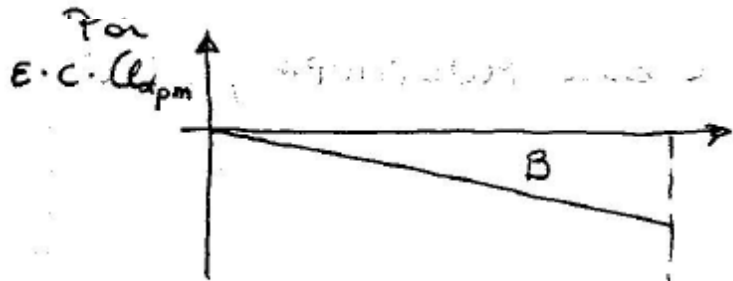
Alfa zero lift ala



$$(E_a \cdot c \cdot C_{l\alpha})_{TIP}$$

$$A = \int_0^{b/2} E_a(y) \cdot c(y) \cdot C_{l\alpha}(y) dy$$

Si valuta l'area A e

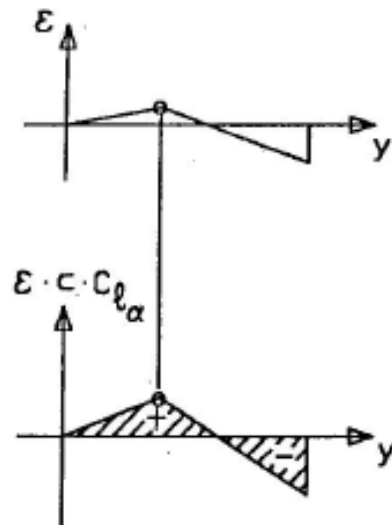


$$2 \cdot \int_0^1 \varepsilon_a(\eta) \cdot c(\eta) \cdot C_{l\alpha}(\eta) \cdot d\eta = \varepsilon_{a.e.} \cdot c(\eta_{tip}) \cdot \bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{2}$$

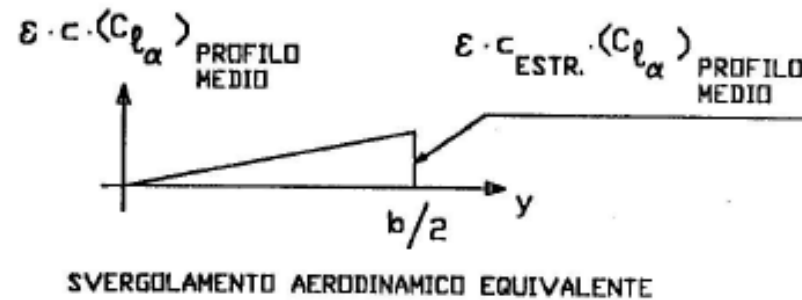
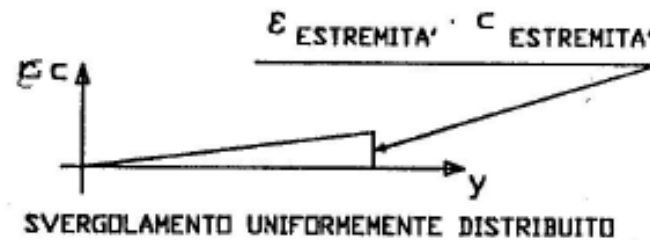
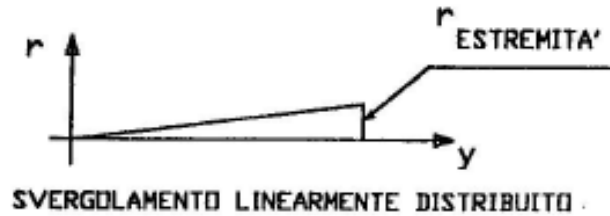
Imponendo $A = B = E \cdot c_{TIP} \cdot C_{l\alpha pm} \cdot \frac{b}{2} = \frac{1}{2}$

$$\varepsilon_{a.e.} = \frac{2 \cdot \int_0^1 \varepsilon_a(\eta) \cdot c(\eta) \cdot C_{l\alpha}(\eta) \cdot d\eta}{c(\eta_{tip}) \cdot \bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{2}}$$

Svergolamento aerodinamico equivalente



Integrale = A

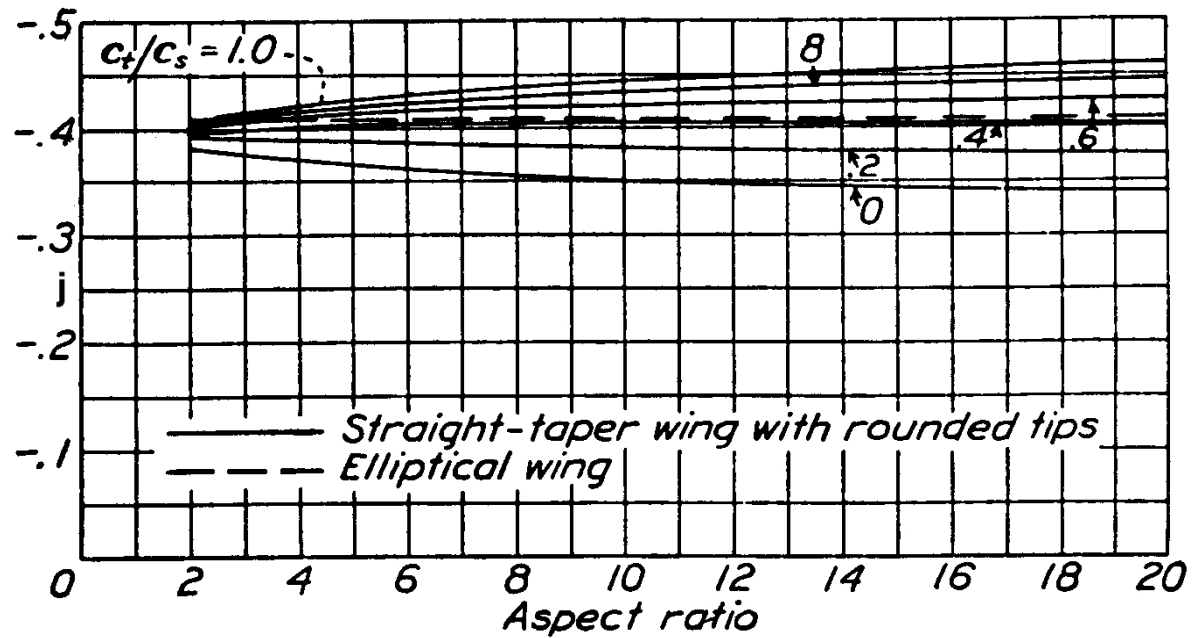


$$A = \varepsilon C_L \left(C_L \right)_{pm} \frac{b}{2} \frac{1}{2}$$

$$\varepsilon = \frac{4 A}{C_L \left(C_L \right)_{pm} b}$$

Alfa zero lift ala

$$\alpha_{Z.L.} = \alpha_{Cl=0}(\eta_{root}) + j \cdot \varepsilon_{a.e.}$$

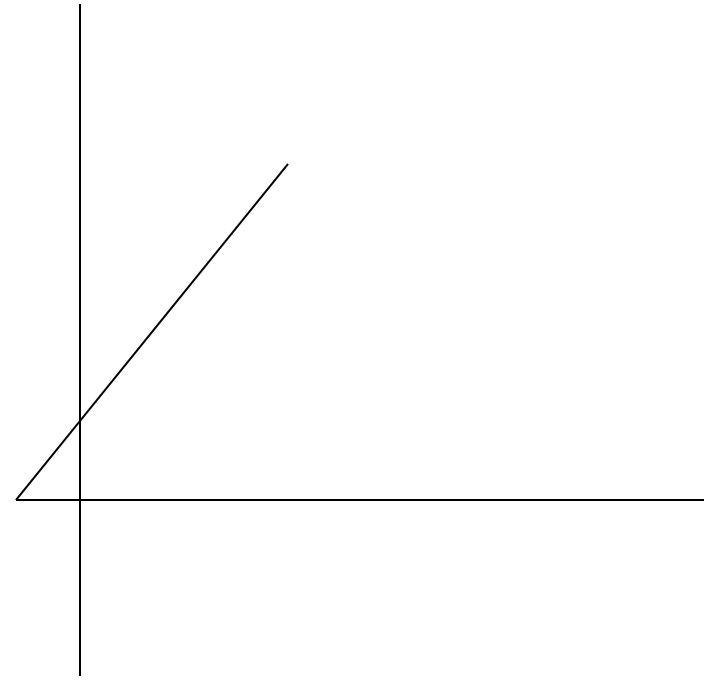


Coeff ang retta portanza

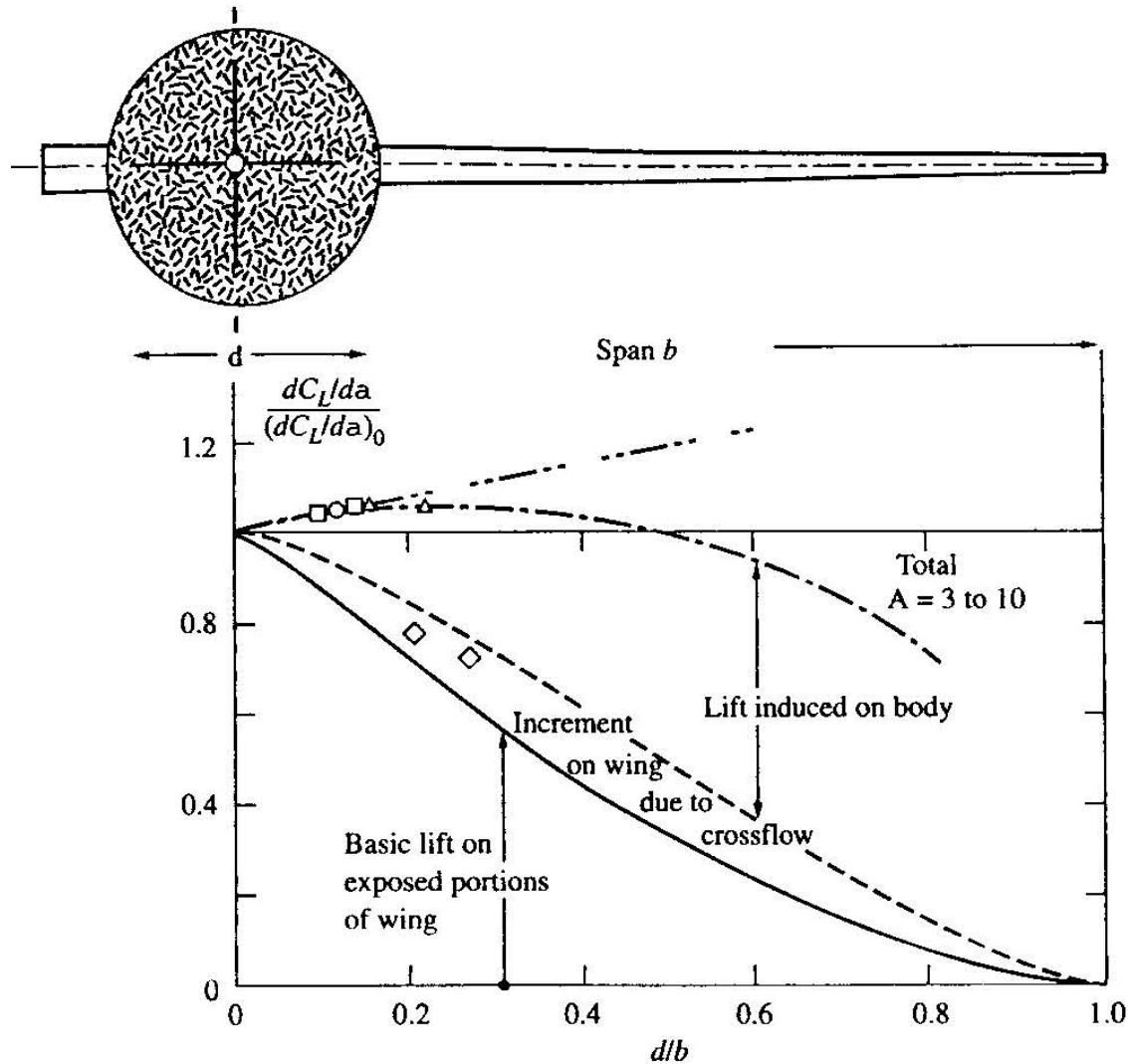
$$C_{L\alpha} = f_a \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{p}}{1 + \left[\frac{57.3 \cdot \bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR \cdot \frac{p}{b}} \right]}$$

$$C_{L\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot AR^2 \cdot (1 - M^2)^2}{\bar{C}_{l\alpha}^2 \cdot (1 - M^2)^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\frac{c}{2}}}{(1 - M^2)^2} \right) + 4}}$$

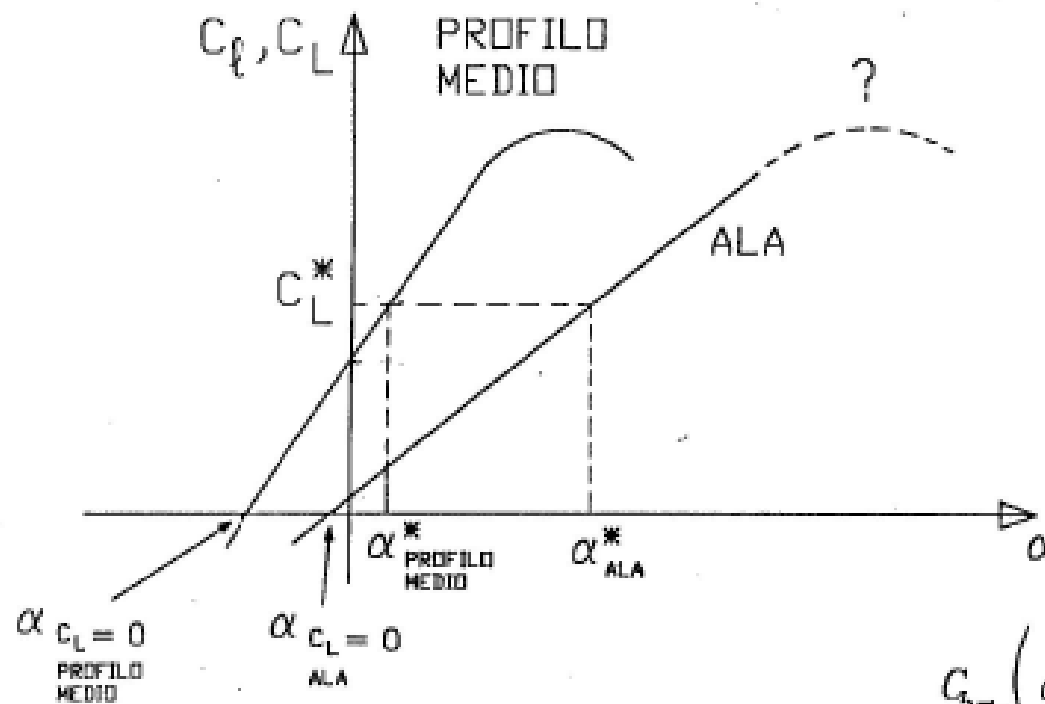
$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\sqrt{1 - M^2 \cdot \cos^2 \Lambda_{\frac{c}{2}} + \left[\frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR}}$$



Coeff ang retta portanza – effetto fusoliera

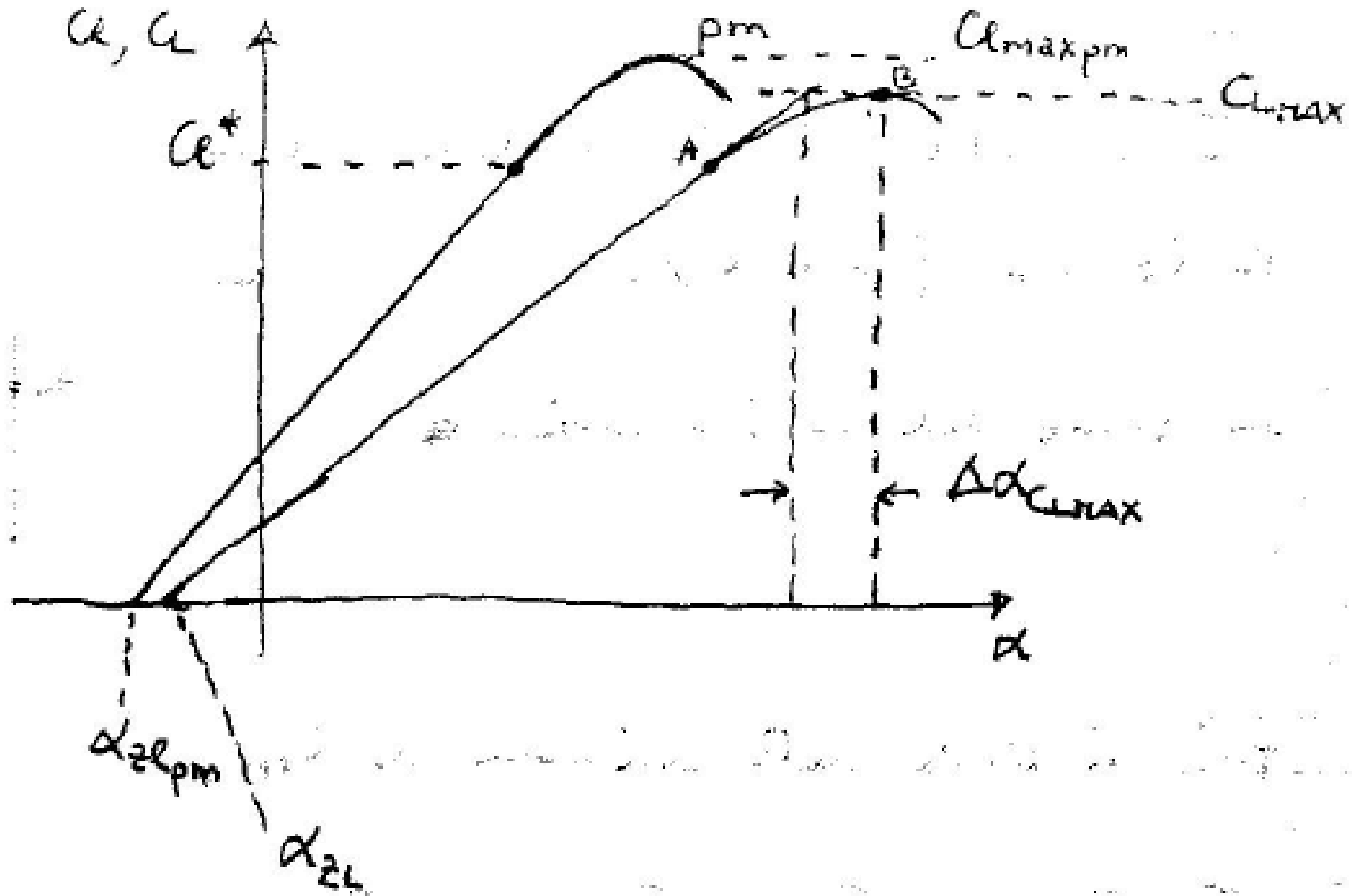


Fine linearità CL*

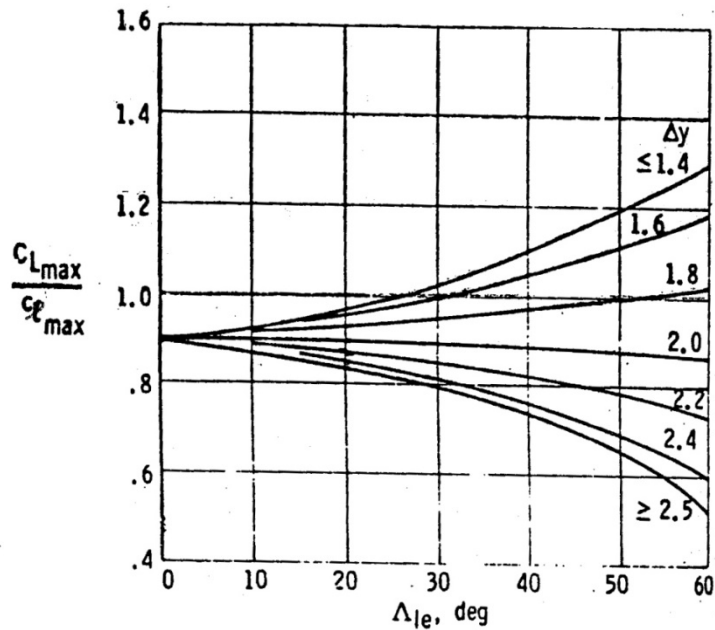
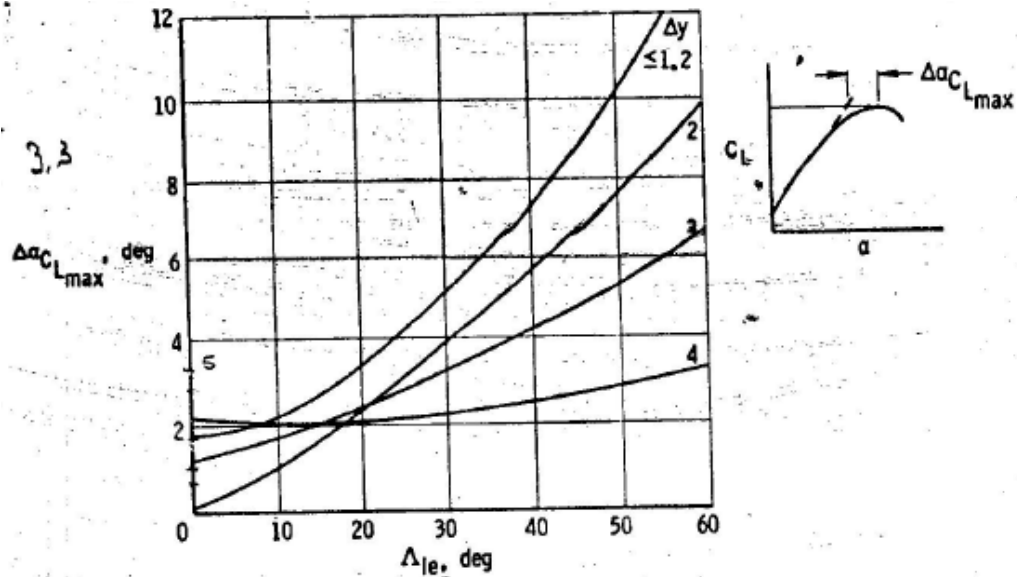


$$C_{L_{ALA}}(\alpha_{ALA}^* - \alpha_{ALA_{C_L=0}}) = C_L^* =$$

CL_MAX



Coeff portanza max



DIMENSIONAMENTO ALA

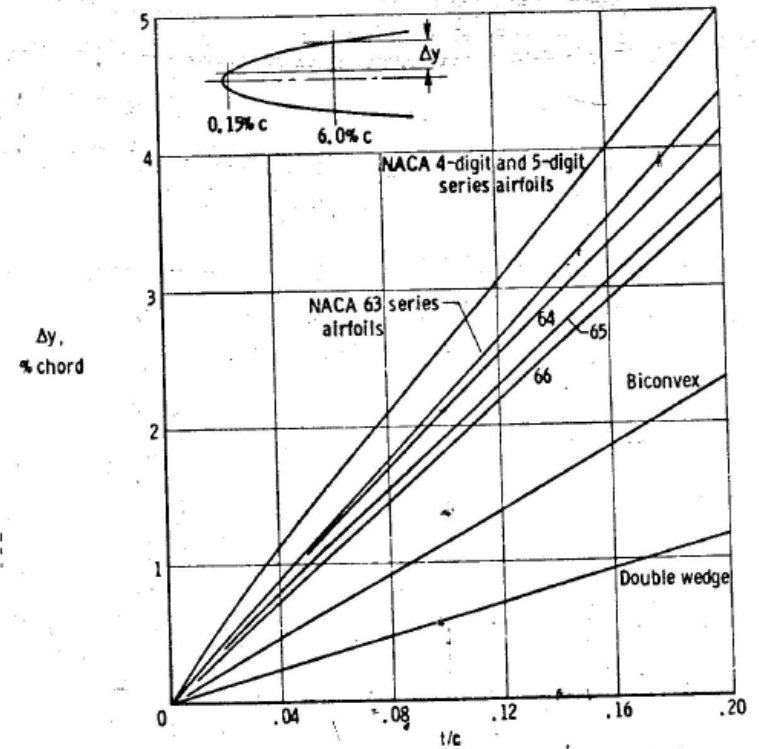
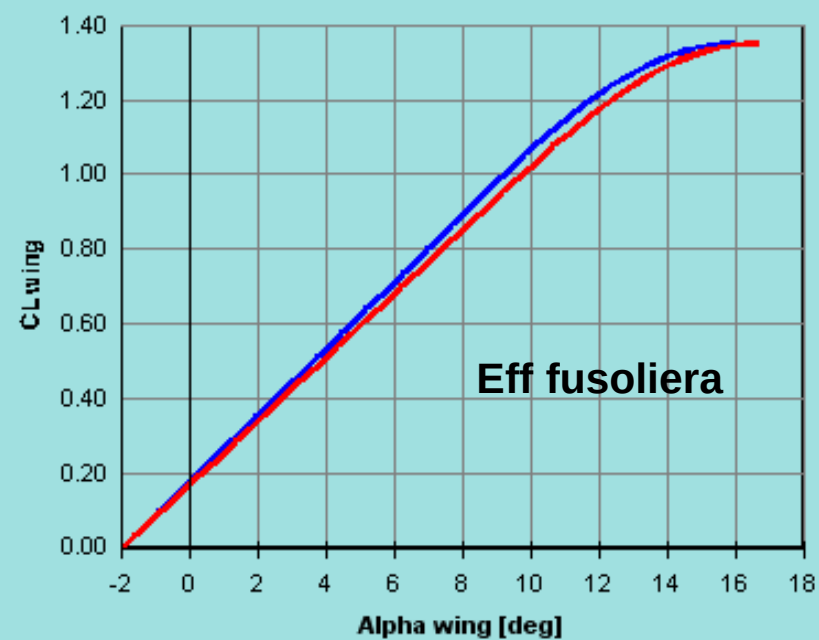
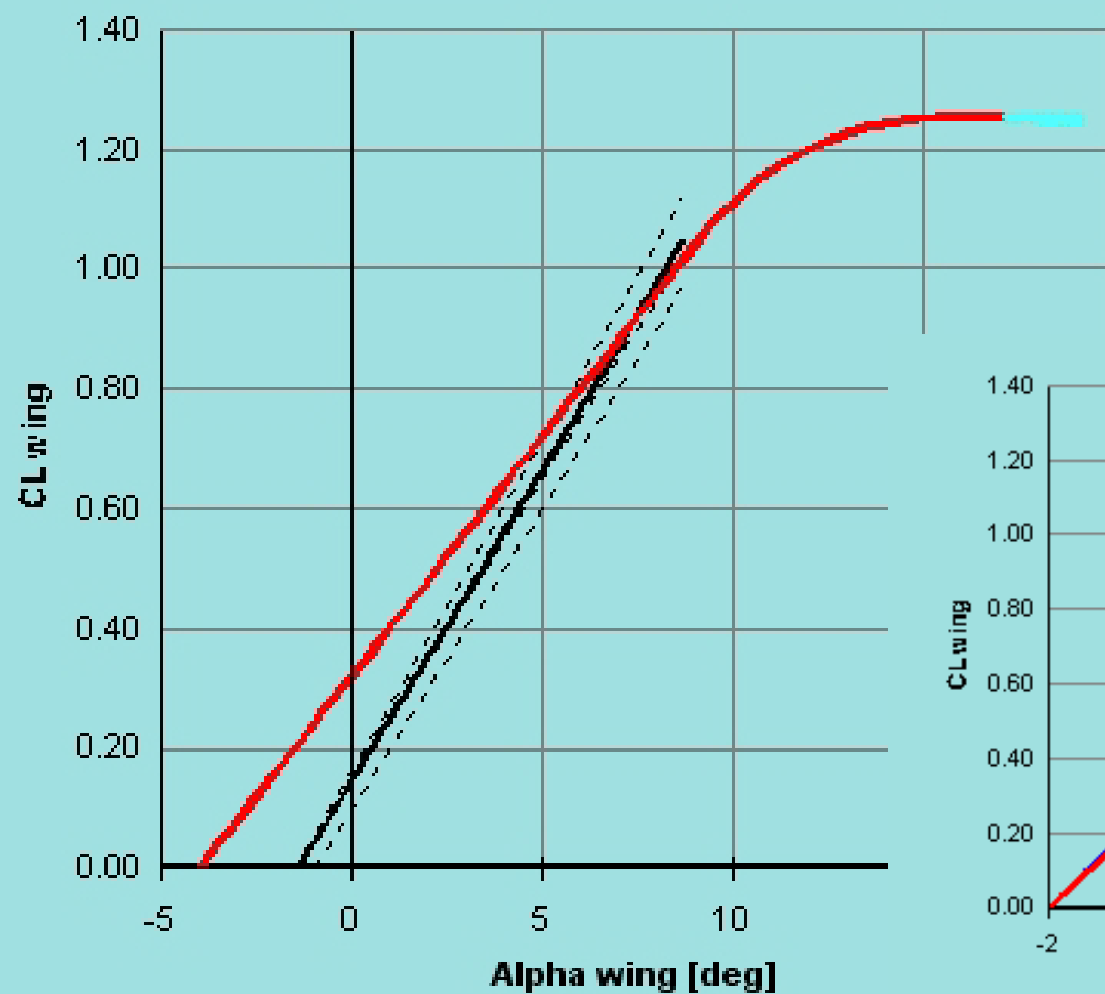


Figure 4.1-2. Variation of leading-edge sharpness parameter with airfoil thickness ratio (ref. 1).

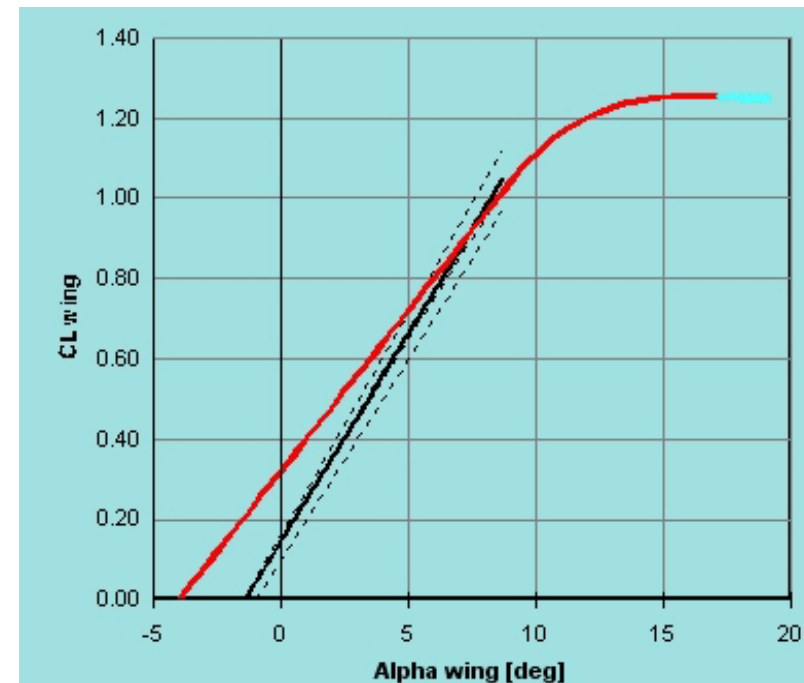
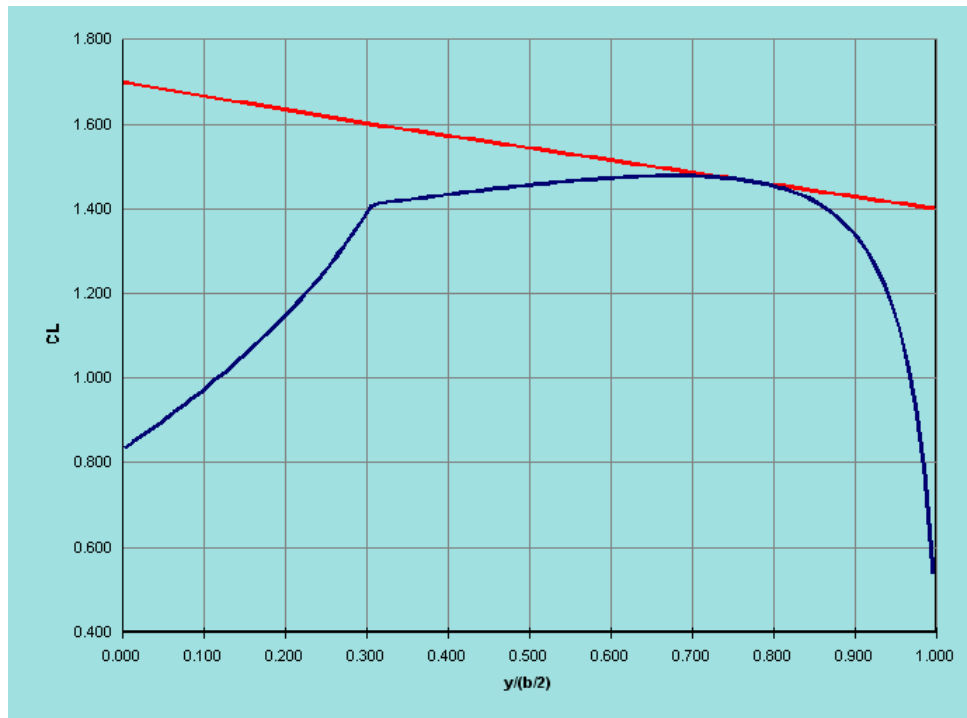
Curva portanza



Eff fusoliera

Curva portanza – valutazione del CL_{max}

Potendo valutare la distribuzione di CL in funzione dell'angolo d'attacco, è possibile valutare il CL_{MAX} dell'ala con il metodo del sentiero di stallo



Calcolo della distribuzione di carico e del coeff. di portanza

- Metodo di Multhopp
- Metodo Vortex lattice o Weissinger per ali a freccia

