

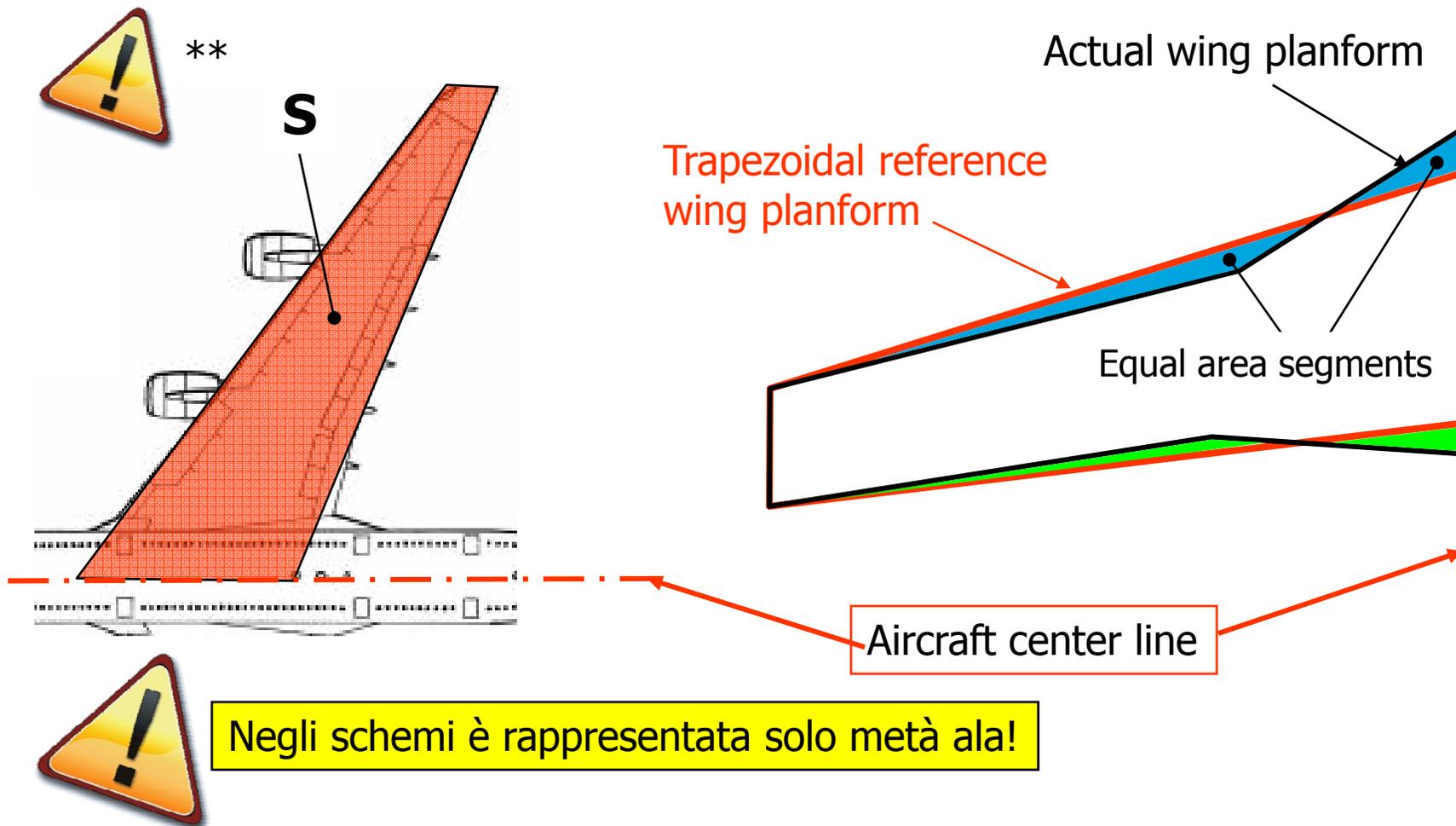
PROGETTO DELL'ALA
Parte II

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)**
 - **Cantilever ratio**
 - **Angolo di freccia (Λ)**
 - **Rapporto di rastremazione (λ)**
 - **Angolo di svergolamento (ϵ)**
 - **Angolo di calettamento (i_w)**
 - **Angolo diedro (Γ)**

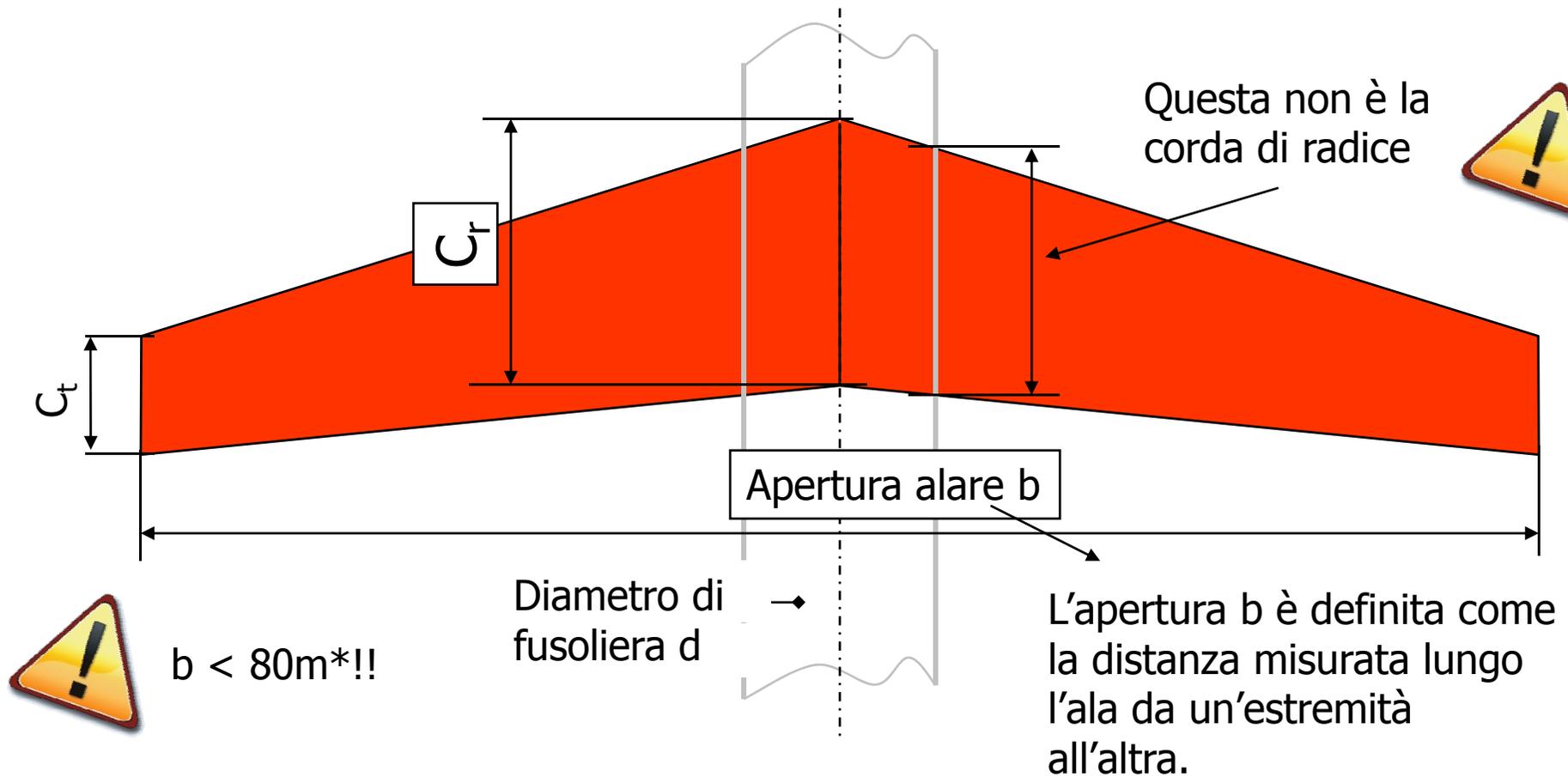
Definizione della superficie di riferimento dell'ala (S)

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**.



Definizione della superficie alare di riferimento (S), dell'apertura alare (b) e delle corde di radice e di estremità

Studi sperimentali su configurazioni ala-fusoliera con diversi valori di b/d hanno dimostrato che la fusoliera fornisce un contributo alla portanza uguale al contributo perso dalla parte centrale dell'ala mascherato dalla fusoliera.



Definizione dell'allungamento (A) e del rapporto di rastremazione (λ). Relazioni tra S, b, A e λ

$$A = \frac{b^2}{S} \quad \text{Allungamento alare, una misura della snellezza dell'ala}$$

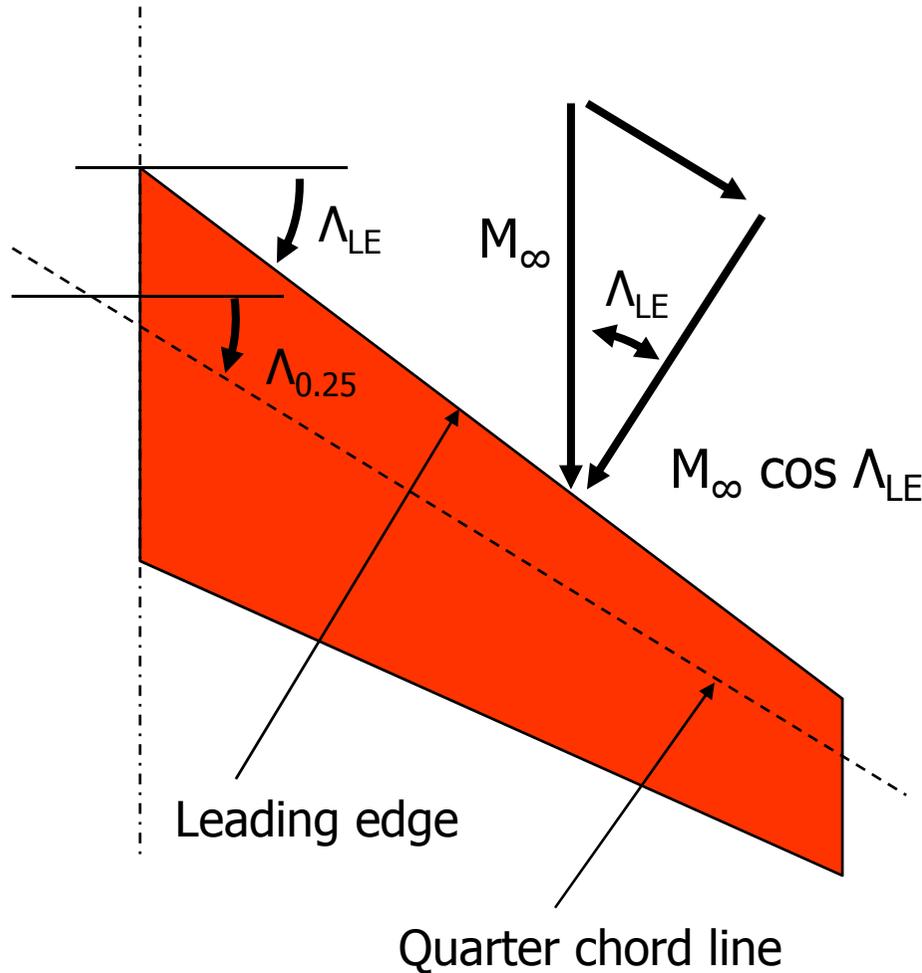
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad \text{Rapporto di rastremazione.}$$

($\lambda = 1$ per ala rettangolare; $\lambda = 0$ per ala triangolare)

$$S = 2 \left\{ \frac{1}{2} \left[\frac{b}{2} (c_r + c_t) \right] \right\} \quad \text{Area di riferimento trapezoidale}$$

$$A = \frac{2b}{c_r(1 + \lambda)}$$

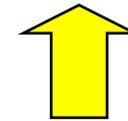
Definizione dell'angolo di freccia (Λ)



Relazioni geometriche per valutare l'angolo di freccia rispetto a diversi assi di riferimento:

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

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



N.B. Per valori della rastremazione diversi da zero non si possono avere angoli di freccia nulli per il bordo di attacco e per la linea a $c/4$ contemporaneamente.



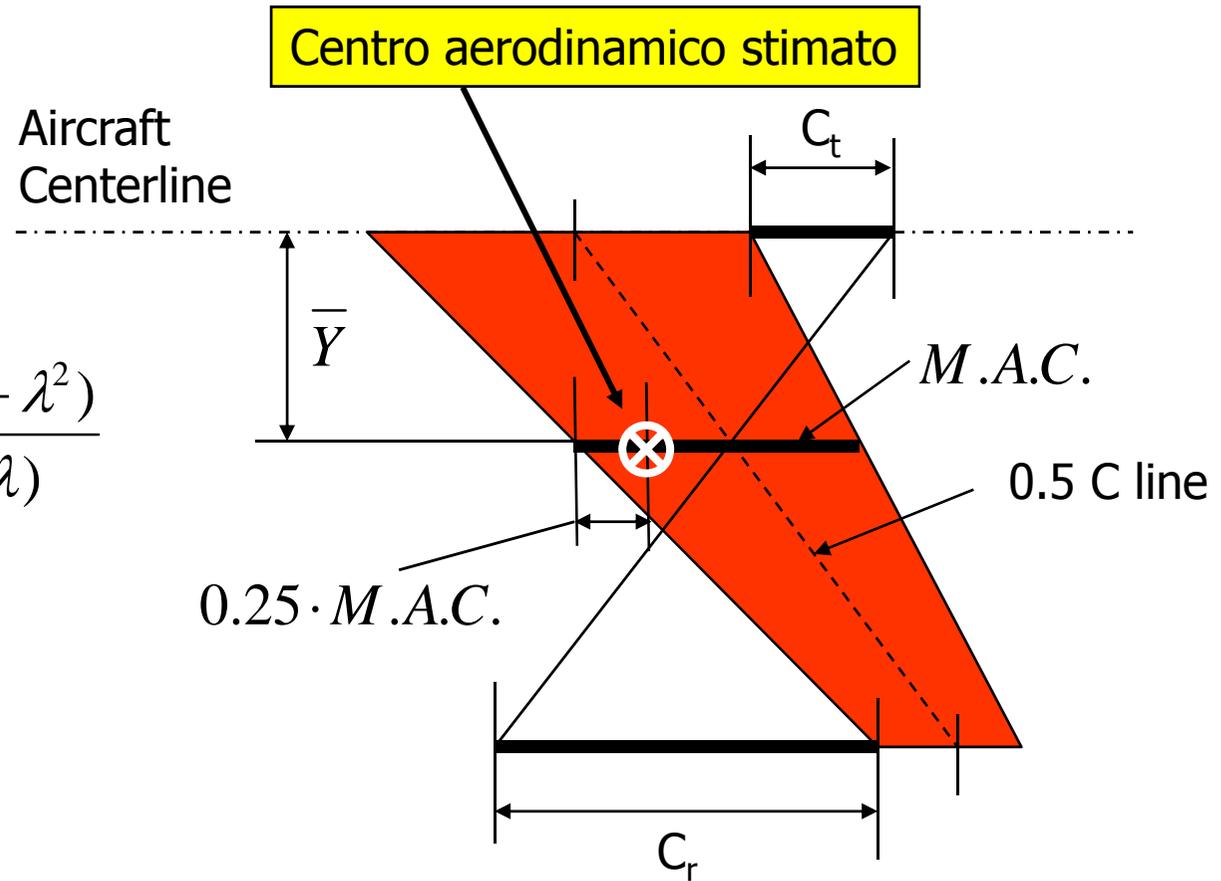
Definizione della corda media aerodinamica (M.A.C.)

$$M.A.C. = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$$

$$M.A.C. = \bar{C} = \frac{2C_r}{3} \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)}$$

$$\bar{Y} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$



Determinazione grafica della MAC

Dal 2D al 3D*. Il progetto dell'ala finita

Scelta ed impatto dei principali parametri di progetto dell'ala

QUIZ

E' assegnato un profilo che, quando lavora ad angoli di attacco uguali ad YY , fornisce un coefficiente di portanza uguale a XX .

Si costruisce un'ala finita usando questo profilo.

L'ala, quando lavora ad un'angolo di attacco uguale a YY , fornisce un coefficiente uguale XX

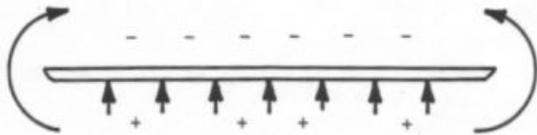
Si, è vero

No, è falso

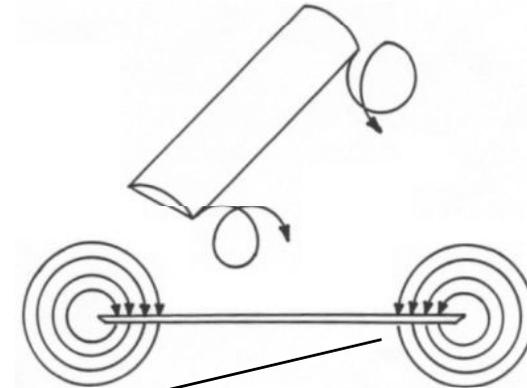
Possibly

Effetto della finitezza dell'ala sulla generazione della portanza

All'estremità dell'ala l'aria dal ventre (a pressione maggiore) tende a passare sul dorso dove la pressione è molto minore.



Questo fenomeno localmente riduce la portanza



In aggiunta, si generano **i vortici di estremità**, che si propagano a valle e localmente alterano la velocità del flusso. Si genera una componente di velocità **w** di **downwash** che influenza il campo aerodinamico attorno all'ala.

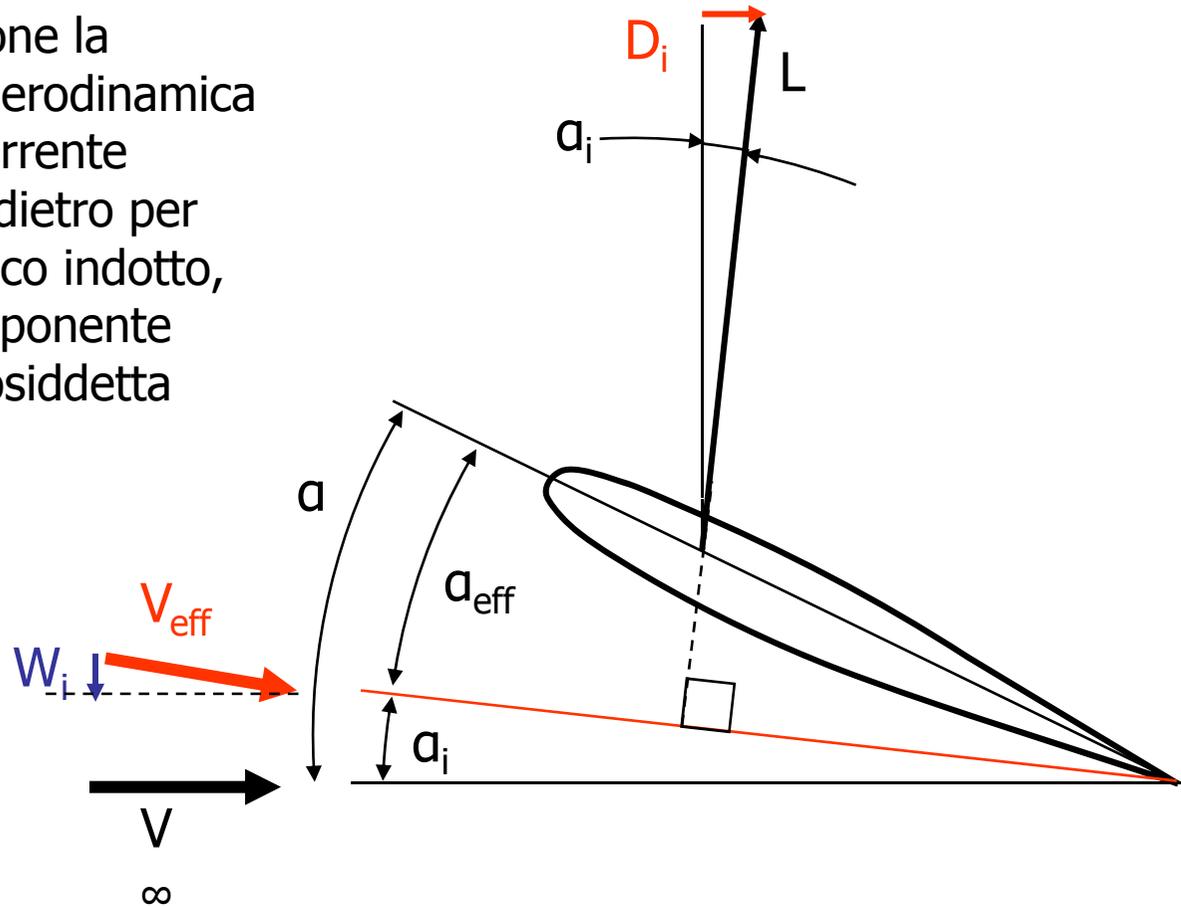


Il doppio effetto della generazione del vortice di estremità

1. L'angolo di attacco effettivo è ridotto dalla componente di velocità di downwash \mathbf{w} , quindi per lo stesso angolo di attacco geometrico α , l'angolo di attacco effettivo è uguale a $\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i$. Quindi viene generata meno portanza.
2. La portanza (per definizione la componente della forza aerodinamica risultante normale alla corrente asintotica) si inclina all'indietro per effetto dell'angolo d'attacco indotto, quindi si genera una componente resistente. Questa è la cosiddetta resistenza indotta.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e A}$$

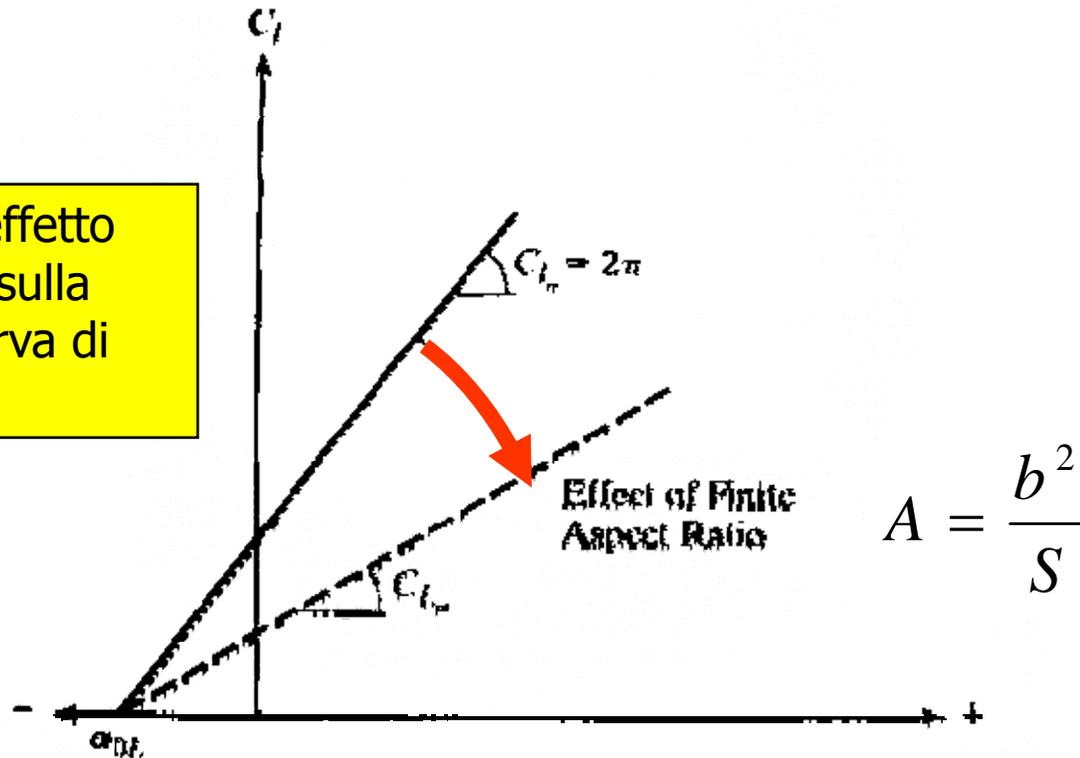


Effetto dell'allungamento alare (A) sulla generazione della portanza

Il valore dell'allungamento alare determina come gli effetti 3D causano lo scostamento dalle condizioni di flusso bidimensionale.

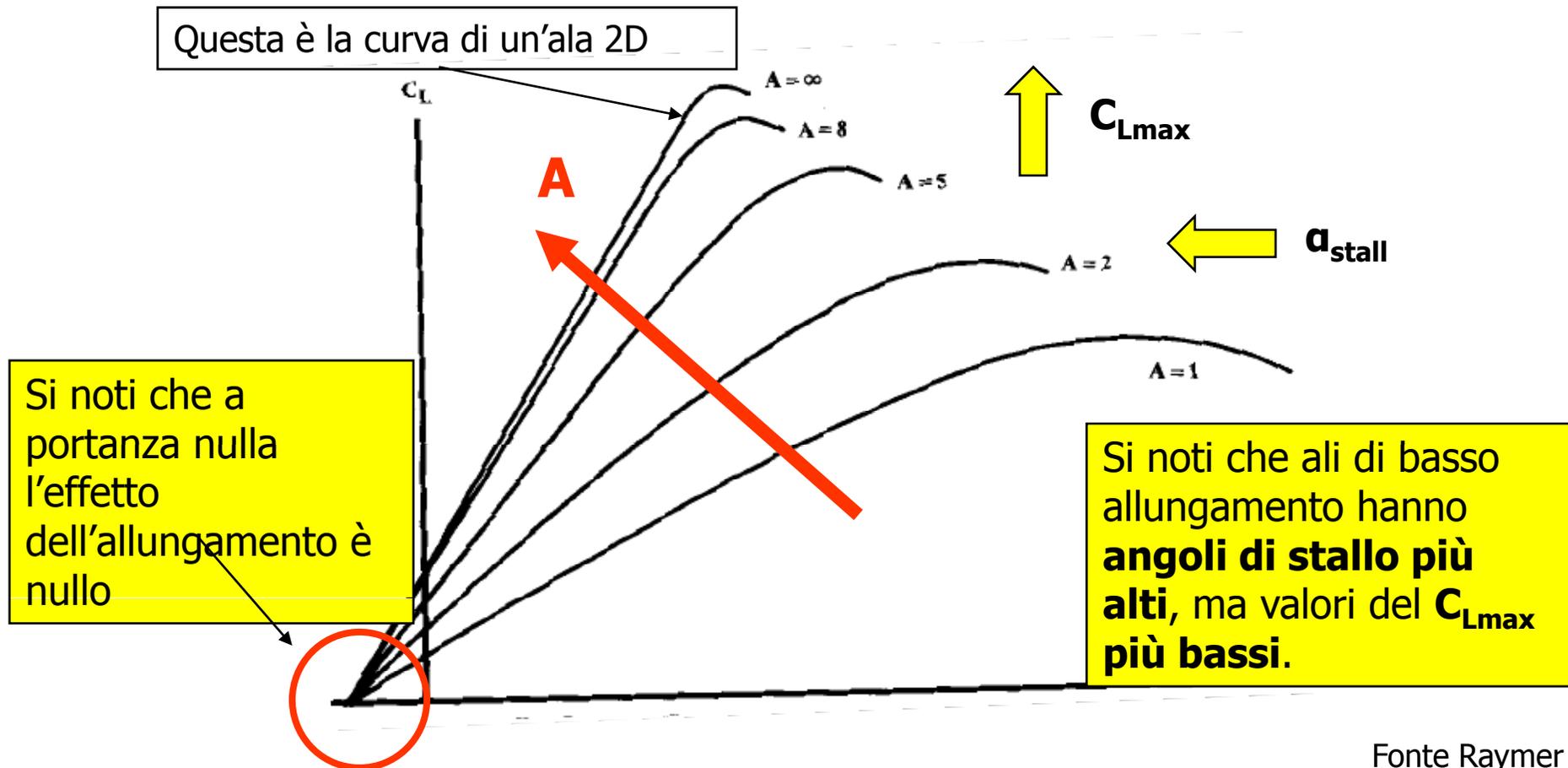
Maggiore è l'allungamento, tanto più l'ala si comporta come un'ala infinita, esibendo quindi caratteristiche relative ad un flusso bidimensionale.

Si può calcolare l'effetto dell'allungamento sulla pendenza della curva di portanza.



Effetto dell'allungamento alare (A) sulla generazione della portanza

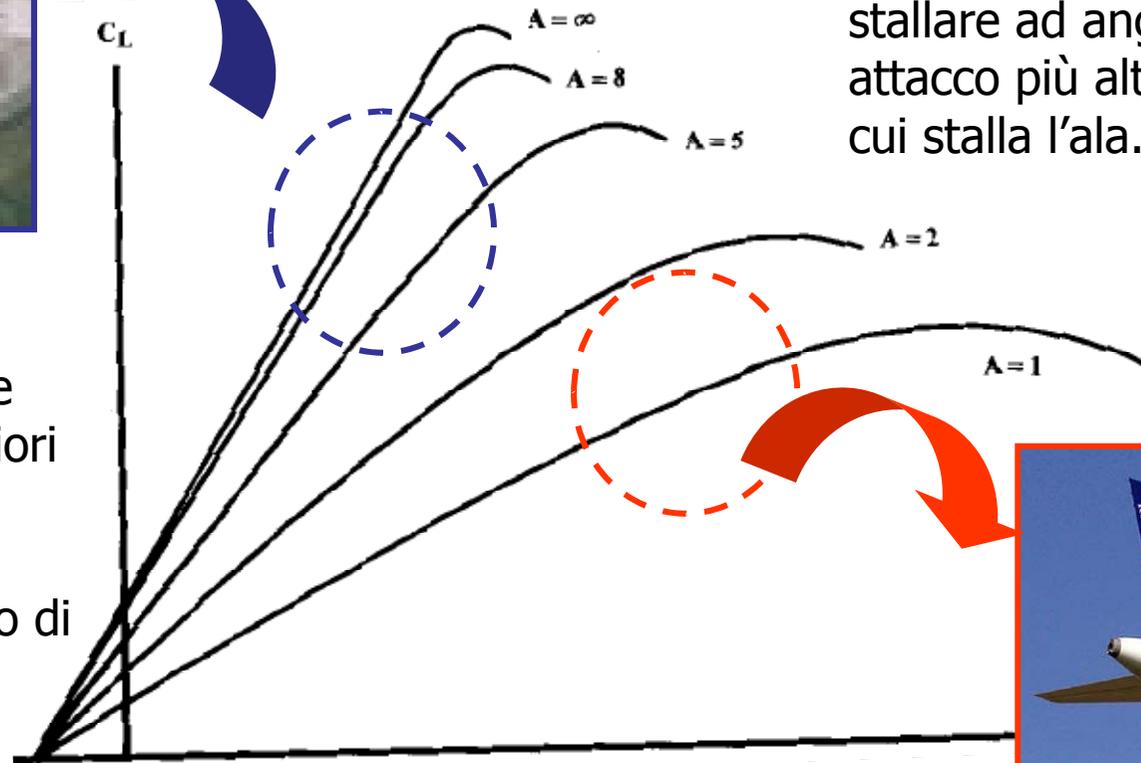
Maggiore è l'allungamento alare (maggiore è b per una data S), minore è la parte dell'ala interessata a fenomeni 3D, quindi l'ala si comporta in modo più simile al caso 2D (ala infinitamente lunga)



Effetto dell'allungamento alare (A) sulle caratteristiche di stallo



Le alette **Canards** hanno normalmente allungamenti maggiori dell'ala per stallare prima e forzare la riduzione dell'angolo di attacco dell'ala.



I piani di coda hanno normalmente allungamenti più bassi dell'ala per stallare ad angoli di attacco più alti di quelli a cui stalla l'ala.



Effetto dell'allungamento alare (A) sulla resistenza indotta

A è la migliore soluzione contro la componente di resistenza indotta!

Dal punto di vista unidisciplinare dell'aerodinamica, maggiore è l'allungamento migliore è la situazione.

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



Specialmente quando il velivolo deve essere progettato per operare per la maggior parte della missione ad alti valori del coefficiente di portanza, il solo modo di ottenere prestazioni ragionevoli di autonomia di durata e di distanza è di usare il più alto allungamento possibile per ridurre la resistenza indotta.

Effetto dell'allungamento alare (A) sulla resistenza indotta

Un altro modo di ridurre la resistenza indotta è di far uso delle **winglet o delle piastre di estremità (endplates)**. Ciò ha lo stesso effetto di incrementare l'allungamento dell'ala. Quindi possiamo definire un **allungamento effettivo (A_{eff})**.

Una winglet progettata opportunamente, per esempio, può condurre ad un valore dell'allungamento effettivo del 20% maggiore dell'ala senza winglet.



In caso di winglet:

$$A_{eff} \cong 1.2A$$

In caso di endplates:

$$A_{eff} = A\left(1 + 1.9 \frac{h}{b}\right)$$

Dove h è l'altezza della endplate



Valori tipici dell'allungamento



Alcuni valori tipici dell'allungamento per diverse categorie di velivoli (in base a statistiche tratte da Raymer).

<u>Propeller aircraft</u>	aspect ratio	
Homebuilt	6.0	
General aviation—single engine	7.6	
General aviation—twin engine	7.8	
Agricultural aircraft	7.5	
Twin turboprop	9.2	
Flying boat	8.0	
	aspect Ratio = aM_{\max}^C	
<u>Jet aircraft</u>	<i>a</i>	<i>C</i>
Jet trainer	4.737	-0.979
Jet fighter (dogfighter)	5.416	-0.622
Jet fighter (other)	4.110	-0.622
Military cargo/bomber	5.570	-1.075
Jet transport	7.50	0

Scelta dell'allungamento e considerazioni strutturali

Per una data spinta, un alto allungamento è favorevole per **migliorare le caratteristiche di salita** del velivolo (in particolare in condizioni di un motore in avaria). Tale condizione in genere determina il margine inferiore per A.

A causa dei benefici effetti dell'allungamento sulla resistenza indotta, dovrebbe essere scelto il più alto valore possibile di A (quindi di b, dato S) entro i limiti in cui ciò è possibile e conveniente in relazione al progetto della **struttura alare**.

Il rapporto di sbalzo dell'ala (*cantilever ratio*, cioè il rapporto tra la semiapertura e il massimo spessore alla radice) deve cadere in un intervallo di valori accettabili

$$cantilever_ratio = \frac{b/2}{t_r \cos \Lambda_{.50c}}$$



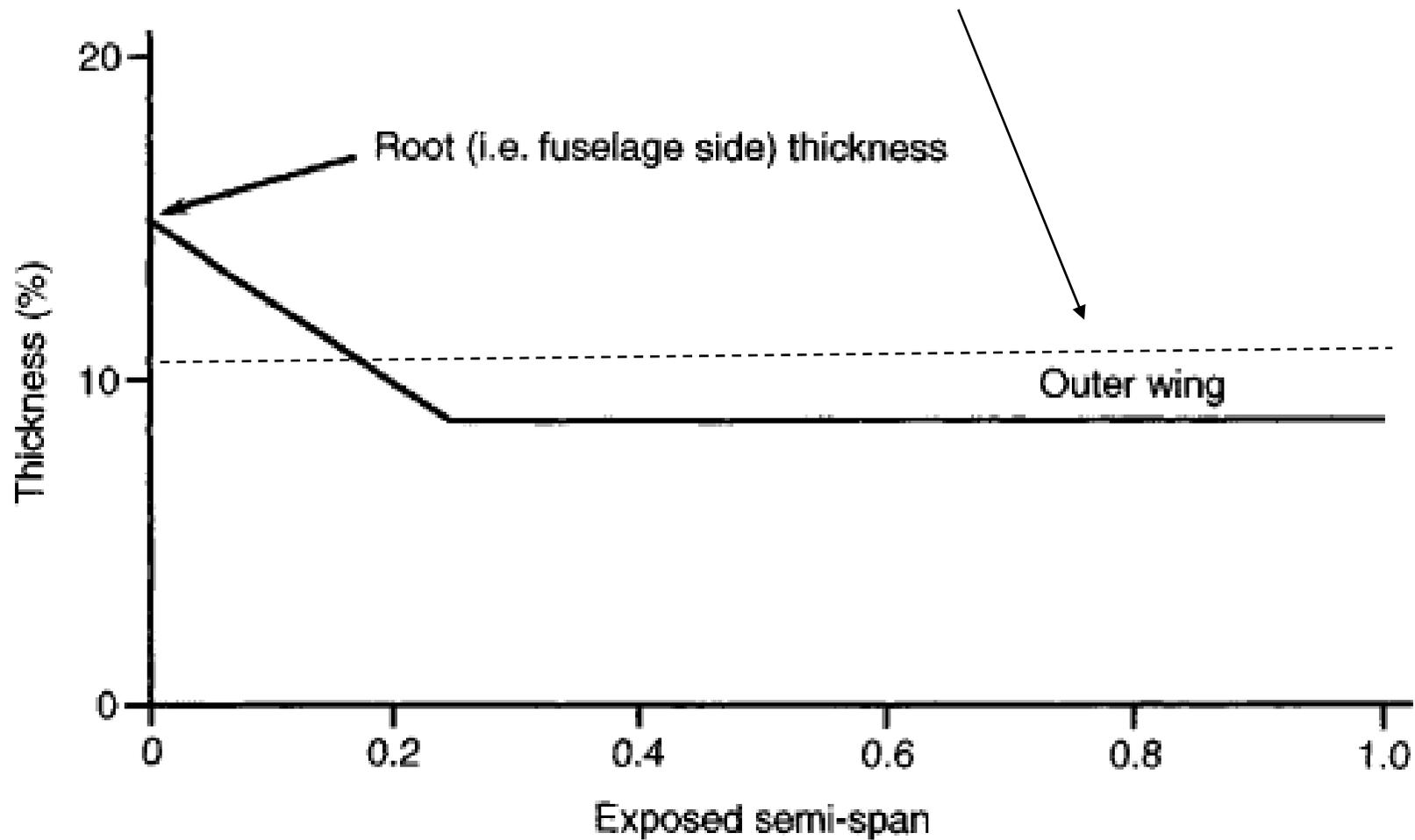
Questa non è una regola di progetto, ma solo un semplice controllo.

Per velivoli di varie categorie di peso il cantilever ratio ha valori tipici compresi tra **18 e 22**.

Valori superiori a 25 sono rari e normalmente associati a velivoli con ali controventate.

Spessore %

Valore t/c medio: tipico circa 10 %



$$(\text{average thickness ratio}) = \frac{(3 \times \text{outer wing value}) + \text{root wing value}}{4}$$

Effetti dell'angolo di freccia (Λ)

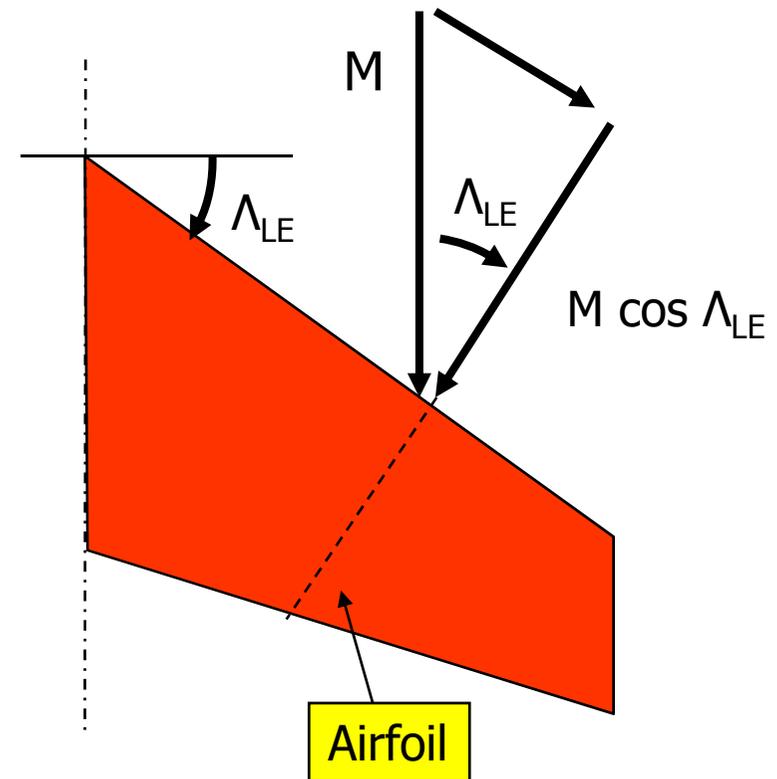
Come discusso in precedenza, **l'angolo di freccia è usata principalmente per aumentare il numero di Mach critico** dei vari profili e quindi posticipare l'incremento della resistenza in condizioni transoniche. La velocità del flusso che interessa le varie sezioni è ridotta di un fattore **$\cos \Lambda_{LE}$** .

PRO:

- Velocità maggiori possono essere raggiunte grazie al maggior valore del numero di Mach critico.

$$M_{cr_swept} = M_{cr_unswept} / \cos \Lambda_{LE}^*$$

- Possono essere usati, per un dato Mach, profili più spessi (strutture più leggere, maggiore capacità di imbarcare combustibile)
- L'ala risulta aeroelasticamente stabilizzata e tollerante alle raffiche (N.B. per valori positivi della freccia).



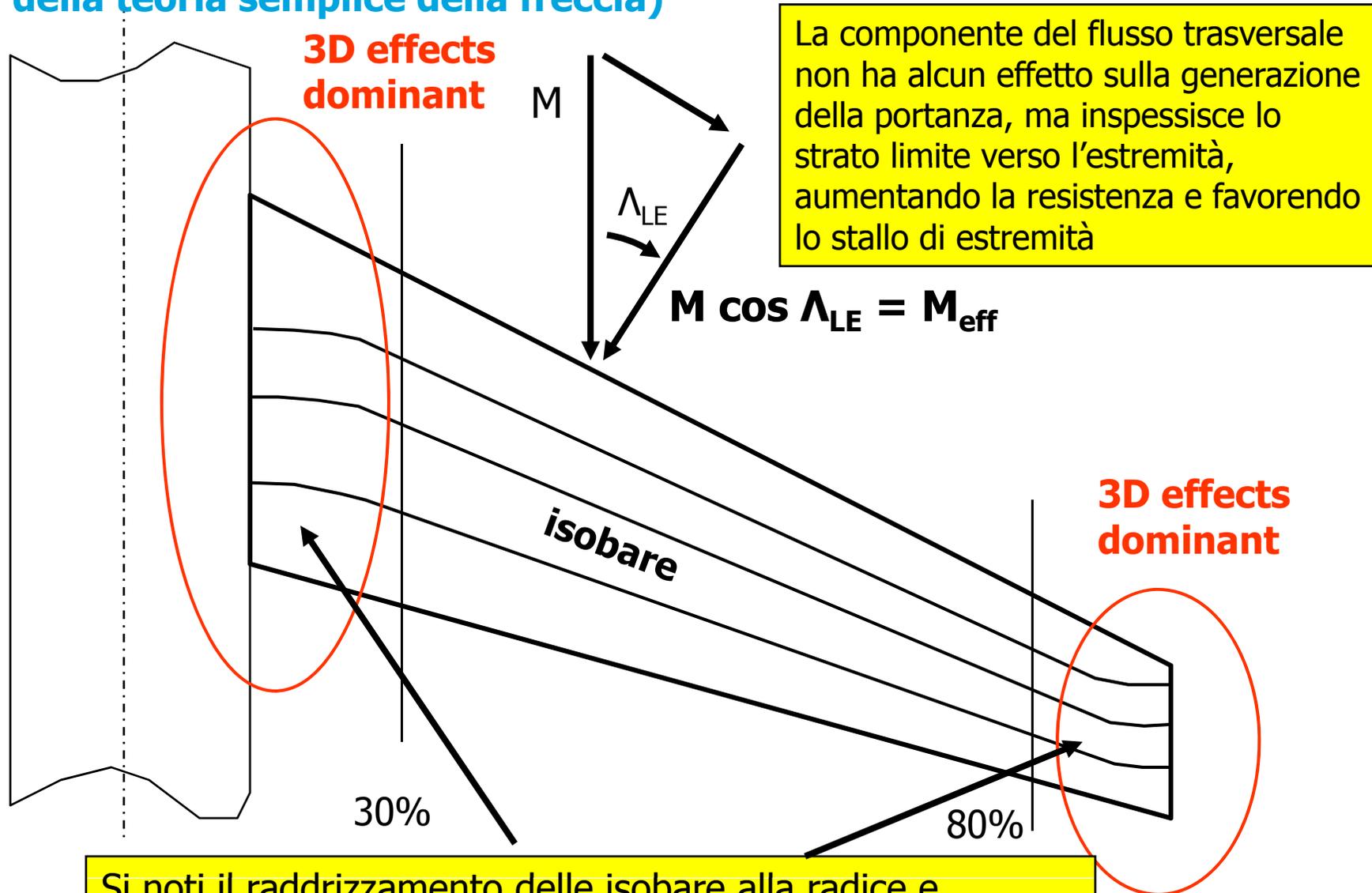
Effetti collaterali dell'angolo di freccia (Λ)

- Ridotta capacità di sviluppare portanza. Per ogni sezione normale al bordo d'attacco si ha:

$$C_{l_swept} = C_{l_unswept} \cos \Lambda_{LE}^2 *$$

- A causa dell'incremento di carico all'estremità le sezioni esterne lavorano a C_l maggiori, quindi il valore locale di M_{cr} diminuisce
- L'incremento di carico alle estremità e l'ispessimento dello strato limite (a causa del flusso trasversale) accrescono il fenomeno dello stallo di estremità
- L'incremento del carico di estremità richiede l'uso di valori minori del rapporto di rastremazione allo scopo di ottenere una distribuzione di carico quasi ellittica. Ma corde minori all'estremità anticipano ulteriormente lo stallo di estremità.
- Per una data apertura alare la struttura dell'ala è più lunga e pesante anche a causa del maggior carico di estremità. Il peso dell'ala $W_{wing} = f (\tan \Lambda_{LE})^2$
- Angoli di freccia elevati rendono difficile alloggiare i carrelli e riducono l'efficacia dei dispositivi di ipersostentazione.

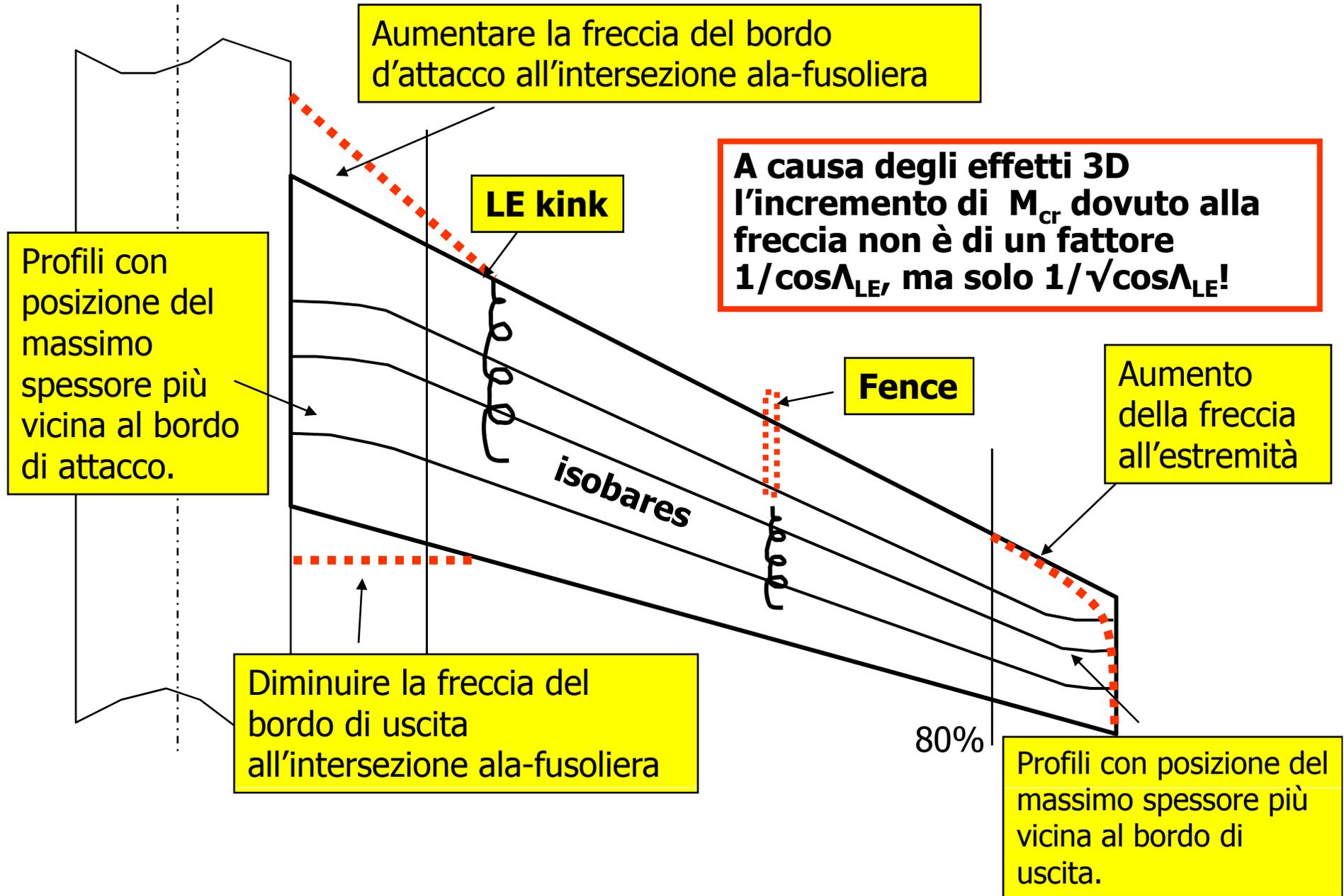
Effetti della tridimensionalità del flusso sull'ala a freccia (limitazioni della teoria semplice della freccia)



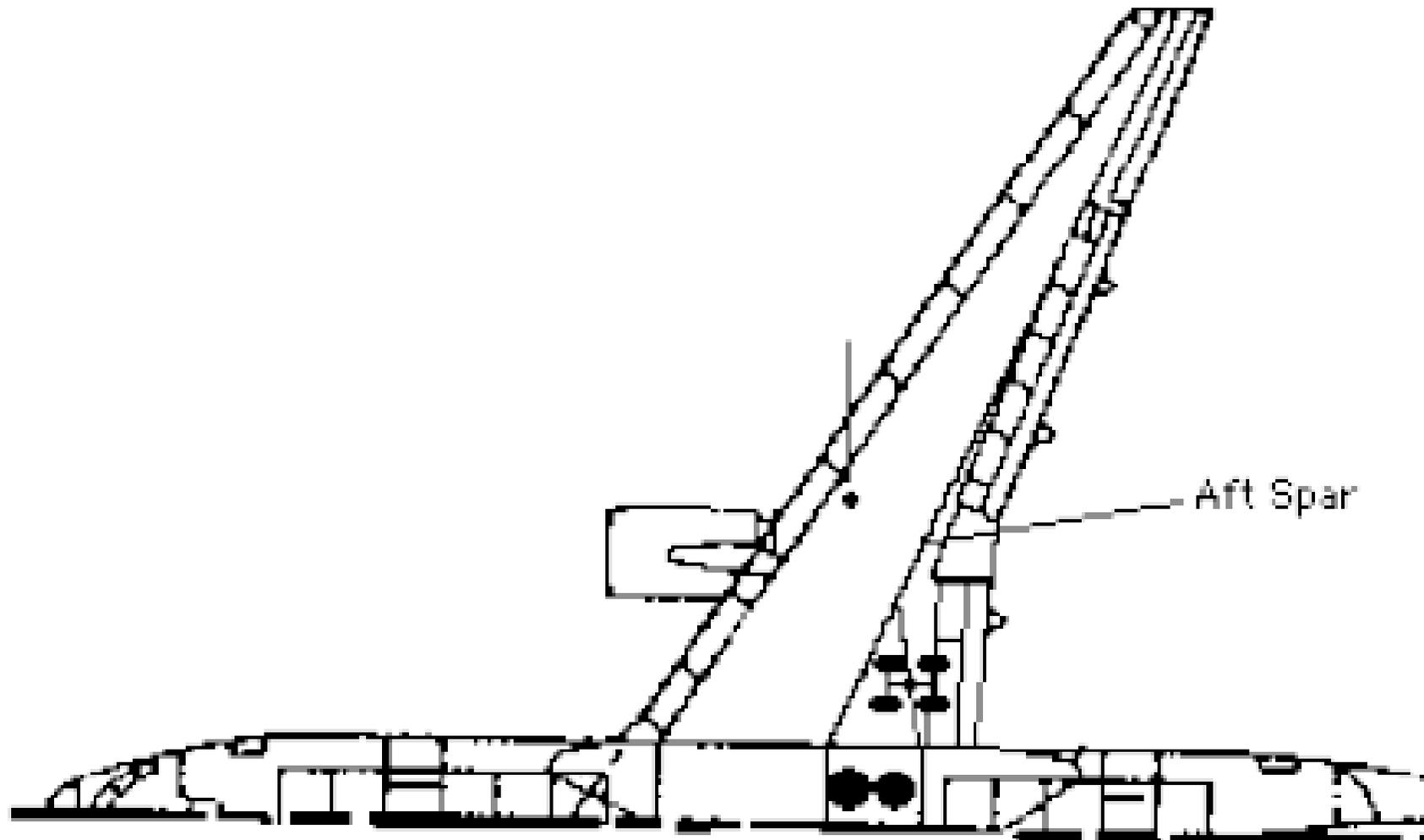
La componente del flusso trasversale non ha alcun effetto sulla generazione della portanza, ma inspessisce lo strato limite verso l'estremità, aumentando la resistenza e favorendo lo stallo di estremità

Si noti il raddrizzamento delle isobare alla radice e all'estremità. L'effetto della freccia è localmente ridotto.

Soluzioni correttive per contrastare gli effetti 3D sull'ala a freccia



Soluzioni correttive per contrastare gli effetti 3D sull'ala a freccia



Combinazione dell'angolo di freccia e dell'allungamento per il *pitchup* dell'ala

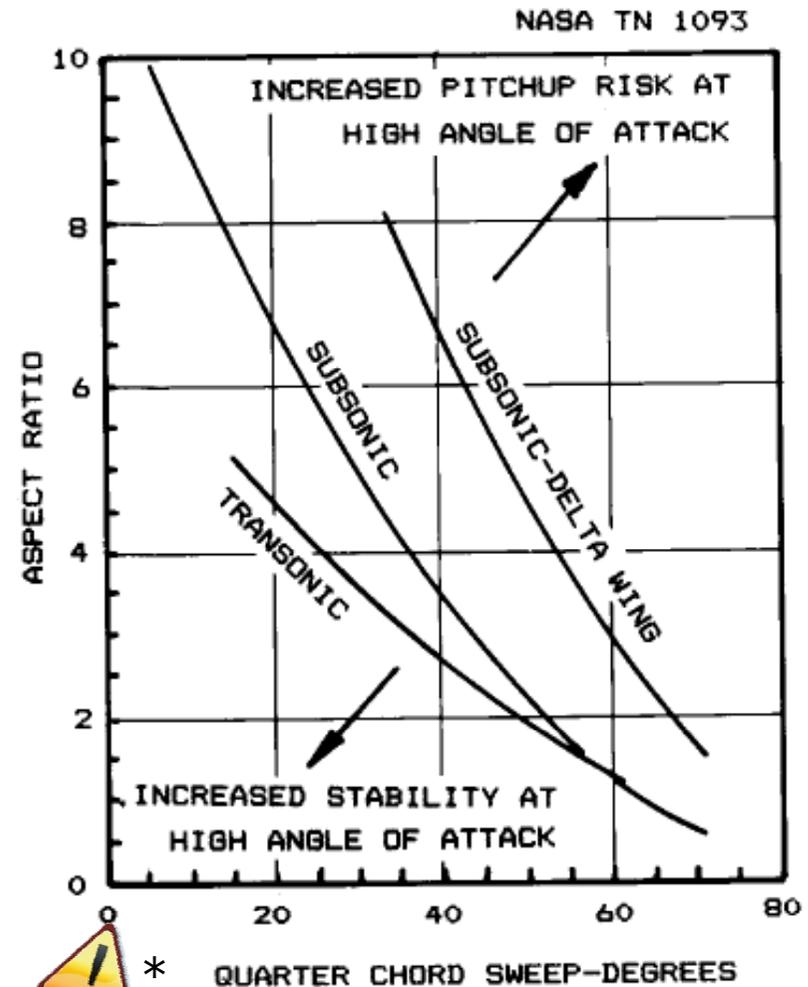
Il *pitchup* è la tendenza altamente indesiderata di alcuni velivoli, una volta raggiunto un angolo di attacco prossimo allo stallo, ad aumentare in maniera improvvisa ed incontrollabile il loro angolo di attacco, e quindi ad aumentare ancora il momento a cabrare fino a raggiungere le condizioni di stallo completo con il velivolo del tutto fuori controllo.

La tendenza al *pitchup* delle ali a freccia è tale che **una opportuna combinazione di allungamento e angolo di freccia deve essere scelta** per garantire la stabilità nelle condizioni di stallo ed oltre.

Ciò spiega perché ali a forte freccia hanno in generale valori bassi dell'allungamento.

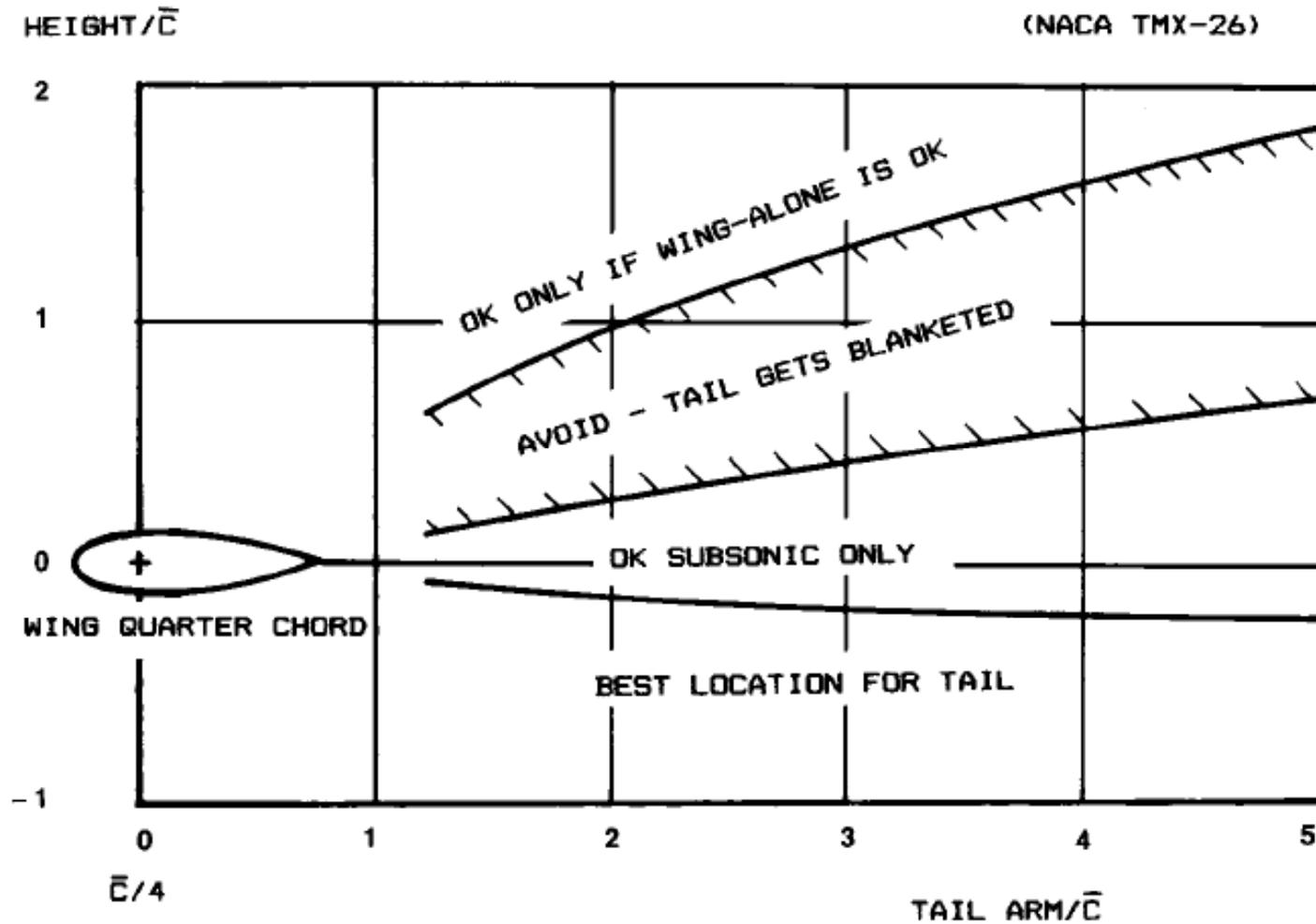


Non è una regola di progetto ma un controllo necessario!



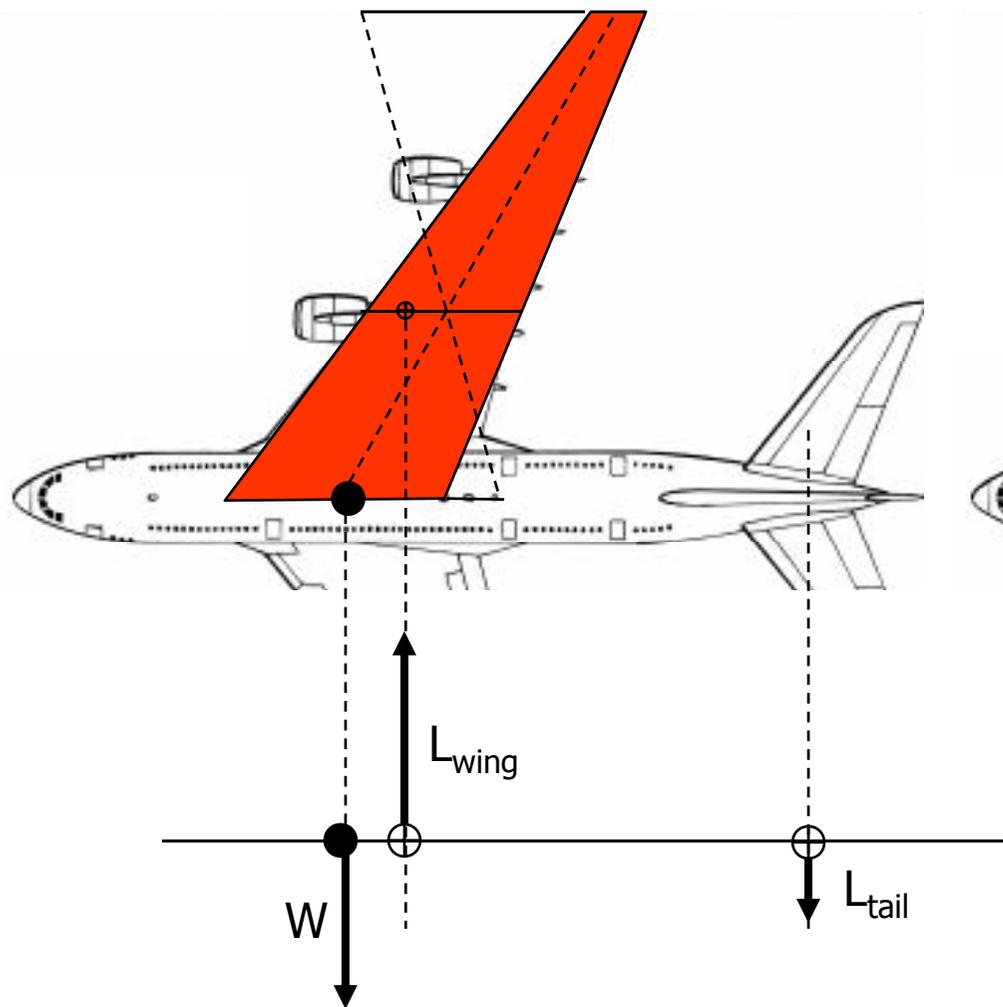
Regioni di *pitchup* senza coda (tail-off)
(Fonte Raymer)

Posizionamento del piano di coda in relazione alle caratteristiche di pitchup dell'ala

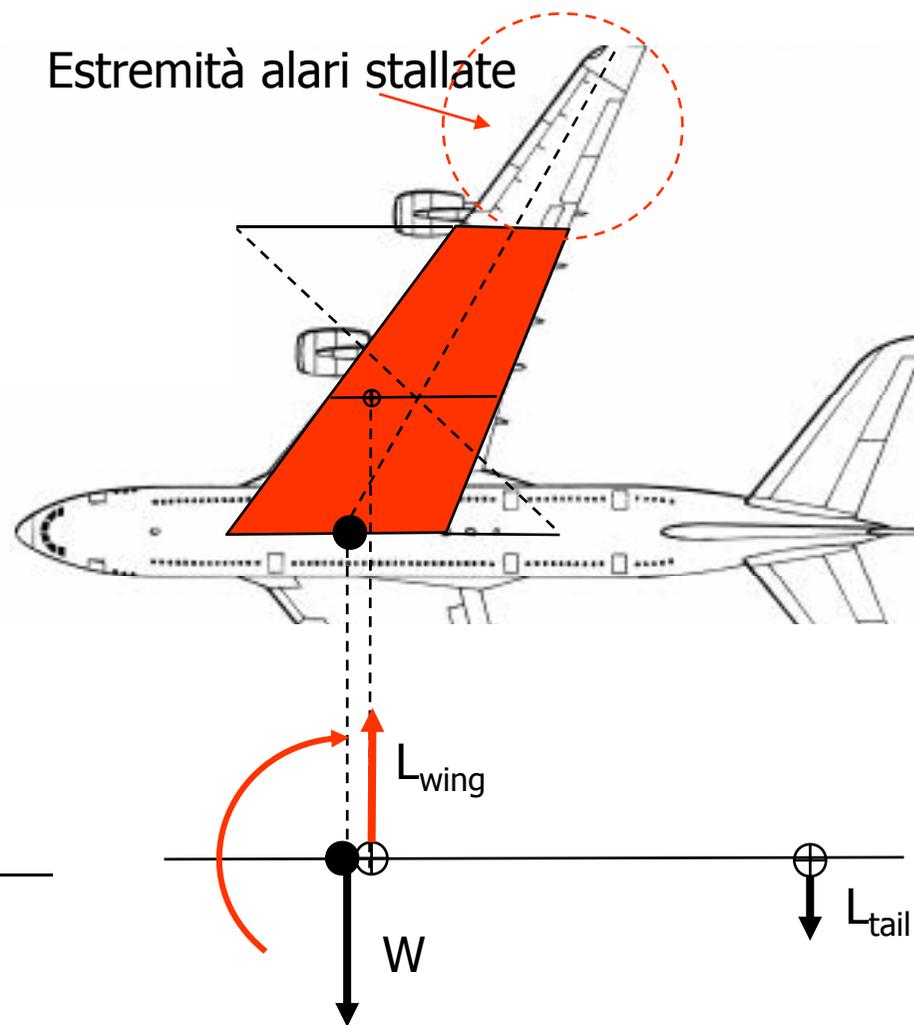


Fonte Raymer

Effetto dello stallo di estremità dell'ala sul *pitchup* del velivolo



Velivolo bilanciato



Pitch up del velivolo
(l'angolo d'attacco tende a crescere ulteriormente)

Scelta dell'angolo di freccia (Λ)

Come prima discusso **il modo migliore per stimare l'angolo di freccia richiesto è basato sul calcolo del Mach critico M_{cr} delle sezioni alari.**

I dati storici sono comunque importanti, sia per una stima rapida di un angolo di freccia ragionevole sia per un controllo di correttezza dei calcoli eseguiti.

E' stato in precedenza mostrato il trend storico di $(t/c)_{max}$ in funzione del numero di Mach massimo. Nella prossima slide il quadro viene completato dal trend storico dell'angolo di feccia in funzione del numero di Mach massimo.

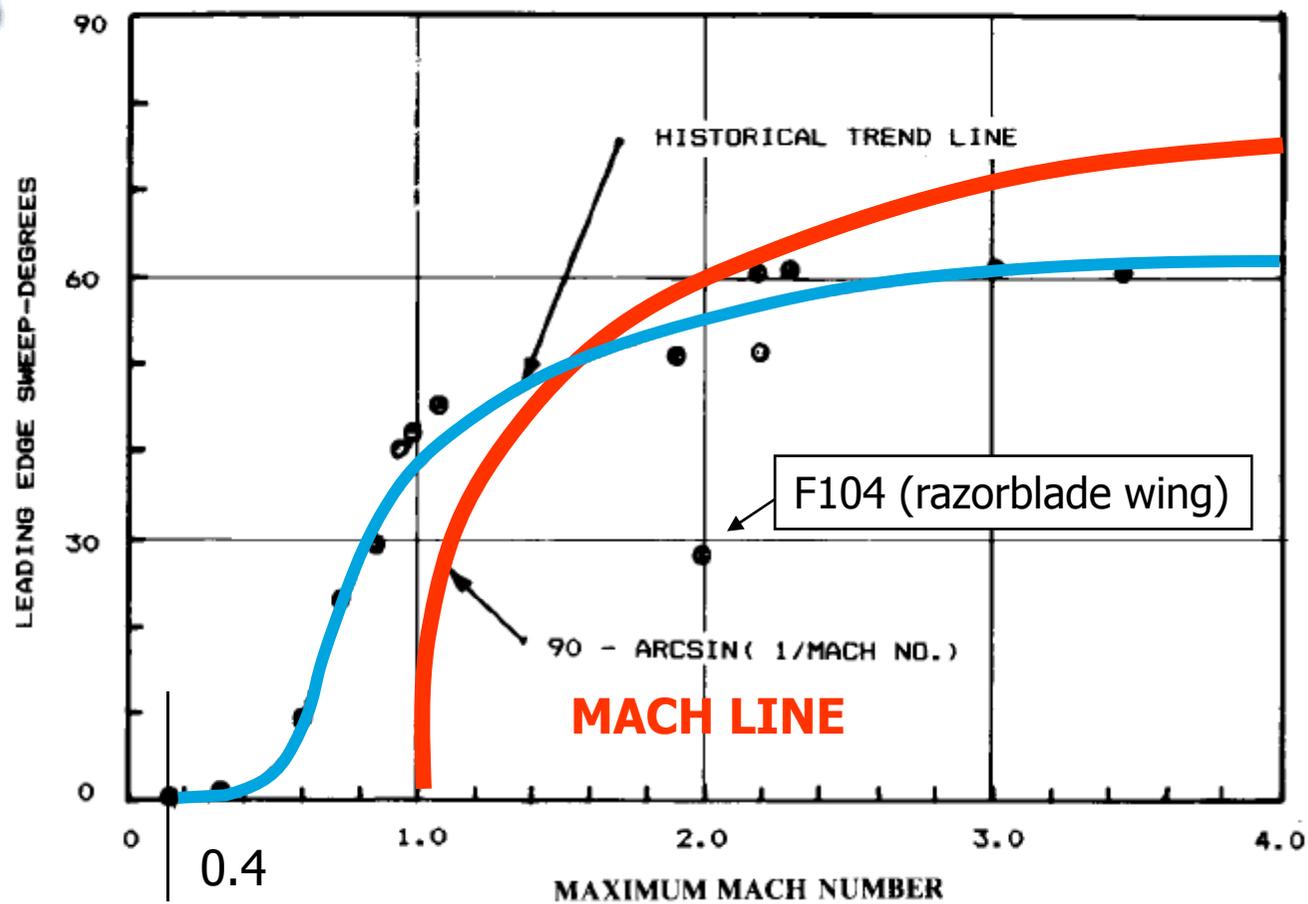
Diverse combinazioni di angoli di freccia e spessori delle sezioni alari conducono allo stesso valore di M_{cr} (cioè un'ala a freccia maggiore con un profilo più spesso può avere lo stesso M_{cr} di un'ala a freccia minore con profilo più sottile)

Scelta dell'angolo di freccia (Λ)

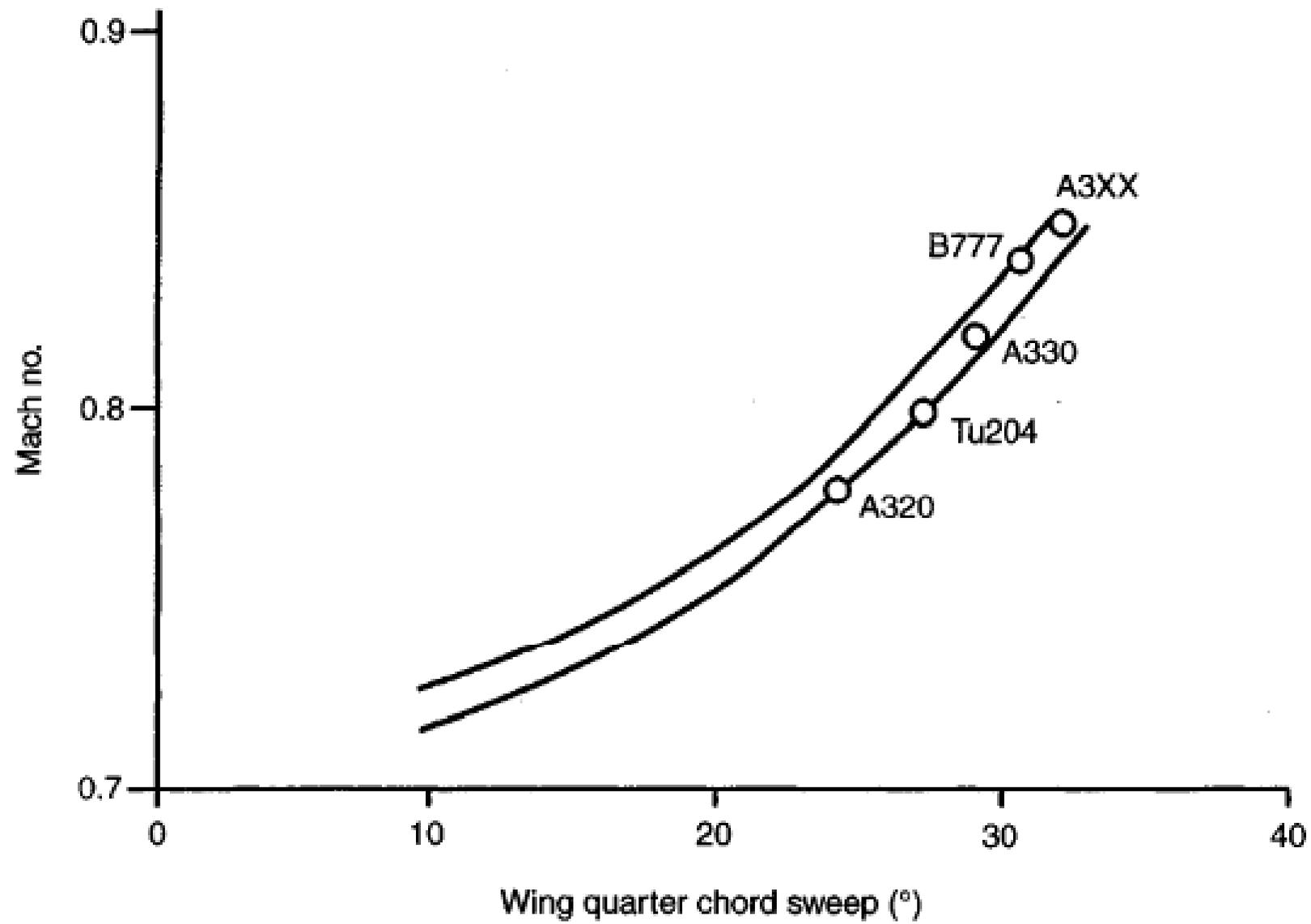


*

Trend storico dell'angolo di freccia



Fonte Raymer



M_{cc} PROFILI PEAKY

Per profili supercritici moderni aggiungere un delta tra 0.04 e 0.06

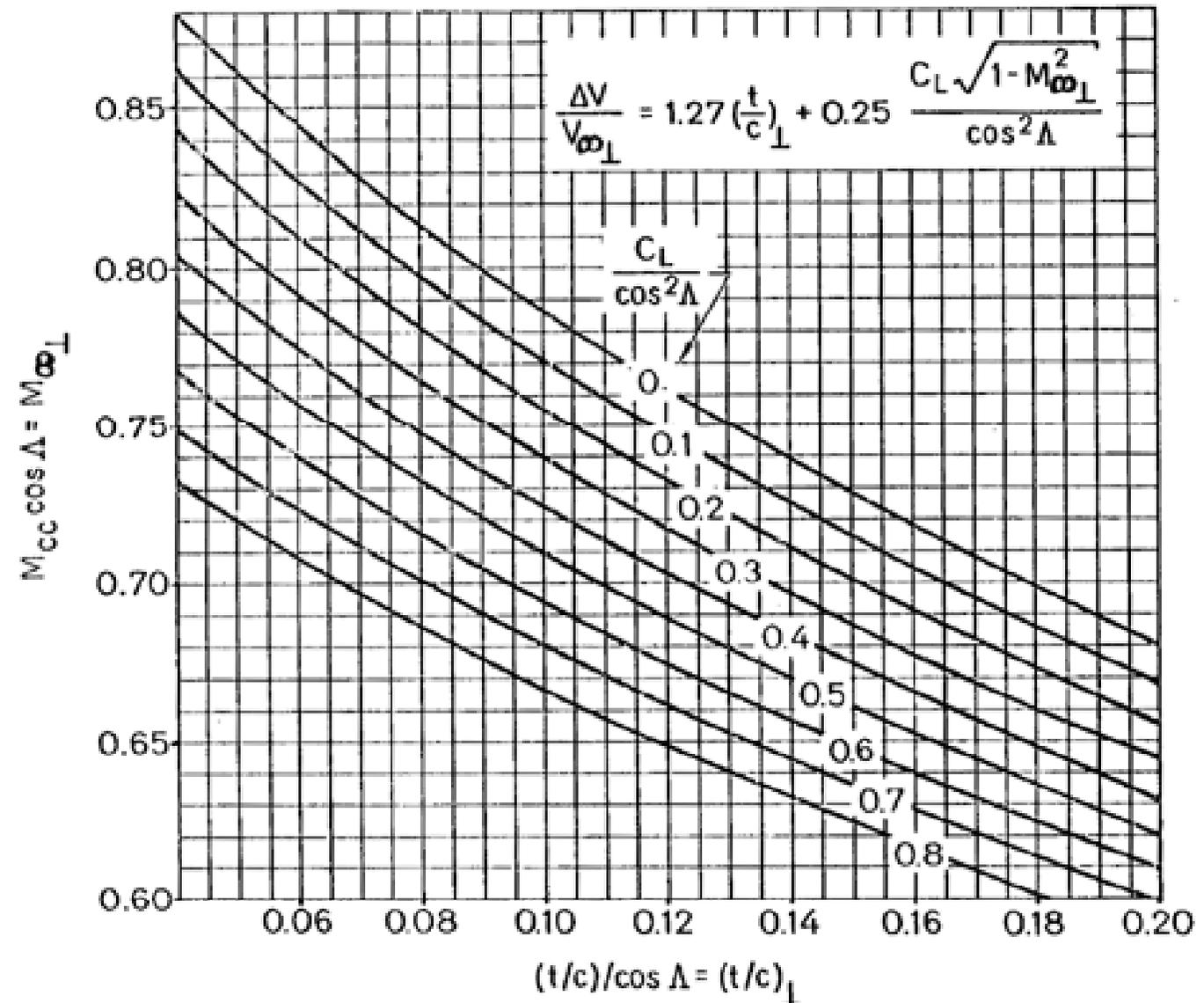


Figure 7 Crest Critical Mach Number vs. C_L and t/c for a Family of Peaky Airfoil Sections

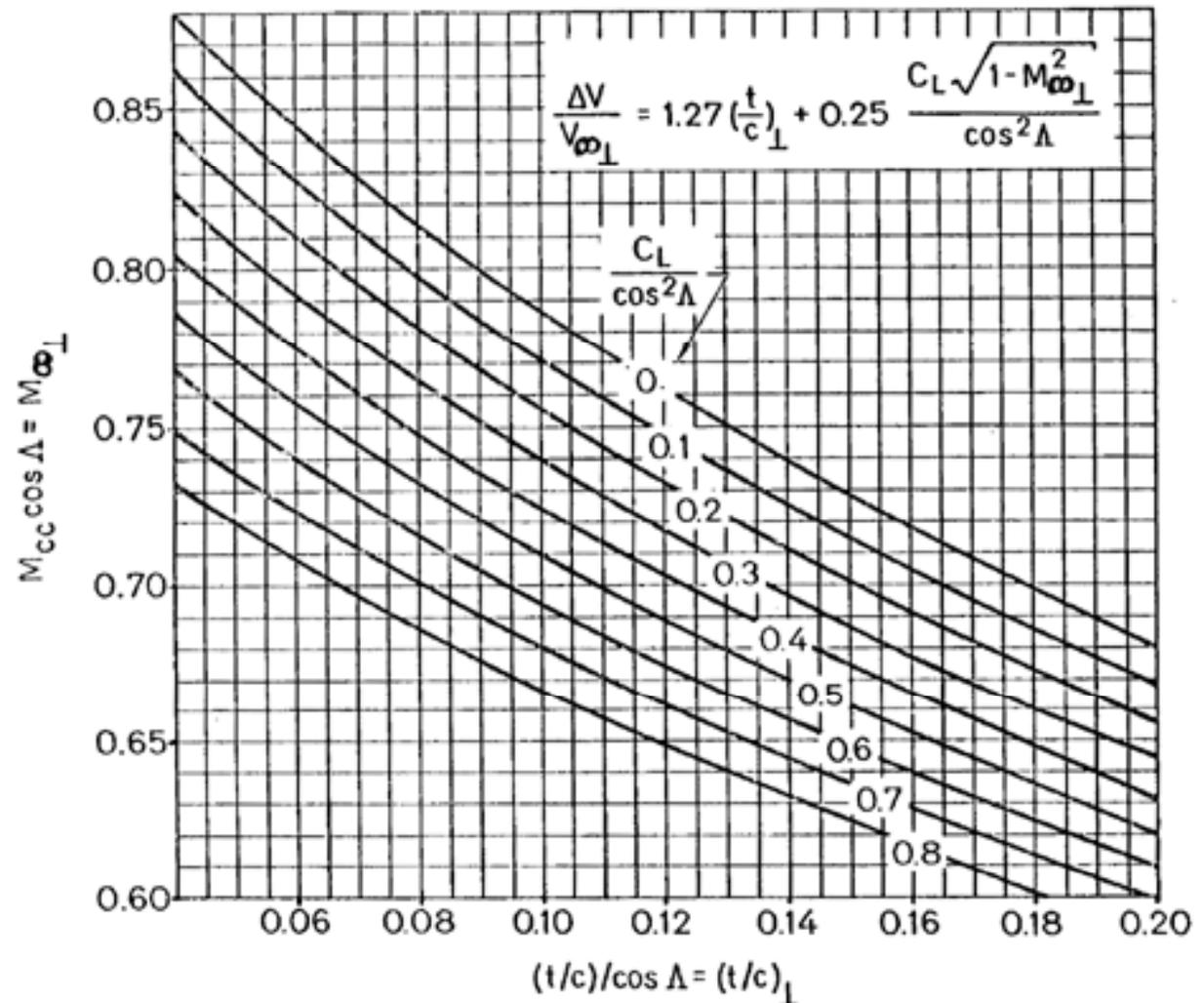


Figure 7 Crest Critical Mach Number vs. C_L and t/c for a Family of Peaky Airfoil Sections

$$M_{Div} = M_{cc} [1.02 + .08 (1 - \cos \Lambda)]$$

Ali a freccia variabile

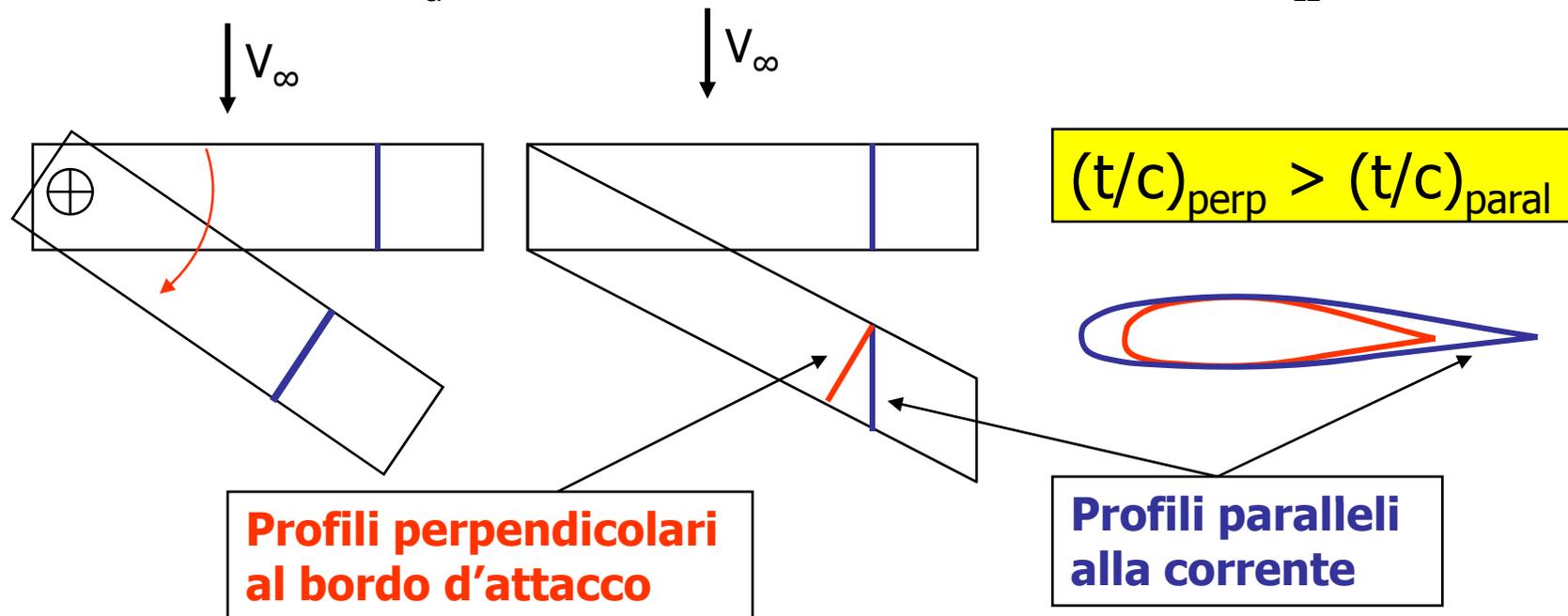
Poiché alti valori dell'angolo di freccia sono richiesti per alte velocità, ma bassi valori sono richiesti per avere prestazioni accettabili di decollo e atterraggio, sarebbe desiderabile avere un'ala che può assumere diverse configurazioni per velocità di volo alte e basse.



Spessore del profilo e angolo di freccia

Nelle discussioni precedenti abbiamo assunto profili definiti perpendicolarmente al bordo di attacco dell'ala. Quindi abbiamo assunto di progettare un'ala non svergolata e di ruotarla rigidamente attorno ad un fulcro allo scopo di orientare i suoi profili ad un dato angolo rispetto alla corrente (facendo in modo, quindi, che siano investiti da una componente della corrente più lenta rispetto alla corrente asintotica di un fattore $\cos\Lambda_{LE}$). Ciò è quanto succede realmente nei velivoli a freccia variabile.

Comunque, è una comune pratica industriale generare un'ala svergolata **attraverso piani paralleli alla direzione della corrente asintotica** piuttosto che attraverso la rotazione attorno ad un fulcro. In questo caso la componente efficace del flusso non vede il profilo scelto per la costruzione dell'ala, ma un profilo simile con uno spessore percentuale maggiore (in effetti con lo stesso spessore ma con una corda minore). Questo riduce l'effetto della freccia alare. M_{cr} risulta migliorato di un fattore minore di $1/\cos\Lambda_{LE}$.

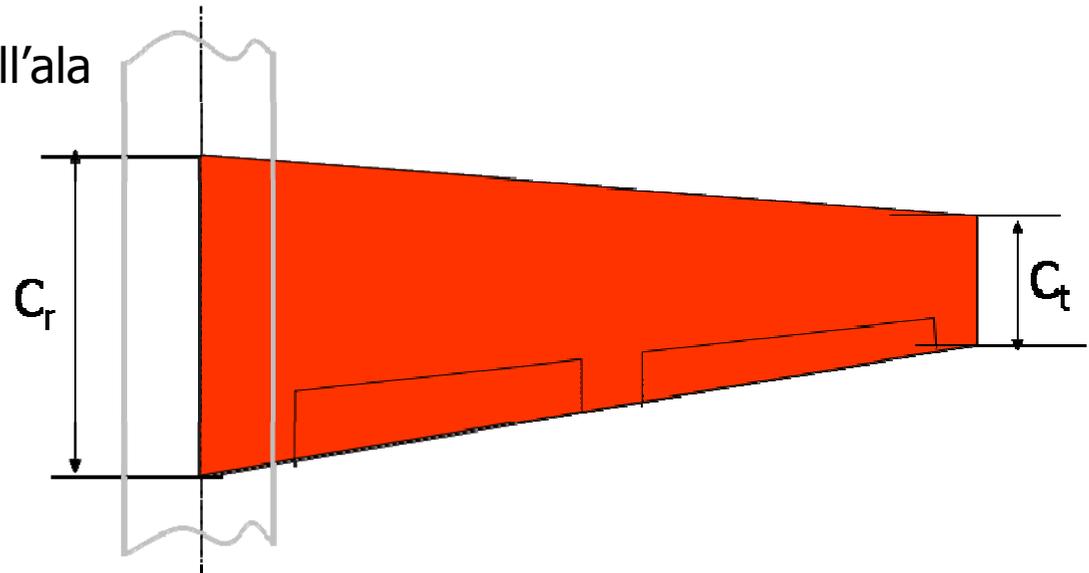


Effetto del rapporto di rastremazione sul progetto dell'ala

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

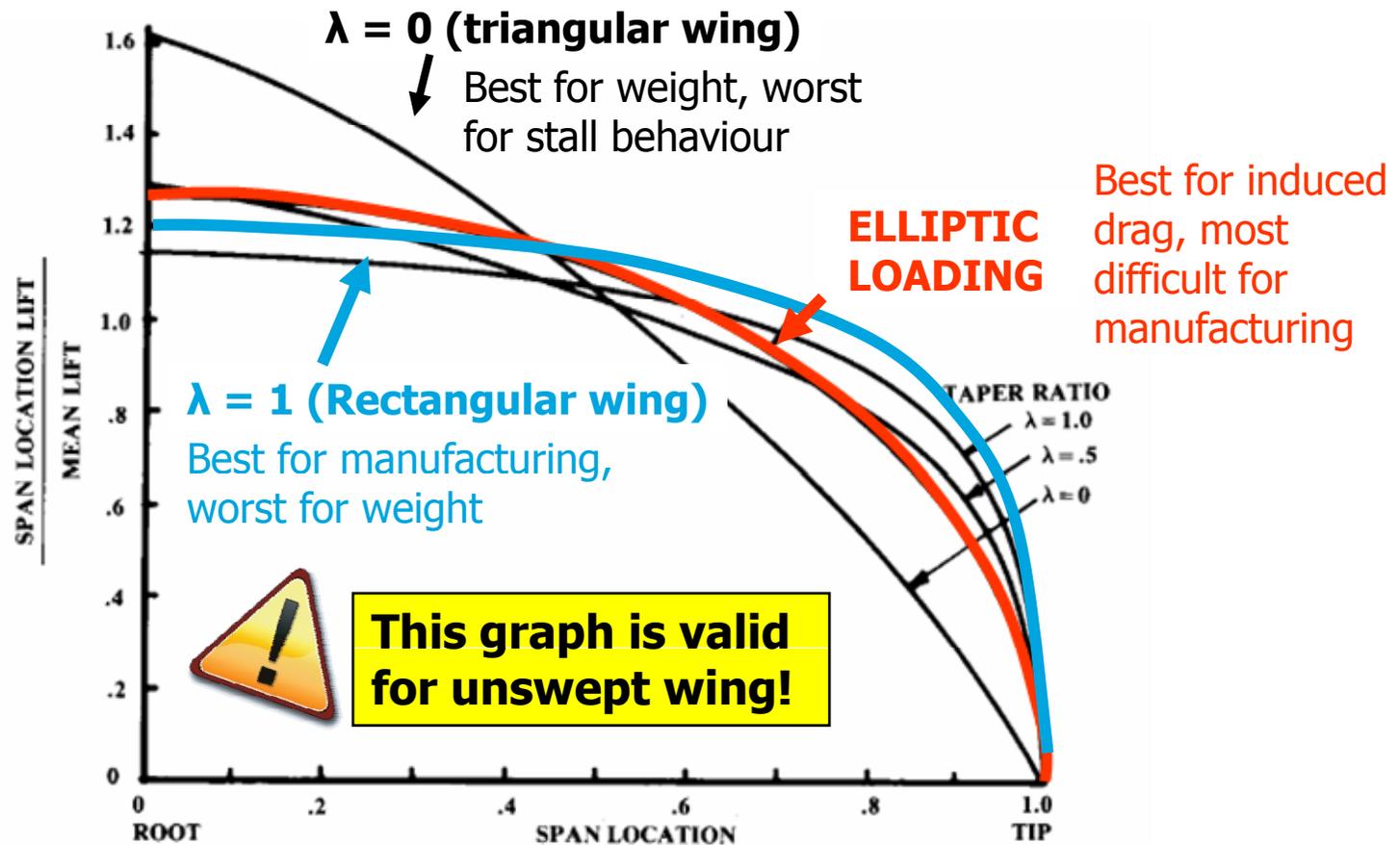
- Progetto strutturale dell'ala (peso)
- Resistenza indotta (deviazione dalla distribuzione ellittica ideale)
- Caratteristiche di stallo dell'ala

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



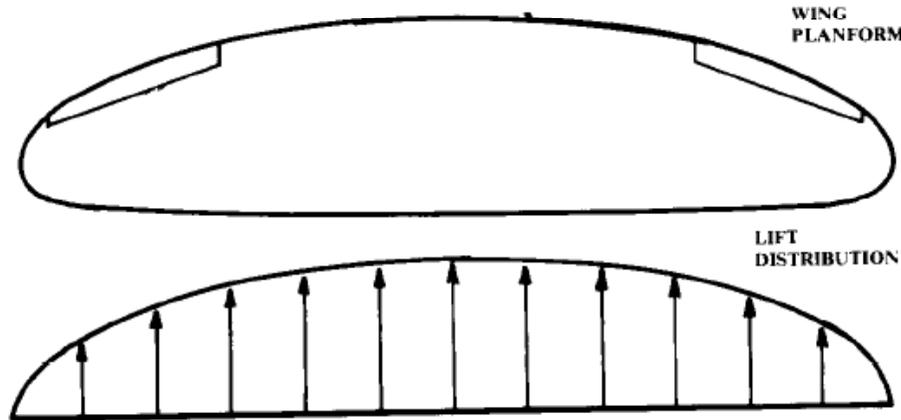
Effetto della rastremazione (λ) sulla distribuzione di portanza

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



Distribuzione quasi-ellittica di portanza attraverso il rapporto di rastremazione (λ)

Per $\lambda = 0.4$ ed ala non svergolata la distribuzione di portanza è quasi ellittica. L'incremento di resistenza indotta è meno dell' 1% più alto del valore associato alla distribuzione ellittica ottimale ... Ma la realizzazione di un'ala trapezoidale è molto più semplice.



Si noti che $\lambda = 0.4$ fornisce una distribuzione quasi-ellittica di portanza solo per ala non svergolata

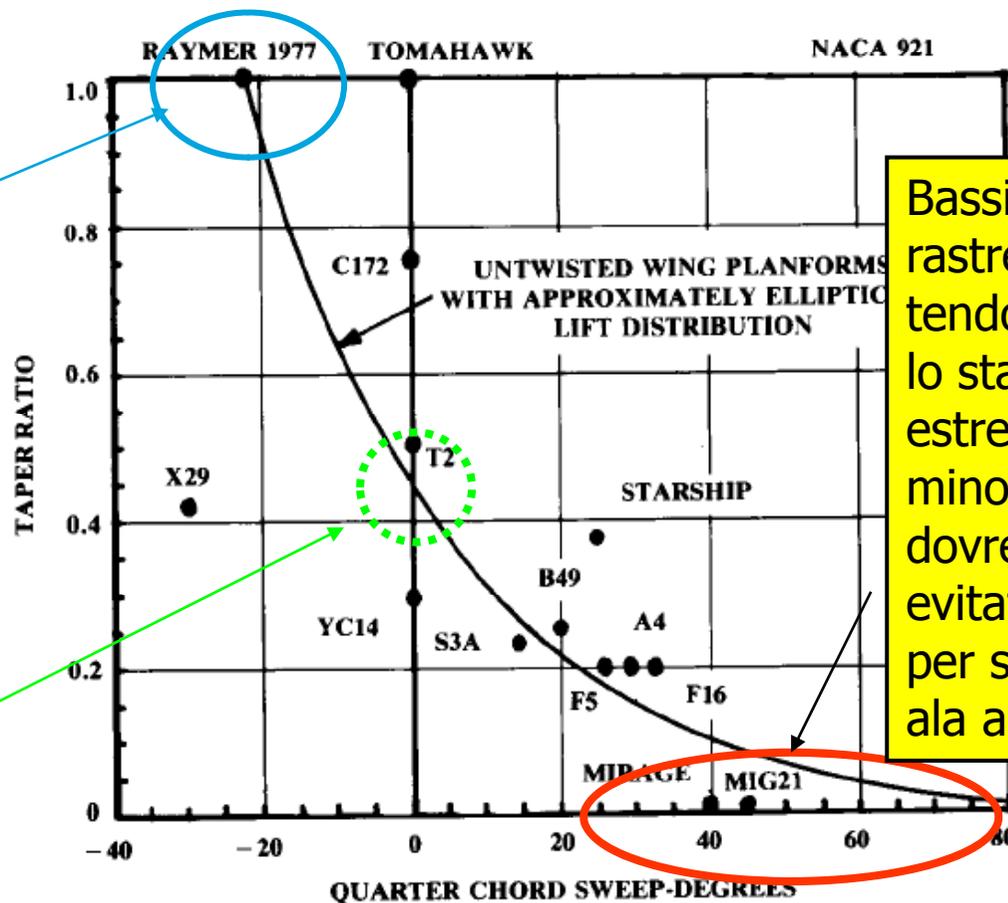


Scelta del rapporto di rastremazione (λ)

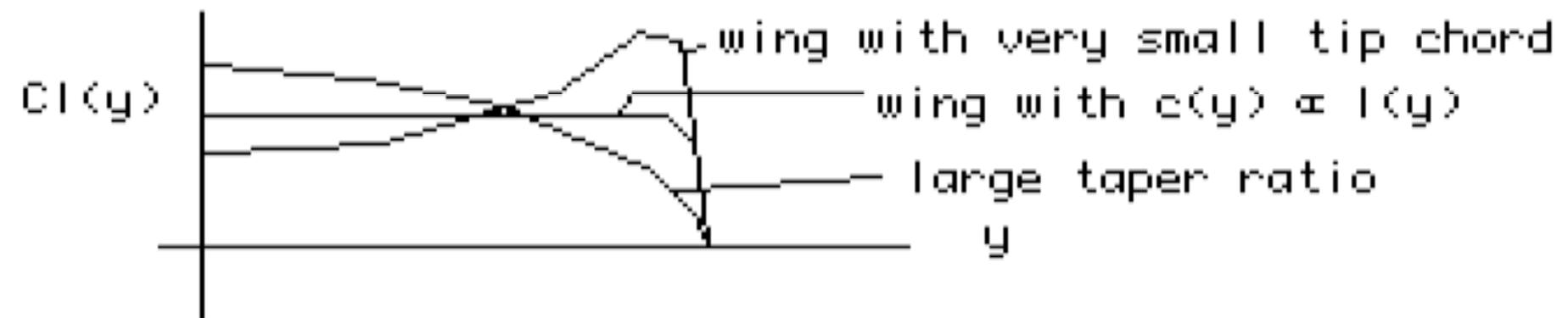
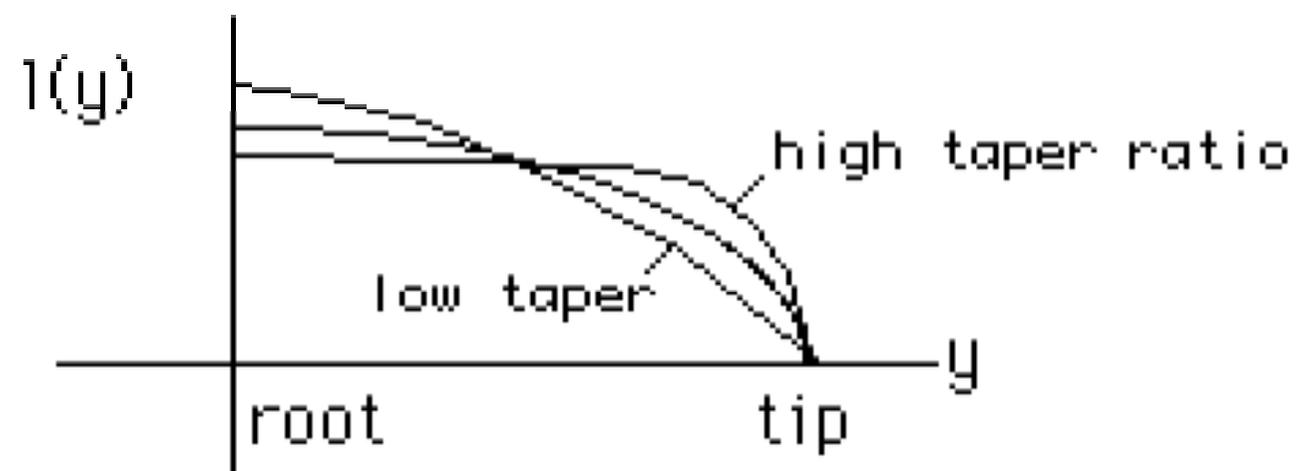
Il valore del rapporto di rastremazione che corrisponde alla minima resistenza indotta dipende principalmente dall'angolo di freccia dell'ala.

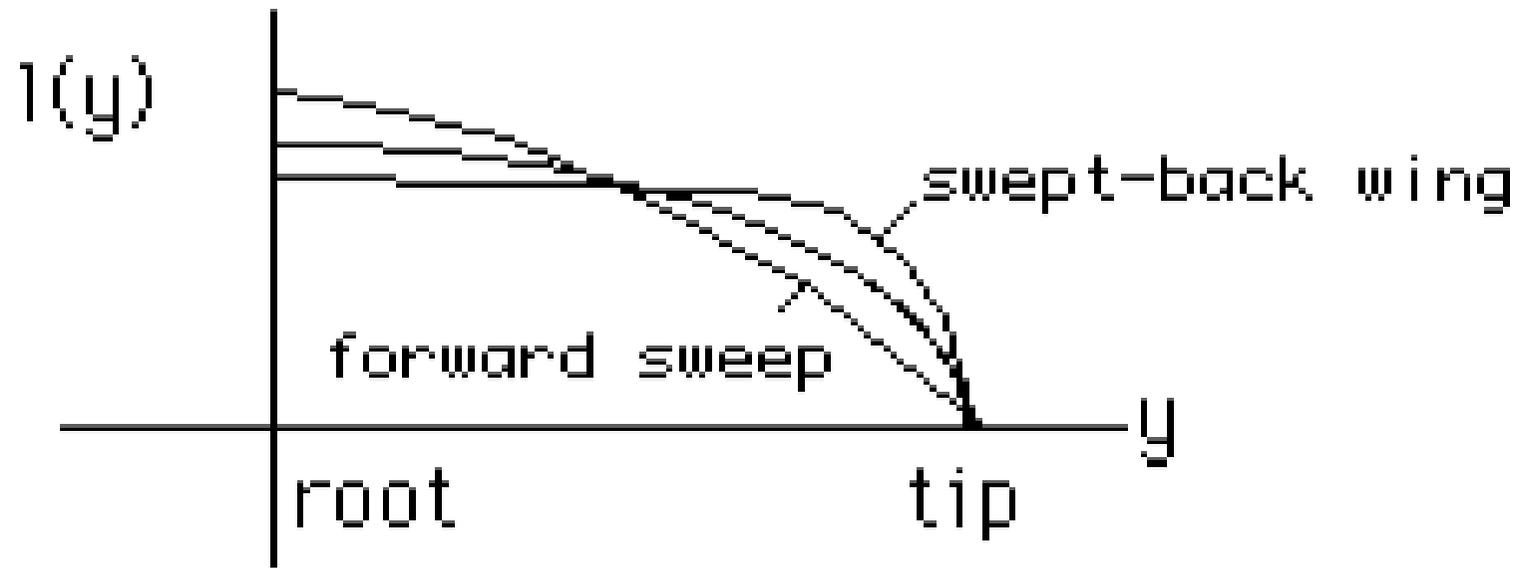
Un'ala non svergolata senza rastremazione dovrebbe avere un angolo di freccia negativa di -22° per fornire la resistenza indotta minima

Si noti il valore di $\lambda \approx 0.4$ per ali dritte



Bassi rapporti di rastremazione tendono a favorire lo stallo di estremità: valori minori di 0.2 dovrebbero essere evitati, tranne che per soluzioni con ala a delta.





RESISTENZA INDOTTA funzione di rastremazione ed AR

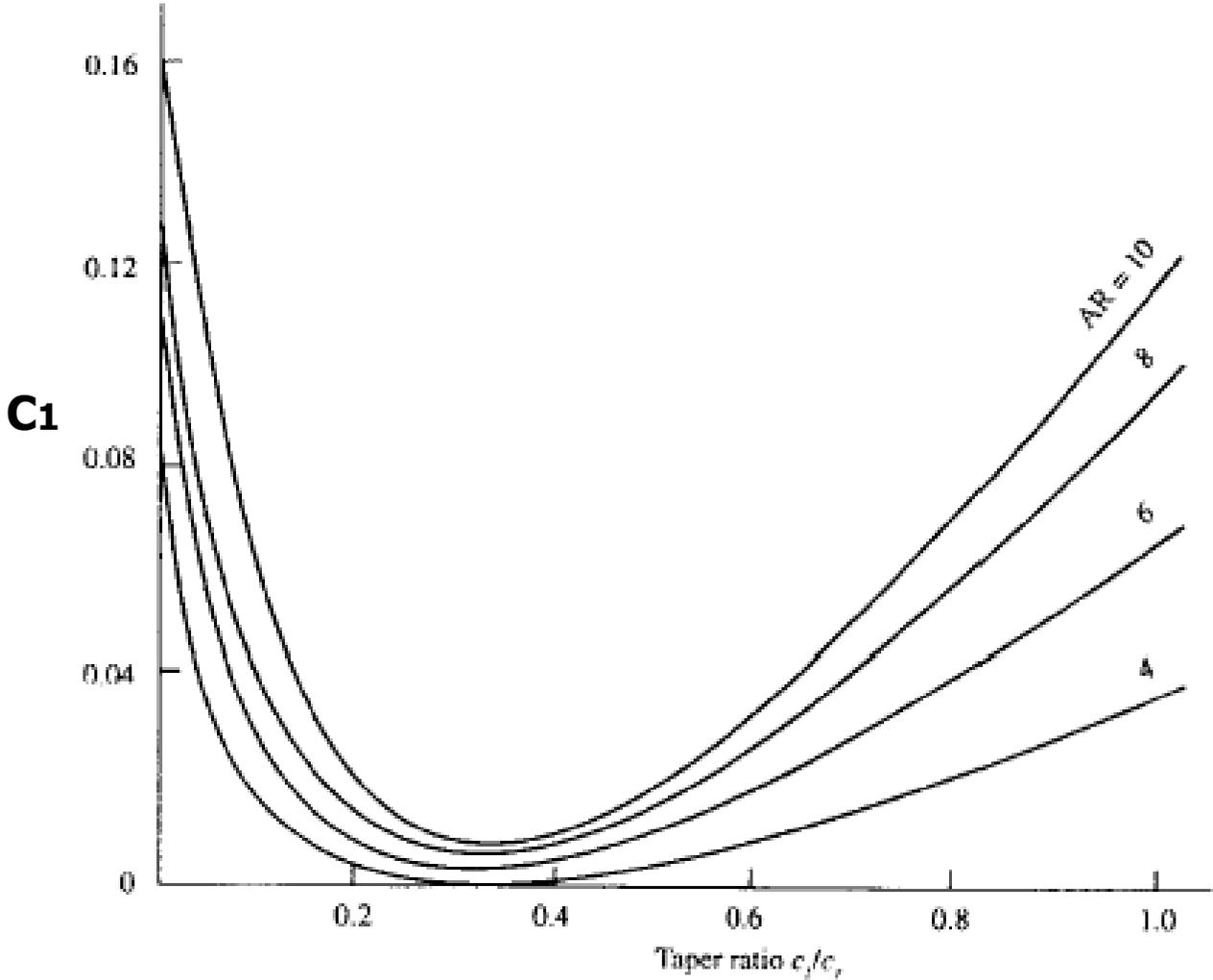
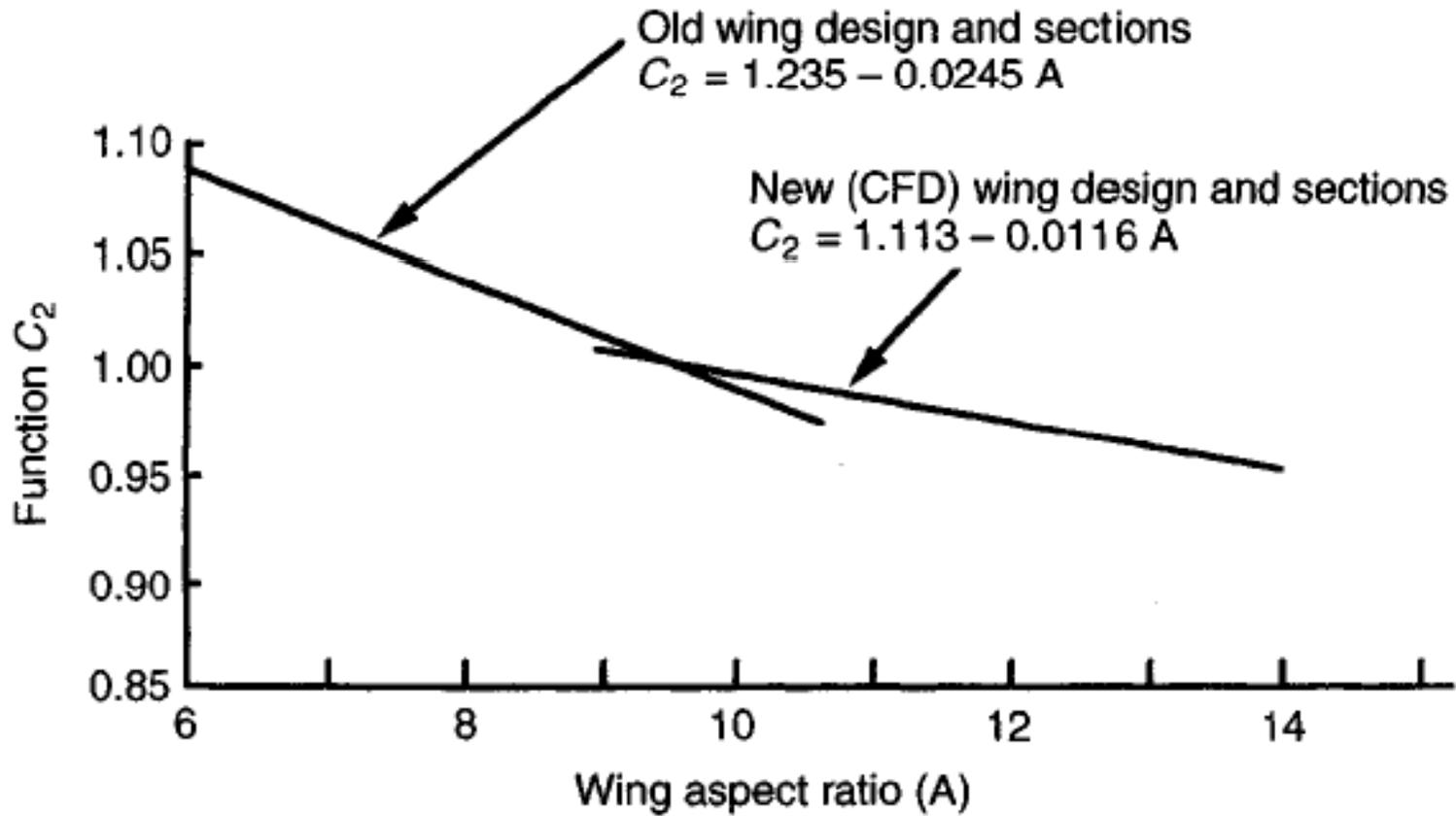


Figure 2.39 Induced drag factor as a function of taper ratio for wings of different aspect ratios.

RESISTENZA INDOTTA funzione di rastremazione ed AR



RESISTENZA INDOTTA funzione di rastremazione ed AR

$$\frac{dC_D}{dC_L^2} = C_1 C_2 / \pi A + 0.0004 + \begin{cases} 0.35 C_{D_0} & \text{(for older technology designs)} \\ & \text{B737-300, B757 and B767,} \\ 0.15 C_{D_0} & \text{(for advanced technology designs)} \\ & \text{A330/340 and B777} \end{cases}$$

K

Distrib portanza
(eff AR e rastremaz)

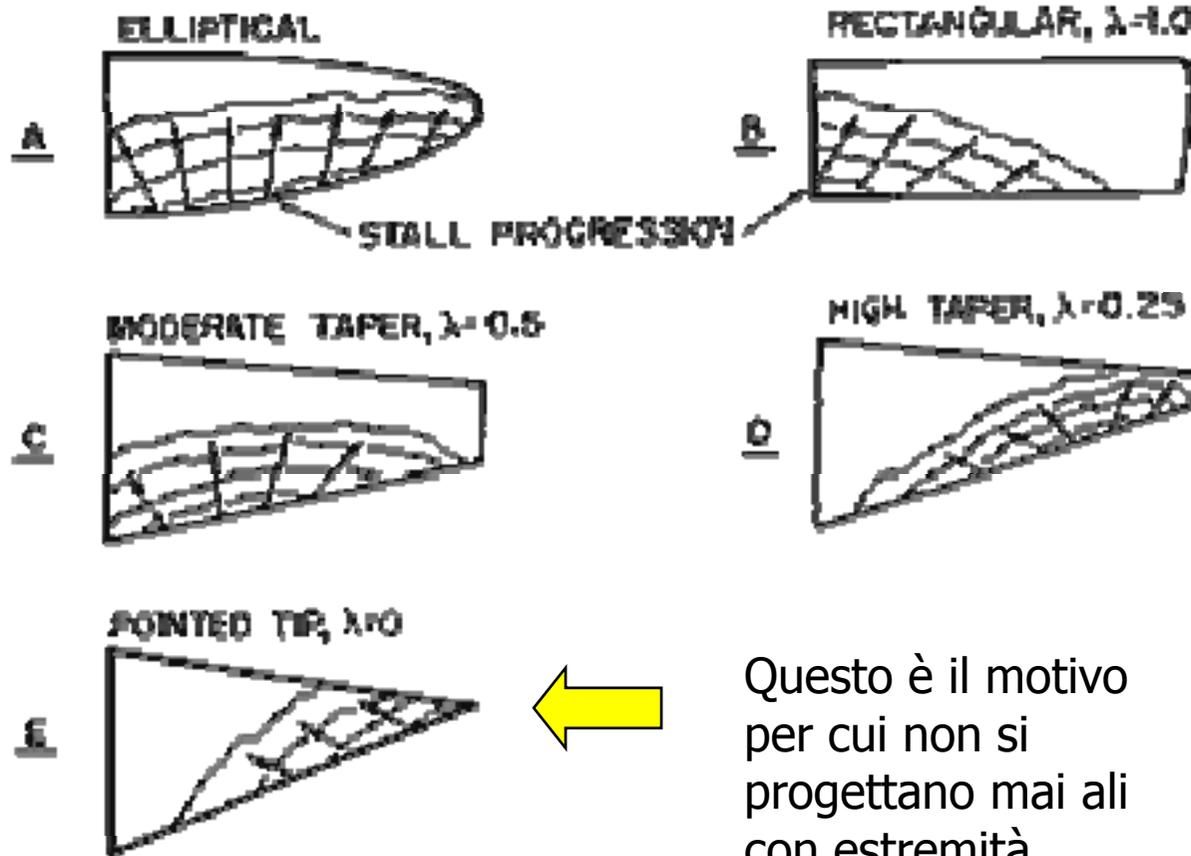
Svergolamento
(tra 0.0003 e 0.0005)

Variazione resistenza parassita

$$C_D = C_{D_0} + \mathbf{K} C_L^2$$

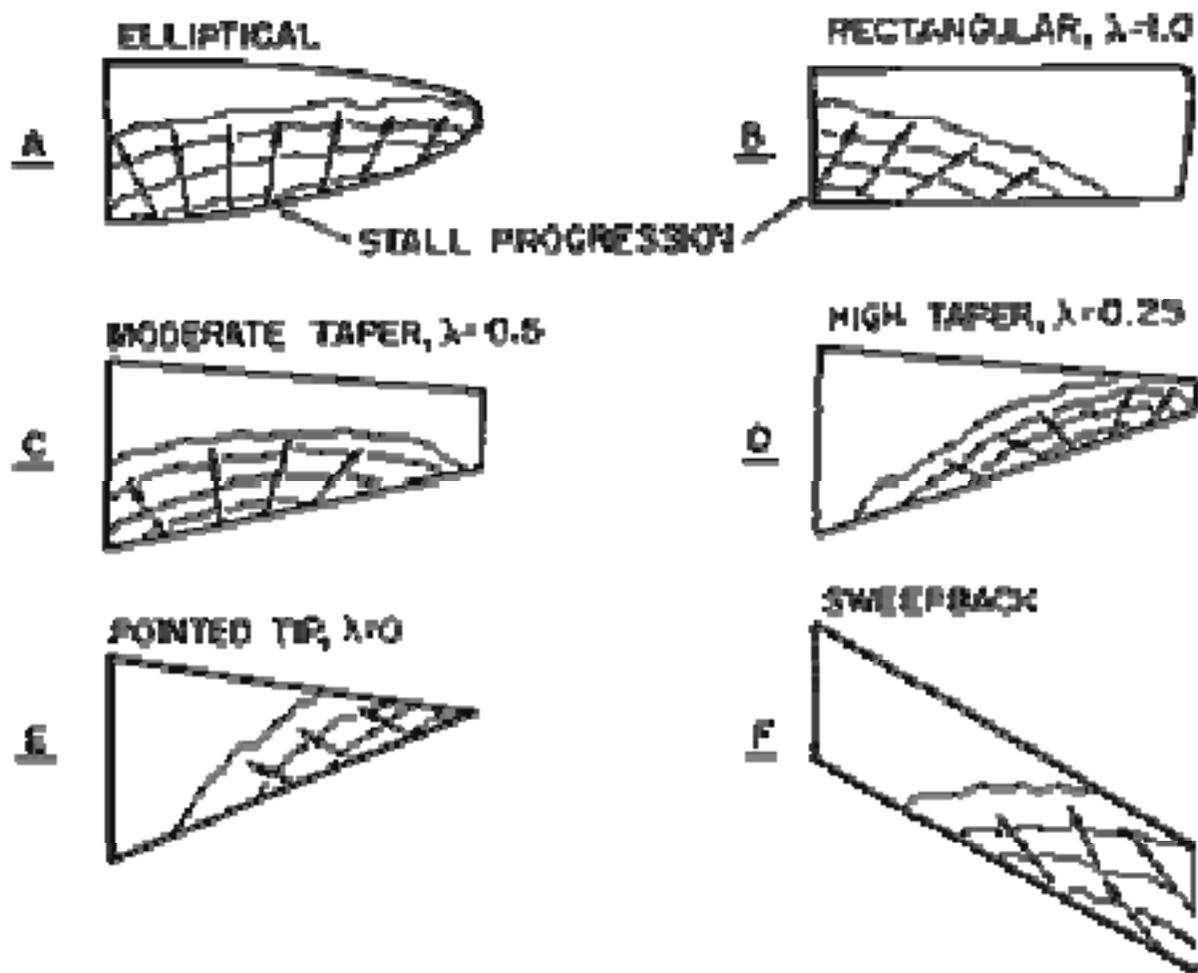
$$\mathbf{K} = \left(\frac{1}{\pi AR e} \right)$$

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



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

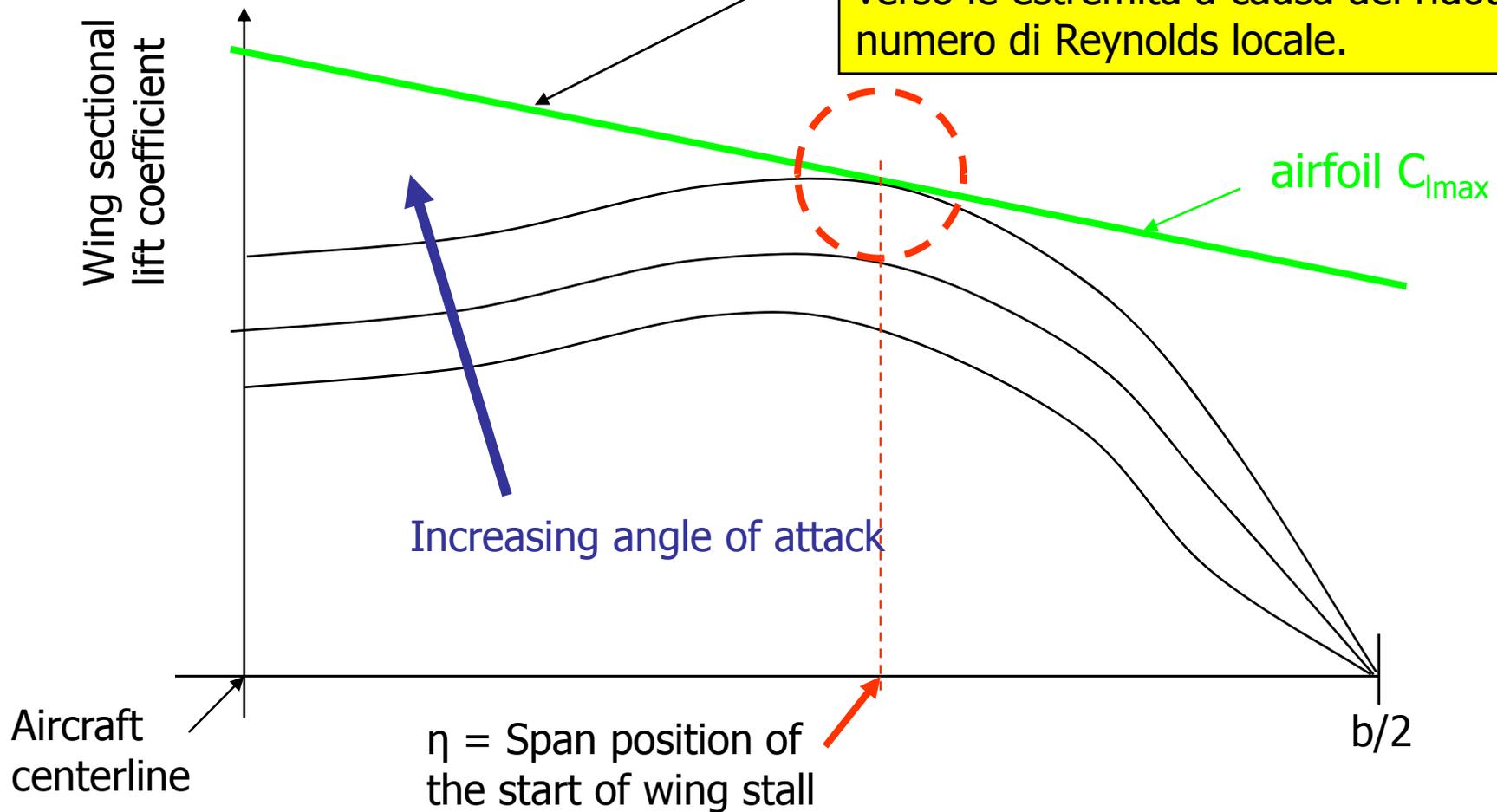
Effetto del rapporto di rastremazione (λ) sul comportamento allo stallo dell'ala



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

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: è meno critico dello stallo di estremità in termini di controllo laterale (alettoni ancora efficaci), ma poiché una quantità notevole di portanza è generata dalle sezioni interne dell'ala, 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.

Caratteristiche di stallo dell'ala

Stallo di estremità: questa è la condizione più pericolosa perché le perdite locali di portanza e gli incrementi di resistenza sono associati al rollio improvviso del velivolo. **Essendo gli alettoni generalmente collocati in prossimità delle estremità, possono diventare inefficaci nel controllo del rollio.**

Nelle ali a freccia positiva lo stallo di estremità è associato anche alla pericolosa tendenza al pitchup del velivolo. Il progetto dei piani di coda diventa critico.

Alcune soluzioni per prevenire lo stallo di estremità:

- Usare profili di estremità con caratteristiche di stallo graduali 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.

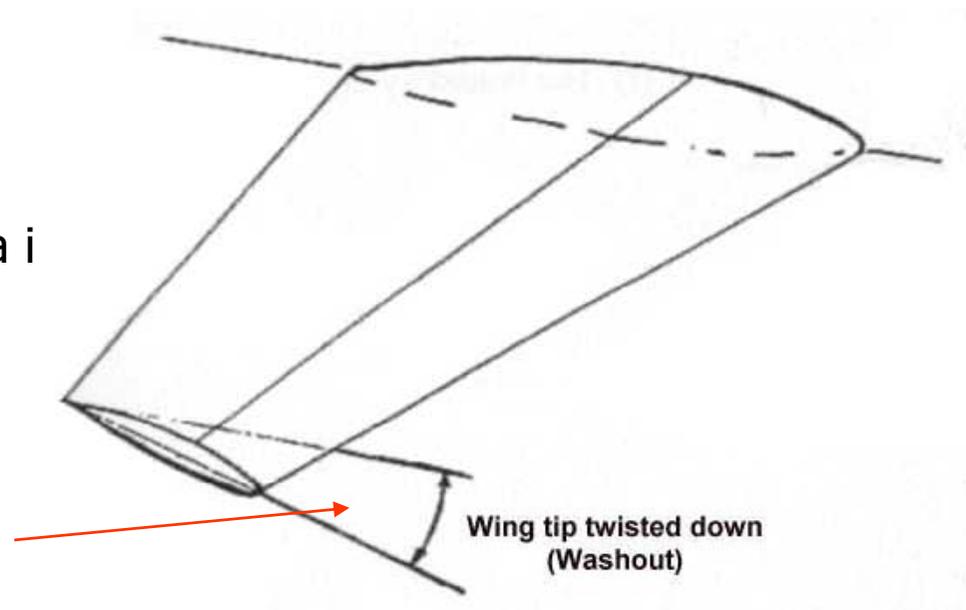
Definizione dell'angolo di svergolamento

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)

$$\epsilon_t < 0$$



Definizione e scelta dell'angolo di svergolamento

L'angolo di svergolamento aerodinamico è definito come l'angolo tra le rette di portanza nulla di un profilo rispetto ad un altro: in caso di profili con diversa curvatura montati alla radice e all'estremità di un'ala, lo svergolamento aerodinamico non è nullo anche se lo svergolamento geometrico è zero. Nel caso di soli profili simmetrici lo svergolamento geometrico ed aerodinamico coincidono.

Generalmente si usano valori degli angoli di **svergolamento minori di 5°** per evitare incrementi di resistenza quando l'ala non lavora al $C_{Ldesign}$ di progetto (per il quale lo svergolamento è stato ottimizzato). 3° è un valore tipico dello svergolamento per evitare lo stallo di estremità.



Definizione e scelta dell'angolo di calettamento dell'ala

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 $C_{Ldesign}$ (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.

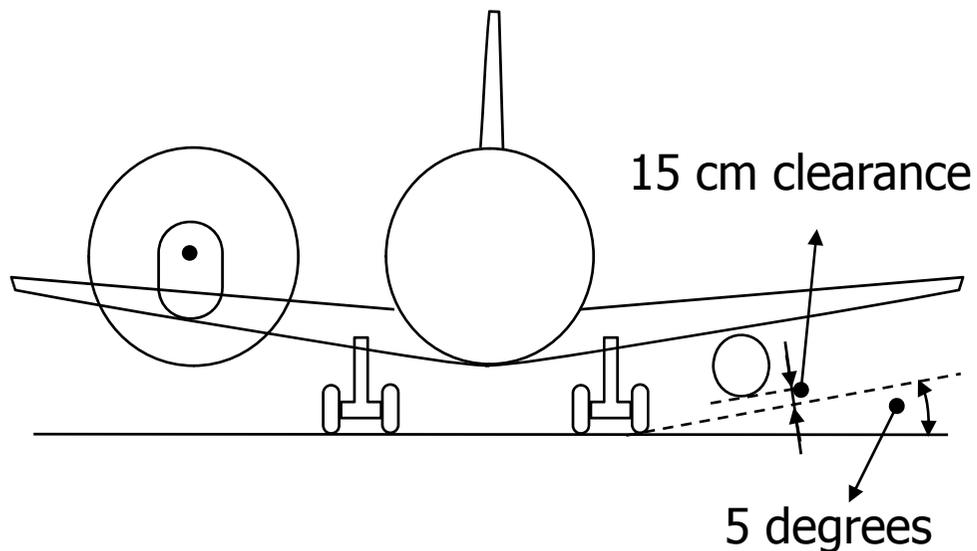
Ali a calettamento variabile



Il Vought F-8 Crusader ha un'ala a calettamento variabile per aumentare la portanza alle basse velocità riducendo la necessità per il pilota di far cabrare il velivolo nelle fasi di approccio all'atterraggio su portaerei.

Angolo diedro (Γ) ed effetto diedro

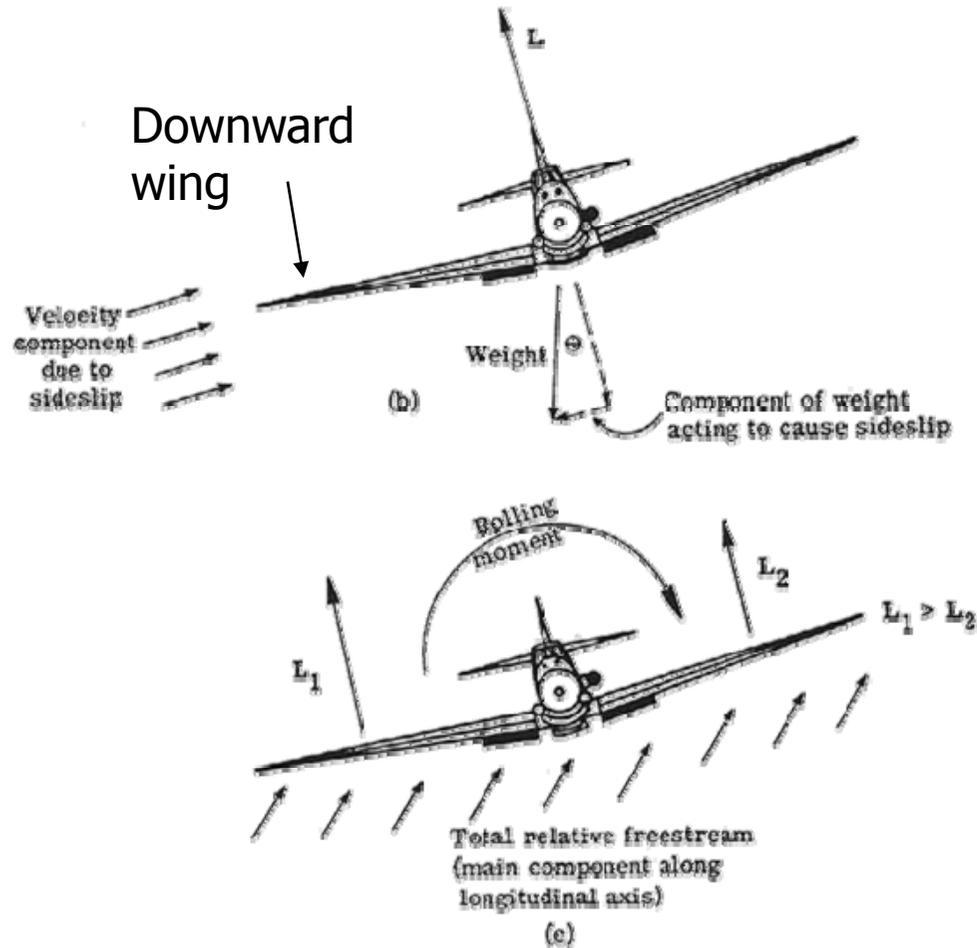
L'angolo diedro è l'angolo che l'ala forma rispetto all'orizzontale nella vista frontale.



Una volta che l'ala è stata posizionata rispetto alla fusoliera, un certo valore dell'angolo diedro può essere scelto per garantire la **distanza minima da terra dei motori** (tipicamente per velivoli ad ala bassa)

Angolo diedro (Γ) ed effetto diedro

L'angolo diedro tipicamente influenza le caratteristiche di stabilità laterale del velivolo (Dutch Roll). Valori positivi incrementano la stabilità.

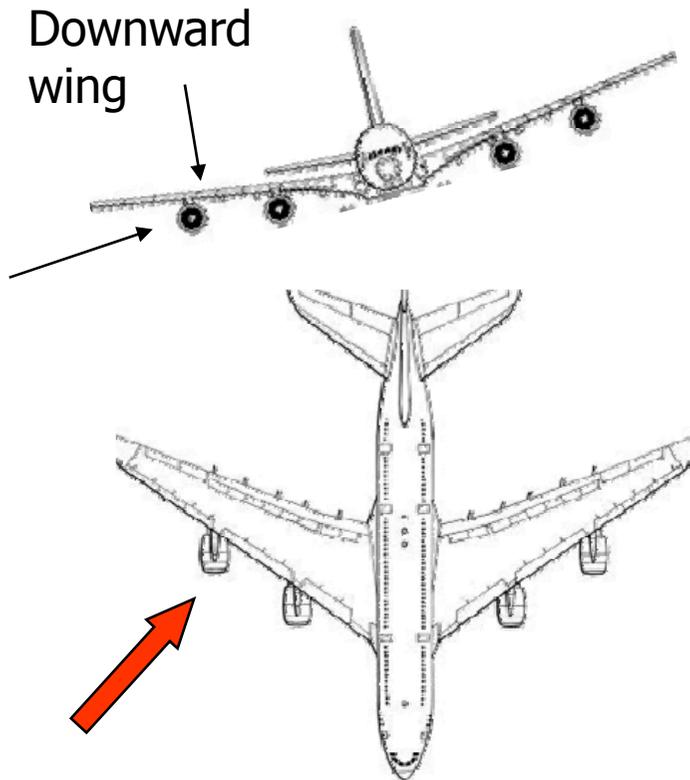


La componente della velocità dovuta alla derapata aumenta l'angolo d'attacco dell'ala. L'incremento di angolo d'attacco sull'ala che si abbassa è più alto di quello sull'ala che si alza, quindi c'è un incremento locale di portanza sull'ala che si abbassa e si genera un momento di rollio che tende a ridurre l'angolo di sbandamento (bank).

La situazione opposta (che conduce ad instabilità laterale) si verifica per valori negativi dell'angolo diedro.

Angolo diedro (Γ) ed effetto diedro

Le ali a freccia hanno un effetto "diedro intrinseco", **anche per valore nullo dell'angolo diedro fisico.**

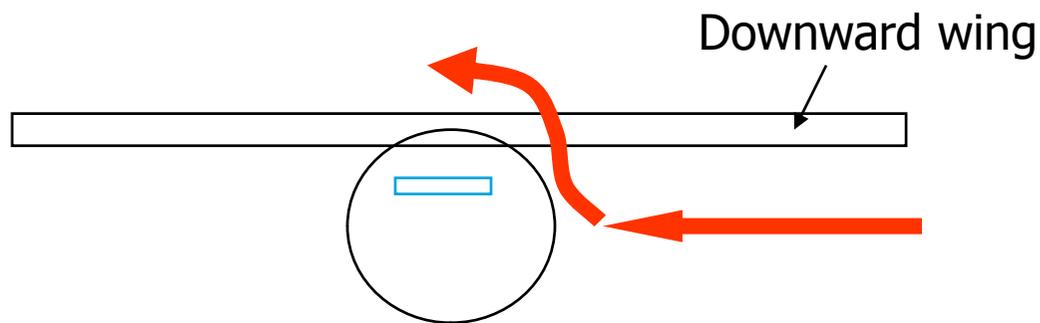


La componente di velocità dovuta alla derapata accresce la velocità del flusso (e quindi la portanza) sull'ala che si abbassa (viceversa per l'ala che si alza), inducendo la generazione di un momento di rollio stabilizzante.

Angolo diedro (Γ) ed effetto diedro

Anche i velivoli con **configurazioni ad ala alta** mostrano un "effetto diedro".

Tale effetto può essere così alto che un angolo diedro fisico negativo può essere usato per rendere il velivolo più facile da governare in rollio.



Il flusso che sfugge dal ventre della semiala sottovento, passando attorno alla fusoliera, crea un incremento locale dell'angolo d'attacco nel caso di ala alta.

La situazione opposta si verifica nel caso di velivoli ad ala bassa.

