

## *POLARI AERODINAMICHE DEL VELIVOLO COMPLETO*

---

### 7.1 - GENERALITA'.

Il comportamento aerodinamico complessivo di un velivolo è influenzato dalle molteplici parti che lo costituiscono, attraverso i contributi di portanza e resistenza che ognuna di esse fornisce al computo delle curve polari aerodinamiche.

La resistenza offerta da un velivolo all'avanzamento nell'aria è identificabile analiticamente attraverso il coefficiente  $C_D$ , dato dalla sovrapposizione degli effetti di resistenza parassita, resistenza indotta, resistenza di *trim* e di resistenza compressibilità.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} + C_{Dtrim} + C_{Dcompr} \quad (1)$$

Allo stesso tempo, la forza portante destinata a sostenere il velivolo in aria può essere considerata, con buona approssimazione, come la somma dei contributi dell'ala e del piano orizzontale di coda. In termini di coefficienti dimensionali si ha

$$C_L = C_L^w + C_L^h \cdot \frac{S_h}{S} \quad (2)$$

Lo scopo del presente capitolo consiste nella descrizione di una metodologia valida per la stima di tali contributi, relativamente alla configurazione di volo di crociera.

Come descritto nel seguito, questa valutazione comporta la conoscenza di una nutrita serie di dati geometrici relativi ad alcune parti del velivolo fino ad ora non ancora trattate, quali la fusoliera, gli impennaggi verticale ed orizzontale, e le gondole dei

motori, ed i cui valori possono essere assunti in base alle caratteristiche di velivoli simili.

Altresì, è importante osservare che, in questo ambito, i risultati dei calcoli effettuati vengono espressi in funzione dell'angolo di attacco  $\alpha_{body}$ , formato dalla direzione della corrente asintotica con la linea di riferimento della fusoliera. Generalmente,  $\alpha_{body}$  non coincide con l'angolo di attacco  $\alpha_w$  che la corda di radice dell'ala forma rispetto alla direzione della corrente asintotica, in quanto l'ala stessa viene solitamente calettata alla radice di un angolo  $i_w$  rispetto alla linea di riferimento della fusoliera. Pertanto, i risultati ottenuto nella fase di dimensionamento della superficie portante principale vanno opportunamente traslati ed espressi in funzione di  $\alpha_{body}$ , servendosi della relazione seguente.

$$\alpha_{body} = \alpha_w - i_w \quad (3)$$

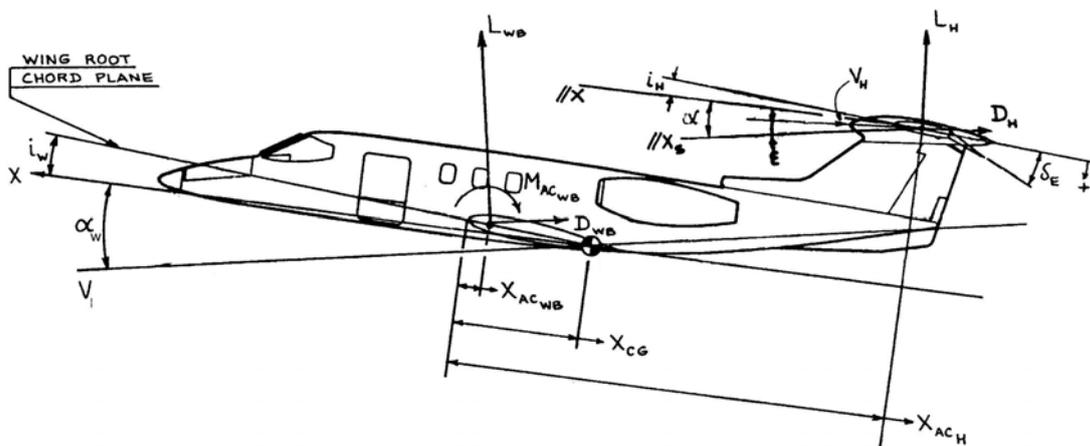


Figura 7.1 – Schema per la definizione dell'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla linea di riferimento della fusoliera.

## 7.2 - METODO DI CALCOLO.

### 7.2.1 – Resistenza parassita

La resistenza parassita di un velivolo completo può essere considerata, con buona approssimazione, come la somma dei seguenti contributi:

1. Ala – attrito
2. Fusoliera –
  - a. attrito
  - b. upsweep
  - c. base
3. Gondole motori –
  - a. attrito
  - b. base
4. Piano verticale – attrito
5. Piano orizzontale – attrito
6. *Gap* delle superfici di comando
7. Miscellanea –
  - a. sistema di condizionamento dell'aria
  - b. sistemi di raffreddamento
  - c. protuberanze: antenne, prese di pressione, alette, ecc.
  - d. cerniere di flap
  - e. wing fences
  - f. wing vortex generator

Di seguito si procede con la descrizione di alcune metodologie di calcolo utili per la valutazione dei termini appena elencati.

La resistenza di attrito di tutti i componenti (ala fusoliera, piani di coda, nacelle, ecc.) viene valutata con la generale formula :

$$C_{Do\_comp} = (k_{ff})_{comp} \cdot (C_f)_{comp} \cdot \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)_{comp} \quad (4)$$

ottenuta cioè dal prodotto del:

- coefficiente di attrito  $C_f$  di lastra piana relativo al componente (funzione del Reynolds tipico del componente e del Mach di volo, come velocità e quota assumere sempre la presunta velocità di crociera, ad esempio per un trasporto a getto  $M=0.84$  a 33000 ft di quota);
- fattore di forma  $K_{ff}$  che tiene conto del fatto che il componente non è una lastra piana ed è caratterizzato da un flusso a velocità non costante , ma con recuperi di pressione che possono portare ad ispessimenti dello strato limite e quindi a  $C_f$  diversi da quello di lastra piana;
- area bagnata del componente  $S_{wet}$  (che deve essere calcolata o valutata in modo approssimato conoscendo le caratteristiche geometriche del componente).

### **1. Resistenza di attrito dell'ala.**

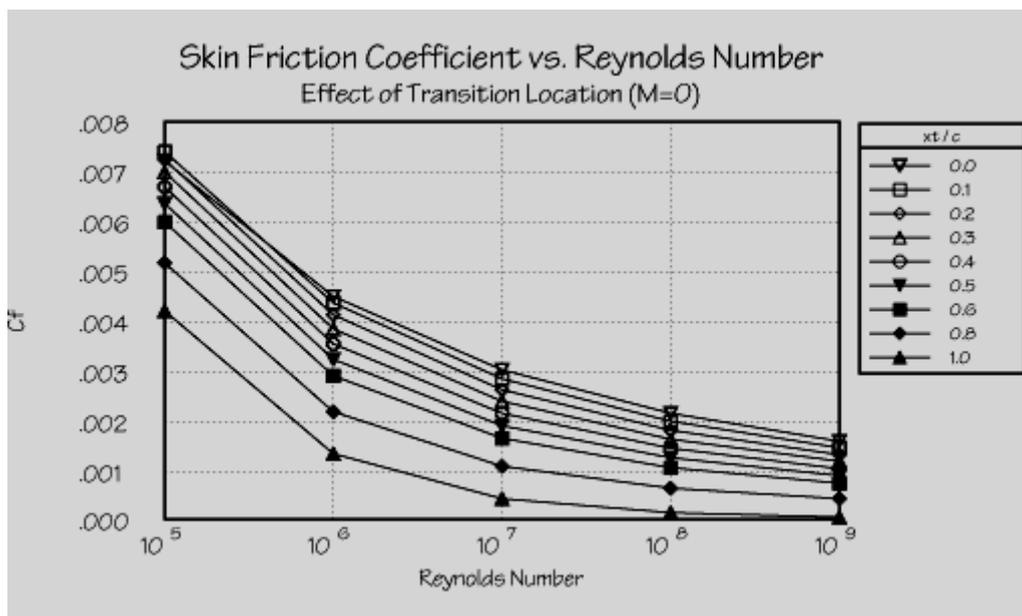
Il contributo di resistenza di attrito dovuto all'ala può essere ricavato mediante un approccio basato sulla valutazione del coefficiente di attrito  $C_f$ , dell'area bagnata  $S_{wet}$  e di un fattore di forma  $k_{ff}$ . La relazione che lega tali parametri è la seguente.

$$C_{Dw} = k_{ff} \cdot C_f \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (5)$$

Il coefficiente di attrito  $C_f$  (lastra piana) sarà ovviamente funzione dei parametri aerodinamici Reynolds e Mach. Esso può ottenersi sulla base delle formule e grafici ben noti (basati su risultati sperimentali) ottenuti per una lastra piana investita da un flusso incomprimibile ( $M=0$ ) e riassunti nel diagramma seguente. Le diverse curve ivi

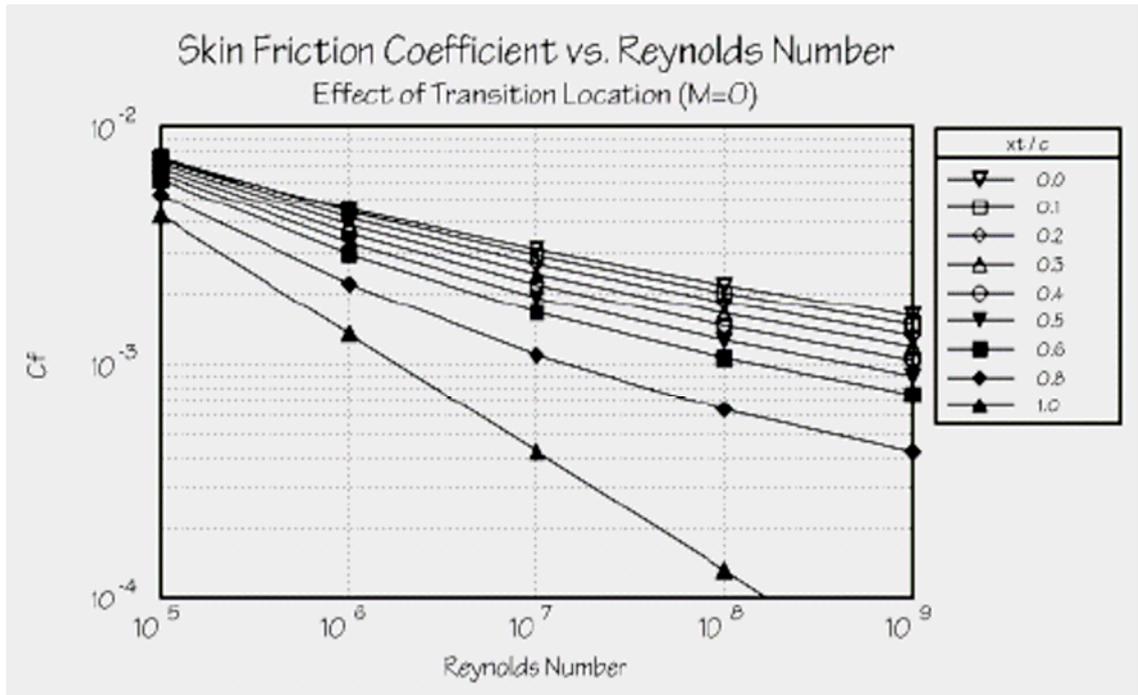
presenti, che riportano  $C_f$  in funzione del valore del numero di Reynolds riferito alla lunghezza caratteristica (corda media aerodinamica dell'ala in tal caso) ed alle condizioni atmosferiche tipiche della fase di crociera del velivolo esaminato, sono relative a differenti posizioni del punto di transizione da flusso laminare a flusso turbolento.

E' bene precisare che le ali ed i piani di coda degli attuali velivoli da trasporto a getto hanno forse solo un 10% di flusso laminare. Velivoli innovativi o incentrati sulla tecnologia laminare (ad esempio il Piaggio P180) operanti ad esempio a Mach inferiori a 0.80 (tipicamente da 0.40 a 0.60) possono avere flusso laminare sull'ala fino al 40-50% della corda.



La figura precedente può essere meglio rappresentata in scala logaritmica.

Le curve del  $C_f$  diventano quasi delle rette.



In effetti per flusso laminare la formula che esprime il  $C_f$  di lastra piana è :

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (6)$$

Per flussi completamente turbolenti ( $xt/c=0$ ), la relativa curva riportata nel grafico può essere bene approssimata dalla nota formula :

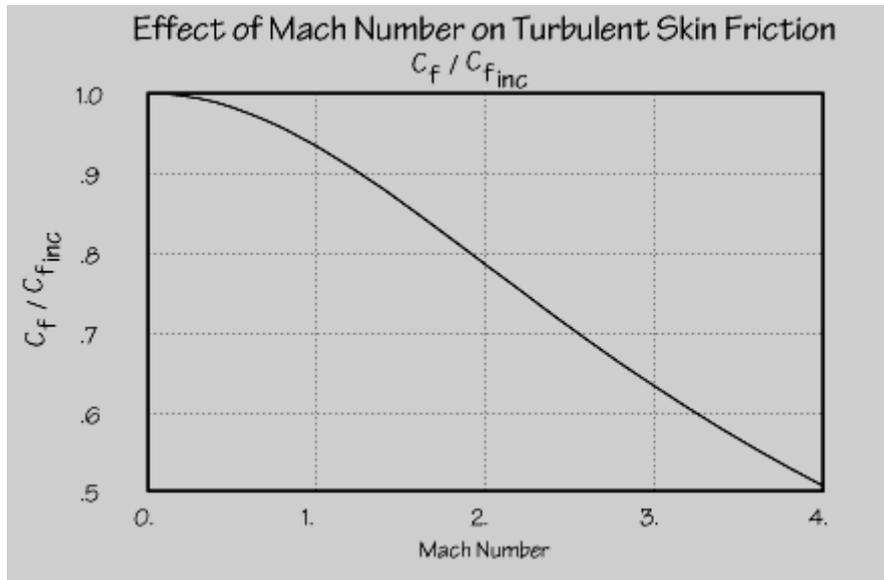
$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}} \quad (7)$$

Se si introduce anche l'effetto del numero di Mach (comprimibilità) la formula diventa:

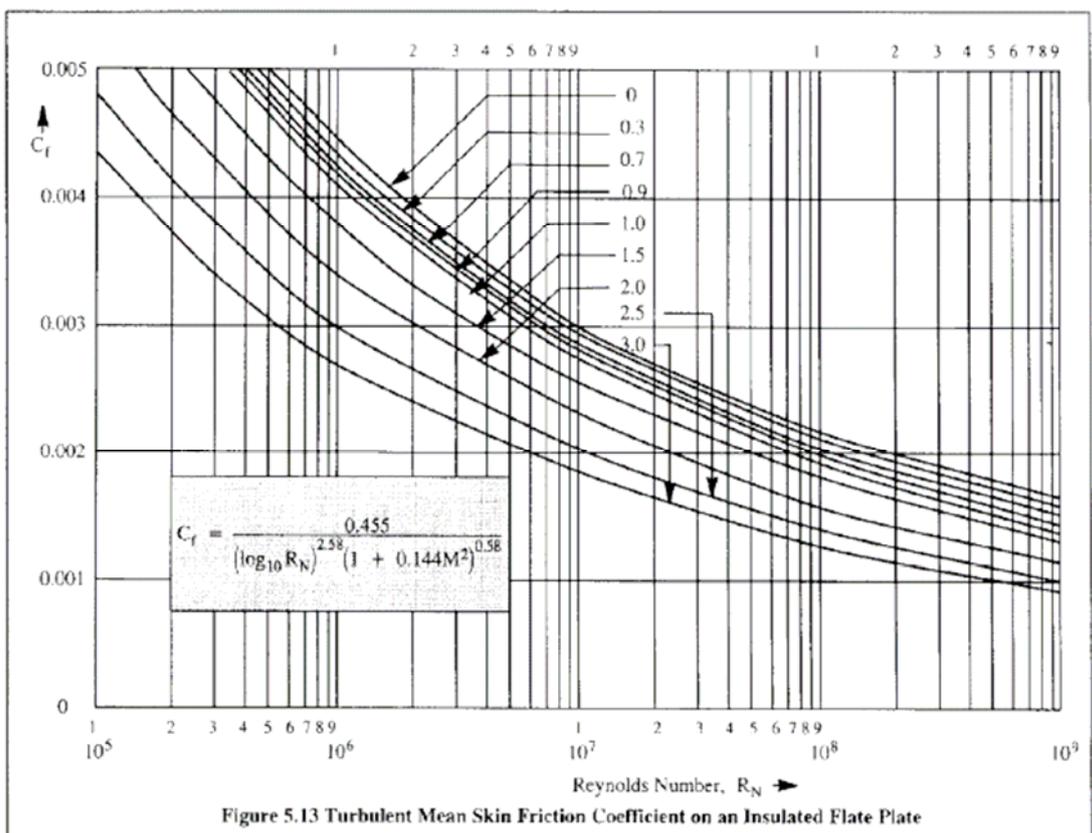
$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (8)$$

In alternativa si può tenere in conto l'effetto del Mach attraverso un altro approccio. Anche il numero di Mach incide sul valore del coefficiente di attrito: l'effetto da esso prodotto è tanto più evidente quanto più è elevato il suo valore, soprattutto in ambito supersonico, e ciò è dovuto alla modifica delle proprietà del fluido causate dal

riscaldamento aerodinamico. Tale effetto può essere tenuto in conto nella presente analisi attraverso il seguente diagramma.



Ricavato pertanto il  $C_f$  incomprimibile ( $M=0$ ) si corregge per l'effetto del Mach con il diagramma sopra riportato. In effetti il  $C_f$  turbolento riportato nella formula (8) è rappresentato dal ben noto diagramma:



### Effetti della rugosità per il calcolo del Cf

La rugosità superficiale (rivetti , gap, gradini..) ha l'effectto di incrementare il Cf precedentemente ricavato che ovviamente si basa sulla ipotesi di superficie liscia.

Gli effetti della rugosità superficiale dell'ala (dovuti alla presenza di rivetti, step, gap, ecc.) possono essere tenuti in conto incrementando il valore del coefficiente di attrito così ricavato del 6%-9%, in caso di flusso completamente turbolento, e del 2%-3%, in caso di flusso parzialmente laminare. Questi dati sono stati ricavati attraverso una statistica fatta per una ampio numero di velivoli da trasporto a getto, la quale ha inoltre dimostrato come tale incremento percentuale tenda ad essere tanto più ampio quanto più piccolo è il velivolo.

La rugosità può essere tenuta in conto in alternativa con un metodo proposto da Raymer.

La procedura si basa sulla preliminare determinazione del Reynolds di cut-off:

$$R_{\text{cutoff}} = 38.21(l/k)^{1.053} \quad \text{in caso subsonico} \quad (9)$$

$$R_{\text{cutoff}} = 44.62(l/k)^{1.053} M^{1.16} \quad \text{in caso transonico o supersonico} \quad (10)$$

dove  $l$  è la lunghezza caratteristica del componente in esame (nel caso dell'ala la corda media, nel caso di un piano di coda la sua corda media, nel caso della fusoliera la sua lunghezza) espressa in [feet] e  $k$  è la rugosità superficiale (sempre in [feet]) ricavabile dalla seguente tabella:

**Table 12.4 Skin roughness value ( $k$ )**

Surface	$k$ (ft)
Camouflage paint on aluminum	$3.33 \times 10^{-5}$
Smooth paint	$2.08 \times 10^{-5}$
Production sheet metal	$1.33 \times 10^{-5}$
Polished sheet metal	$0.50 \times 10^{-5}$
Smooth molded composite	$0.17 \times 10^{-5}$

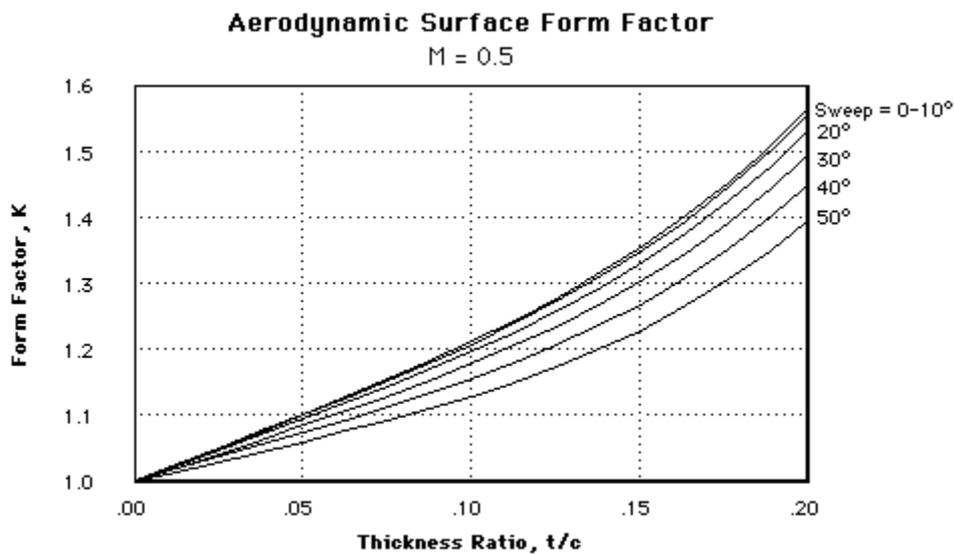
Una volta determinato il Reynolds di cut-off si confronta con il Reynolds relativo al componente

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} \quad (11)$$

e il più piccolo dei due viene usato nelle formule precedenti per determinare il Cf.

### Fattore di forma

Il coefficiente di attrito  $C_f$  così determinato si riferisce ad una lastra piana e deve essere pertanto corretto per mezzo di un fattore  $k_{ff}$  che tenga conto della reale geometria dell'ala che si sta esaminando. Lo spessore percentuale medio e l'angolo di freccia producono effetti che possono essere calcolati attraverso il diagramma riportato di seguito e valido per una valore del numero di Mach pari a 0.5.



In alternativa il fattore di forma di una qualsiasi superficie portante può essere valutato attraverso la seguente formula :

$$k_f = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[ 1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right] \quad (12)$$

dove :

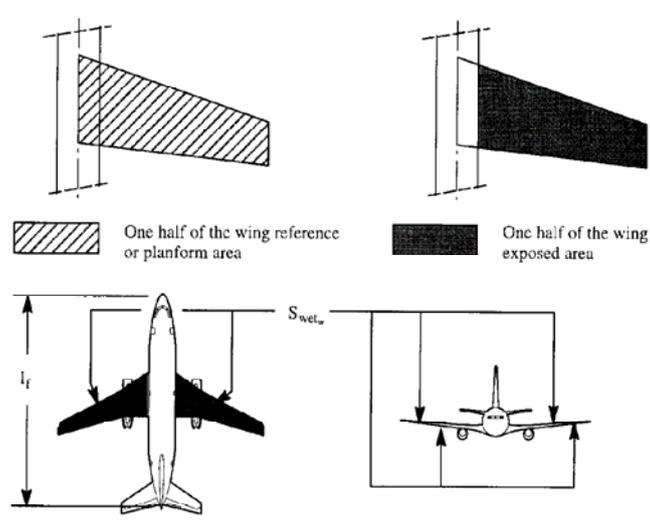
- $(x/c)_m$  è l'ascissa di spessore massimo del profilo medio (tipicamente 0.30 e fino a 0.40-0.50 per profili di alta velocità)

- $t/c$  è lo spessore percentuale del profilo medio (tipicamente tra 0.10 e 0.15)
- $\Lambda_m$  è l'angolo di freccia della linea di massimo spessore dell'ala
- $M$  è il numero di Mach

### Area bagnata

L'area bagnata, infine, può determinarsi sulla base della superficie esposta, ovvero della superficie alare di riferimento meno la parte che ricade internamente alla fusoliera.

$$S_{wet} = 2 \cdot \left( 1 + 0.25 \cdot \frac{t}{c} \right) \cdot S_{exp} \quad (13)$$



## **2. Resistenza di attrito della fusoliera.**

Il contributo di resistenza di attrito dovuto alla fusoliera può essere ricavato mediante lo stesso approccio adoperato per l'ala.

$$C_{Df} = k_{ff} \cdot C_f \cdot \frac{S_{wet}}{S}$$

### Coefficiente di attrito $C_f$

Anche in questo caso il coefficiente di attrito  $C_f$  può essere determinato attraverso la tecnica sopra esposta, basandosi su di un valore del numero di Reynolds riferito questa volta alla lunghezza di fusoliera (quindi avremo valori dell'ordine di 30-100 milioni).

E' lecito ipotizzare, con buona approssimazione, che il flusso sia completamente turbolento.

C'e' da dire però che fusoliere come quelle del P180 possono avere flusso laminare fino a circa il 20% della lunghezza. Nella maggior parte dei casi relativi a velivoli da trasporto è però corretto ipotizzare assenza di flusso laminare (si pensi all'effetto prodotto dai tergicristalli sul parabrezza del velivolo).

Ricapitolando per ottenere il  $C_f$  relativo alla fusoliera:

- calcolare il Reynolds tipico della fusoliera  $Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l_f}{\mu}$

con  $l_f$  presa come la lunghezza della fusoliera  $l_f$  ed i parametri aerodinamici assunti come per l'ala (la  $V$  e la quota sono quelle presunte di crociera)

- calcolare il Reynolds di cut-off (vedi paragrafo precedente)
- Assumere il minore dei due per il calcolo del  $C_f$  secondo lo stesso schema (grafici) riportato per l'ala. Se si vuole assumere una certa % di flusso laminare, scegliere la curva appropriata.
- Correggere il  $C_f$  incomprimibile per l'effetto del Mach.

### Fattore di forma

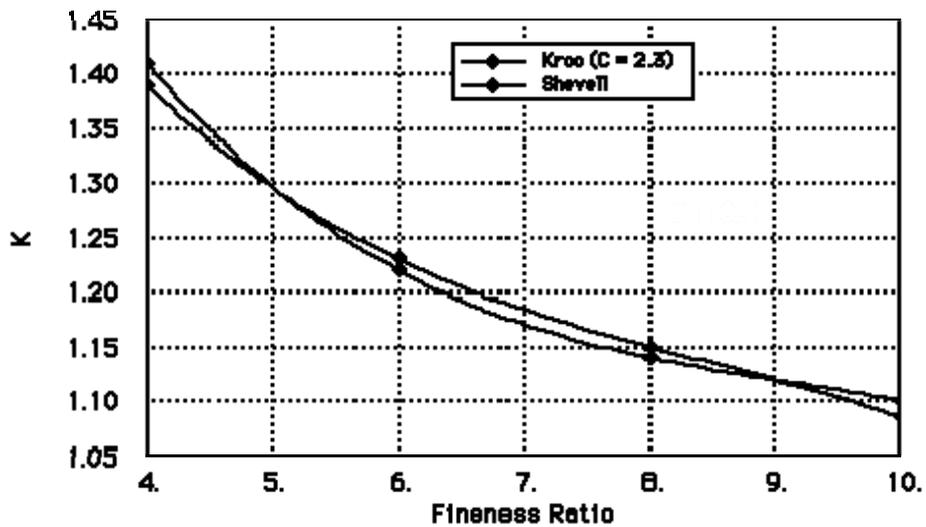
Il fattore di forma  $k_{ff}$  per la fusoliera deve tenere conto degli effetti dovuti al rapporto di snellezza ottenuto come rapporto tra la lunghezza di fusoliera ed il diametro massimo effettivo. Quest'ultimo è definito come il diametro della sezione circolare

equivalente che possiede l'area uguale a quella della sezione massima di fusoliera, indicata con  $A_{\max}$ .

$$d_{\text{eff}} = \left( \frac{4A_{\max}}{\pi} \right)^{1/2} \quad (14)$$

$$fr = \frac{l_f}{d_{\text{eff}}}$$

Da una analisi di carattere semiempirico si è rilevato che a valori elevati del rapporto di snellezza corrispondono valori contenuti del fattore di forma, come mostrato dal seguente grafico.



Il fattore di forma della fusoliera, oltre che col grafico precedente può essere ricavato con la seguente formula (15), nella quale compare sempre il rapporto di snellezza  $fr$ , definito sempre come rapporto tra la lunghezza ed il diametro massimo effettivo.

$$K_f = \left( 1 + \frac{60}{fr} + \frac{fr}{400} \right) \quad (15)$$

Area bagnata Swet

L'area bagnata, infine, può essere ottenuta come somma di tre contributi: parte anteriore, parte centrale, parte posteriore, per fusoliera convenzionali:

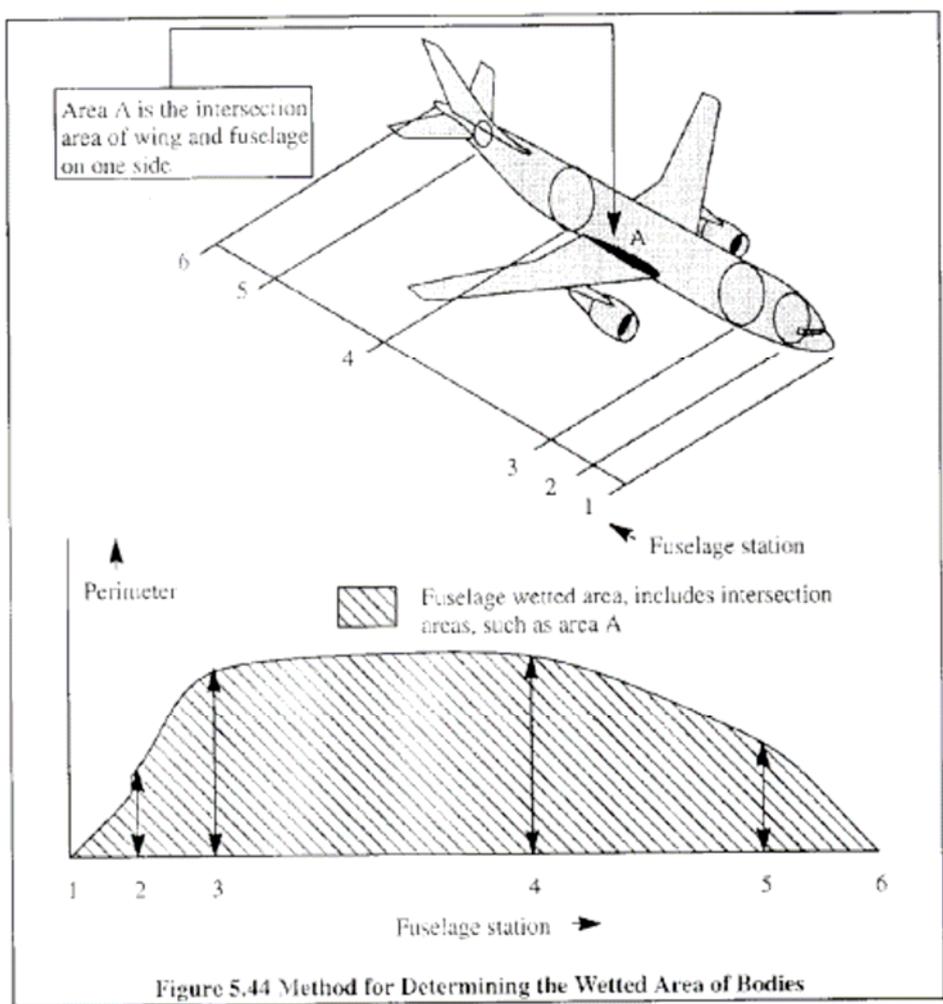
$$S_{wet\ nose} = 0.75 \cdot \pi \cdot d \cdot l_{nose}$$

$$S_{wet\ central} = \pi \cdot d \cdot l_{central}$$

$$S_{wet\ cone} = 0.72 \cdot \pi \cdot d \cdot l_{cone}$$

In tutti e tre i casi compare il diametro  $d$  della sezione circolare equivalente alla sezione del tratto cilindrico di fusoliera.

In ogni caso, conoscendo il diagramma del perimetro in funzione della ascissa  $x$ , quindi  $p(x)$ , facendone l'integrale è possibile ricavare l'area bagnata della fusoliera come mostrato di seguito:



Qui di seguito riportiamo un data-base con il rapporto di snellezza (fineness ratio  $fr$ ) e l'area bagnata di alcune fusoliere.

Type	$l_f/d_f$	$S$ (ft <sup>2</sup> )	$S_{wcl_f}$ (ft <sup>2</sup> )	$S_{wcl_f}/S$
Cessna 210	5.02	175	319	1.82
Cessna 207	5.69	174	425	2.44
Cessna 185	5.15	176	292	1.68
Cessna 310	5.40	179	306	1.71
Cessna 414	5.52	195.7	488	2.49
Beech Sierra	5.22	146	332	2.27
Beech Bonanza ('58)	4.98	181	323	1.78
Beech Baron	5.69	199.2	362	1.82
Beech Duke	5.59	212.9	586	2.28
Beech King Air	6.06	294	652	2.22
Piper Navajo	5.97	229	502	2.19
Piper Seneca	5.68	206.5	356	1.72
Learjet M24	8.80	232	502	2.16
Shorts SD3-30	7.43	453	1,543	3.41
Fokker F-28-4000	8.59	850	2,454	2.89
Boeing 757-200	11.7	1,951	5,601	2.87

The diagram illustrates the fineness ratio of a fuselage. It shows a side view of a fuselage with a diameter  $d_f$  and a length  $l_f$ . The fineness ratio is defined as  $l_f/d_f$ .

### 3. Resistenza di upsweep della fusoliera.

L'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio. Tuttavia, tale inclinazione è causa di un ulteriore contributo alla resistenza totale del velivolo per le seguenti ragioni: nella zona iniziale della inclinazione si verifica un ispessimento dello strato limite, che comporta una crescita della resistenza di attrito; nella zona iniziale della inclinazione il flusso tende ad accelerare, convertendo la propria energia di pressione in energia cinetica, e ciò riduce il contributo di portanza offerto dalla fusoliera al velivolo completo. Tale aliquota deve essere, pertanto, recuperata attraverso un incremento dell'incidenza dell'ala, il quale causa a sua volta un aumento della resistenza parassita. Il valore del relativo coefficiente di resistenza  $C_{D_{upsweep}}$  lo si ottiene attraverso la seguente relazione

$$C_{D_{upsweep}} = 0.075 \cdot \frac{A_{max}}{S} \left( \frac{h}{l} \right)_{0.75l} \quad (16)$$

in cui  $A_{max}$  è la sezione massima di fusoliera compaiono le quantità segnalate in Figura sotto.

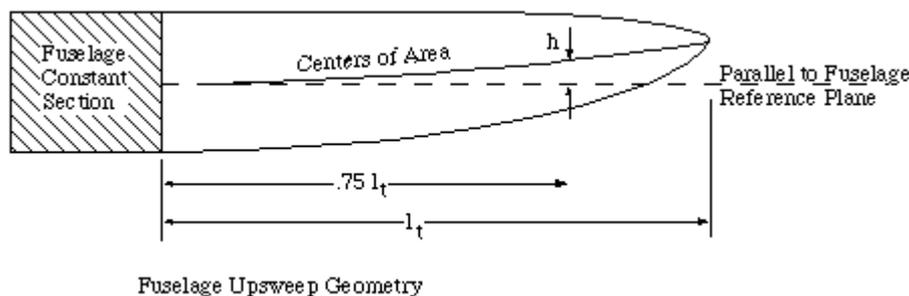


Figura 7. 2 – Schema per la definizione delle grandezze presenti nella formula per il calcolo del coefficiente di resistenza di *upsweep*. [28]

In alternativa può essere usata la seguente formula:

$$C_{D_{upsweep}} = 3.83 \cdot u^{2.5} \cdot \left( \frac{A_{\max}}{S} \right) \quad (17)$$

con  $u$  angolo di upsweep in [rad] come figura sotto.



**Fig. 12.24 Fuselage upsweep.**

L'angolo di upsweep per le fusoliere da trasporto è all'incirca tra  $13$  e  $18^\circ$  con un valore medio pari a  $15^\circ$ .

Una tabella che fornisce dei valori tipici dell'angolo del ventre di fusoliera (che è leggermente superiore all'angolo di upsweep  $u$ ) è di seguito riportata:

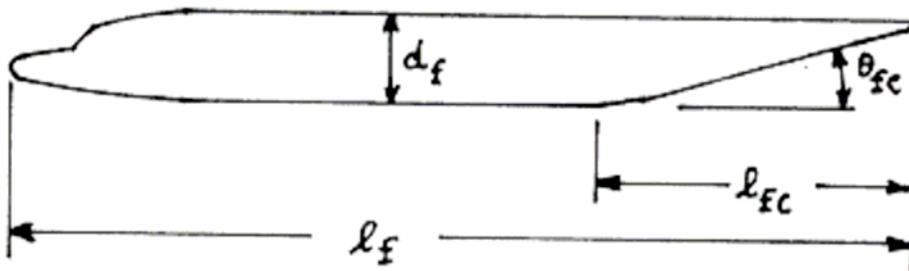


Figure 4.1 Definition of Geometric Fuselage Parameters

Table 4.1 Currently Used Geometric Fuselage Parameters

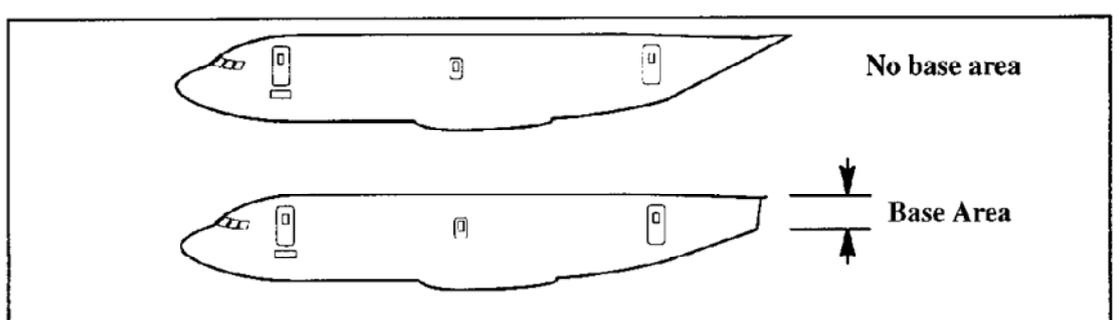
Airplane Type	$l_f/d_f$	$l_{fc}/d_f$	$\theta_{fc}$ (deg)
Homebuilts	4 - 8	3*	2 - 9
Single Engine	5 - 8	3 - 4	3 - 9
Twins	3.6** - 8	2.6 - 4	6 - 13
Agricultural	5 - 8	3 - 4	1 - 7
Business Jets	7 - 9.5	2.5 - 5	6 - 11
Regionals	5.6 - 10	2 - 4	15 - 19***
Jet Transports	6.8 - 11.5	2.6 - 4	11 - 16
Mil. Trainers	5.4 - 7.5	3*	up to 14
Fighters	7 - 11	3 - 5*	0 - 8
Mil. Transports, Bombers and Patrol Airplanes	6 - 13	2.5 - 6	7 - 25****
Flying Boats	6 - 11	3 - 6	8 - 14
Supersonics	12 - 25	6 - 8	2 - 9

\*Tailcone as defined by Figure 4.1 not easily defined  
 \*\*Cessna 336 (Fig.3.9c) \*\*\*Embraer Brasilia (Fig.3.16d)  
 \*\*\*\*Lockheed Hercules (Fig.3.29d)

#### 4. Resistenza di base della fusoliera.

Tale contributo può essere stimato con la seguente formula, specificando i valori della superficie  $S_{body}$  ( $=S_{max}$ , Superficie frontale massima della fusoliera) , del diametro equivalente  $d_{equiv}$  (vedi prima), del diametro della sezione di base  $d_{base}$  del corpo considerato ( $d_{base}$  è il diametro della sezione circolare avente uguale area della sezione di base, vedi figura) nonché la superficie alare di riferimento  $S$  e dal termine  $C_{Df}$  che rappresenta il coefficiente di resistenza di attrito della fusoliera.

$$C_{D_{base}} = 0.029 \cdot \frac{S_{body}}{S} \left( \frac{d_{base}}{d_{equiv}} \right)^3 \cdot \left[ C_{Df} \cdot \left( \frac{S}{S_{body}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (18)$$



#### 5. Resistenza di attrito di una gondola motore.

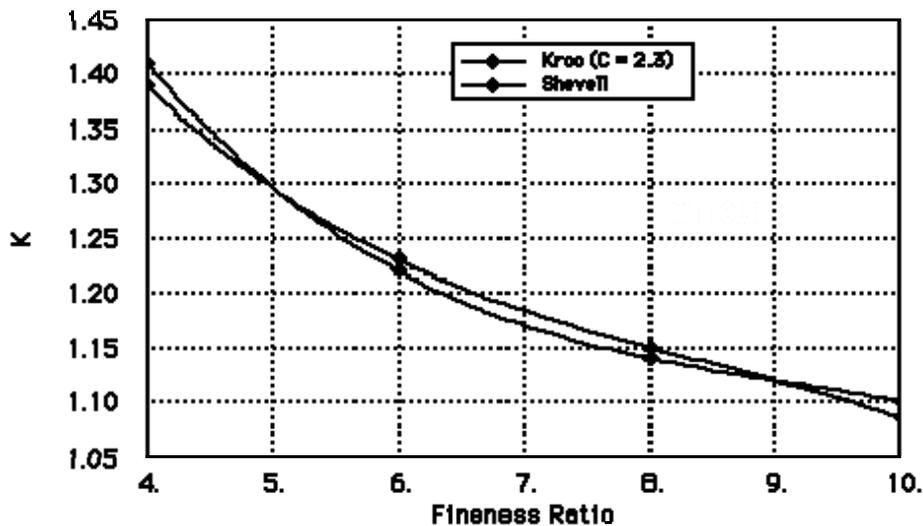
La resistenza di attrito di una gondola motore può essere determinata con il metodo del coefficiente di attrito e del fattore di forma già adoperato per la determinazione dei contributi di resistenza di attrito di ala e fusoliera. Anche qui tenere conto del Reynolds di cut-off per la determinazione del  $C_f$ . Il numero di Reynolds deve essere riferito, in questo caso, alla lunghezza della gondola ed inoltre è lecito ipotizzare che il flusso sia completamente turbolento.

Per ciò che riguarda il fattore di forma, è possibile modellare la gondola come un corpo di rivoluzione con un rapporto di snellezza dato da

$$\frac{l}{d} = \frac{\text{Nacelle length} + \text{Inlet Diameter}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot \left( A_{\max} - \frac{A_{\text{exit}} + A_{\text{inflow}}}{2} \right)}} \quad (19)$$

dove figurano l'area della sezione massima  $A_{\max}$ , l'area totale di uscita del flusso  $A_{\text{exit}}$  e l'area effettiva di ingresso  $A_{\text{inflow}}$  pari a circa l'80% dell'area della sezione di ingresso della presa d'aria.

Con questo valore del rapporto di snellezza si entra nel diagramma seguente e si determina il valore del fattore di forma  $k_{ff}$ .



L'area bagnata, infine, può essere stimata considerando il diametro della sezione circolare equivalente alla sezione media della gondola e quindi sfruttando la relazione seguente (superficie del cilindro):

$$S_{\text{wet nacelle}} = \pi \cdot d \cdot l_{\text{nacelle}} \quad (20)$$

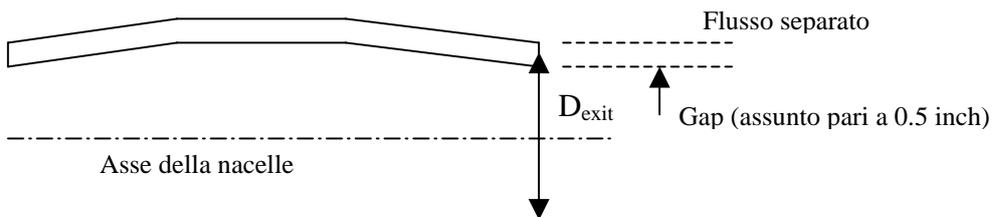
## 6. Resistenza di base di una gondola motore.

La resistenza di base delle gondole può invece essere stimata con la formula:

$$C_{D_{NAC\_base}} = \frac{0.5}{12} \cdot \pi \cdot (3.28) \cdot D_{exit} \cdot \frac{0.20}{S} \quad (21)$$

con  $D_{exit}$  in [m] ed  $S$  [m<sup>2</sup>]

La resistenza di base della gondola si origina da una “corona di flusso separato” dovuto al gap presente tra l’ugello di scarico e la nacelle (vedi figura). Il gap è in media pari a circa ½ inch (1.25 cm) per usuali nacelle di motori di turbofan.



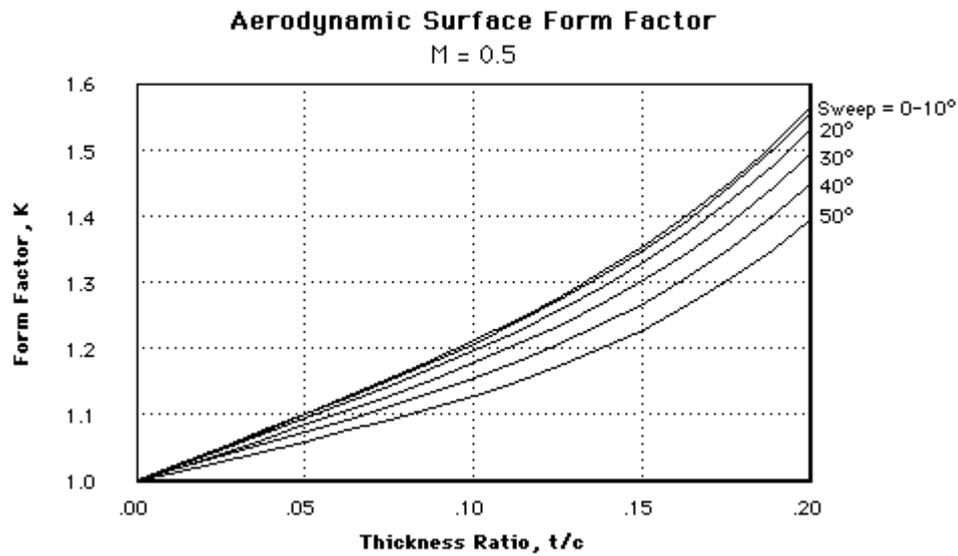
## 7. Resistenza di attrito dei piani di coda.

Il contributo di resistenza di attrito dovuto agli impennaggi orizzontale e verticale può essere stimato attraverso la stessa tecnica adottata per la resistenza di attrito dell’ala, trattandosi anche in questo caso di superfici portanti.

I valori dei numeri di Reynolds vanno riferiti alle rispettive corde medie aerodinamiche ed i flussi possono essere considerati con buona approssimazione completamente turbolenti (a meno di casi particolari in cui si siano adottati dei profili che consentano un funzionamento aerodinamico dei piani di coda parzialmente laminare). A volte può essere considerato un 10-15% della superficie dei piani operante in flusso laminare.

Tenere anche qui conto del Reynolds di cut-off per il calcolo del  $C_f$ .

I fattori di forma possono essere determinati ancora una volta in funzione dello spessore percentuale medio e dell’angolo di freccia, attraverso il seguente grafico.



Le aree bagnate del piano orizzontale e del piano verticale, infine, si ricavano con la formula

$$S_{wet} = 2 \cdot \left( 1 + 0.25 \cdot \frac{t}{c} \right) \cdot S_{exp} \quad (22)$$

in cui compaiono i rispettivi valori dello spessore medio e della superficie esposta.

### **8. Resistenza dovuta ai gap delle superfici di controllo.**

La resistenza parassita dovuta ai *gap* che accompagnano le superfici di controllo può essere stimata, in prima approssimazione, attraverso una relazione basata su dati sperimentali.

$$C_{D_{gap}} = 0.0002 \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot \frac{S_{affected}}{S} \quad (23)$$

In tale relazione compaiono l'angolo di freccia della superficie di controllo e  $S_{affected}$ , cioè la parte di superficie (di ala o piani di coda) interessata dalla superficie di controllo. In definitiva si parla della superficie della porzione di ala o di piano orizzontale di coda o di piano verticale di coda interessata dal comando in discussione.

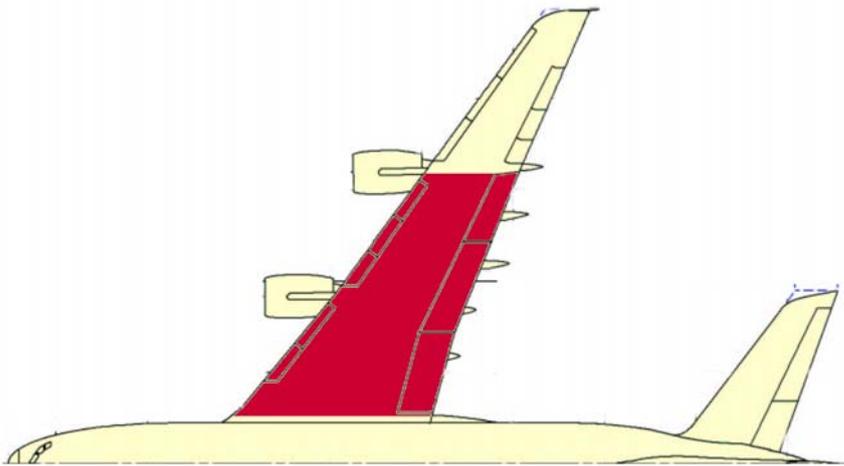


Fig. -  $S_{affected}$  per il flap di un velivolo da trasporto a getto.

Intendendo per comandi sostanzialmente alettone, equilibratore e timone:

- per l'alettone  $S_{affected} = \text{circa } 0.30 S$  (superficie alare)
- per il piano di coda orizzontale  $S_{affected} = \text{circa } 0.90 S_H$  (sup del piano orizzontale)
- per il piano verticale  $S_{affected} = \text{circa } 0.90 S_V$  (sup piano verticale)

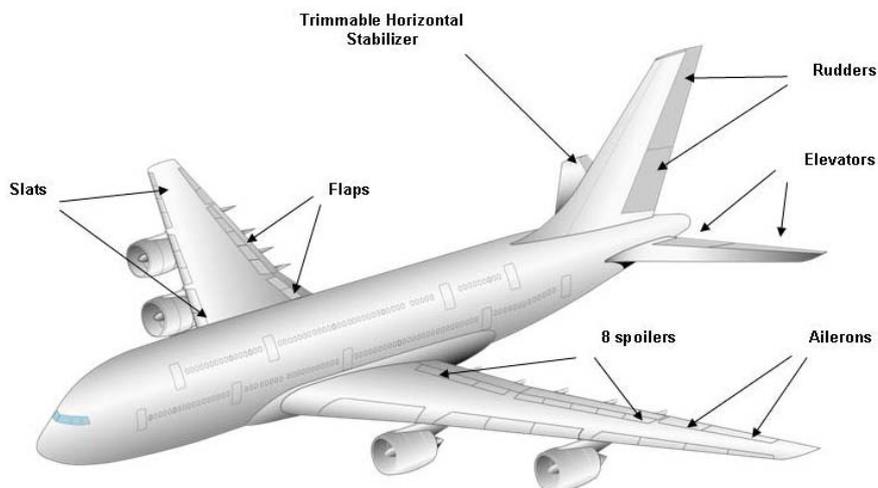


Figura 7. 3 – Schema delle superfici mobili del velivolo Airbus A380-800.

### 9. Resistenza dovuta ad altri fattori.

I sistemi di condizionamento dell'aria e di raffreddamento nonché le varie protuberanze inevitabilmente presenti a bordo di un velivolo producono un ultimo contributo alla resistenza parassita totale. Ai fini di una valutazione preliminare, è possibile assumere un contributo di resistenza di miscelanea pari ad un valore tra 1.5% e 2.5% della resistenza parassita complessivamente ottenuta. Ciò è confermato anche dai dati ricavati circa una serie di velivoli da trasporto a getto e riportati nella seguente tabella.

Airplane	DC-8-62	DC-8-63	DC-9-10	DC-9-20	DC-9-30
Flap Hinge Covers	0.12	0.12	0.69	0.97	0.69
Air Conditioning System (incl. thrust recovery)	0.84	0.82	0.25	0.24	0.24
Vortilon	-	-	0.30	0.29	0.29
Fence and Stall Strip	-	-	0.99	-	-
Miscellaneous	0.25	0.25	-	-	-
<b>Total</b>	<b>1.21%</b>	<b>1.19%</b>	<b>2.23%</b>	<b>1.50%</b>	<b>1.22%</b>

### 10. Resistenza dovuta al carrello fisso.

Il contributo alla resistenza parassita dovuto ai carrelli può scomporsi nella somma di due termini: uno relativo ai pneumatici e l'altro relativo alle gambe.

$$C_{D0}^{gear} = C_{D0}^{ruote} + C_{D0}^{gambe}$$

In particolare, il primo assume un valore calcolabile attraverso la seguente relazione

$$C_{D0}^{ruote} = 0.24 \cdot \frac{S_{ruota}}{S} \cdot n_{ruote},$$

in cui  $S_{ruota} = \text{altezza ruota} \times \text{spessore battistrada}$  ed  $n_{ruote}$  è il numero di ruote.

Il secondo termine, invece, assume un valore calcolabile mediante la seguente espressione

$$C_{D0}^{gambe} = 0.82 \cdot \frac{d_{gamba} \cdot l_{gamba}}{S} \cdot n_{gambe} \quad (24)$$

in cui  $d_{gamba}$  è il diametro della gamba del carrello,  $l_{gamba}$  è la lunghezza della gamba del carrello ed  $n_{gambe}$  è il numero di gambe.

Nel caso in cui si abbia a che fare con un carrello a balestra, è possibile valutare la resistenza di attrito offerta dalla balestra stessa attraverso la relazione

$$C_{D0}^{balestra} = C_f \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (25)$$

in cui compare il coefficiente di attrito (dipendente dal numero di Reynolds riferito alla corda media della balestra), la superficie bagnata della balestra e la superficie di riferimento.

### **11. Resistenza dovuta ad un montante.**

La presenza di montanti per ali controventate produce un incremento di resistenza parassita che non va trascurato. In particolare, è possibile valutare quest'ultimo con la seguente formula

$$C_{D0\_montante} = C_{dm} \cdot \frac{d_m \cdot l_m}{S} \quad (26)$$

in cui compaiono il  $C_{dm}$ , il cui valore è solitamente compreso tra 0.15 e 0.25, lo spessore massimo  $d_m$  del montante e la sua lunghezza  $l_m$ .

### Breakdown della resistenza

A titolo di esempio si riportano di seguito i diagrammi di *breakdown* della resistenza parassita di un velivolo da trasporto a getto del tipo Airbus A380, in cui i differenti contributi sono stati calcolati con le tecniche sopra esposte.

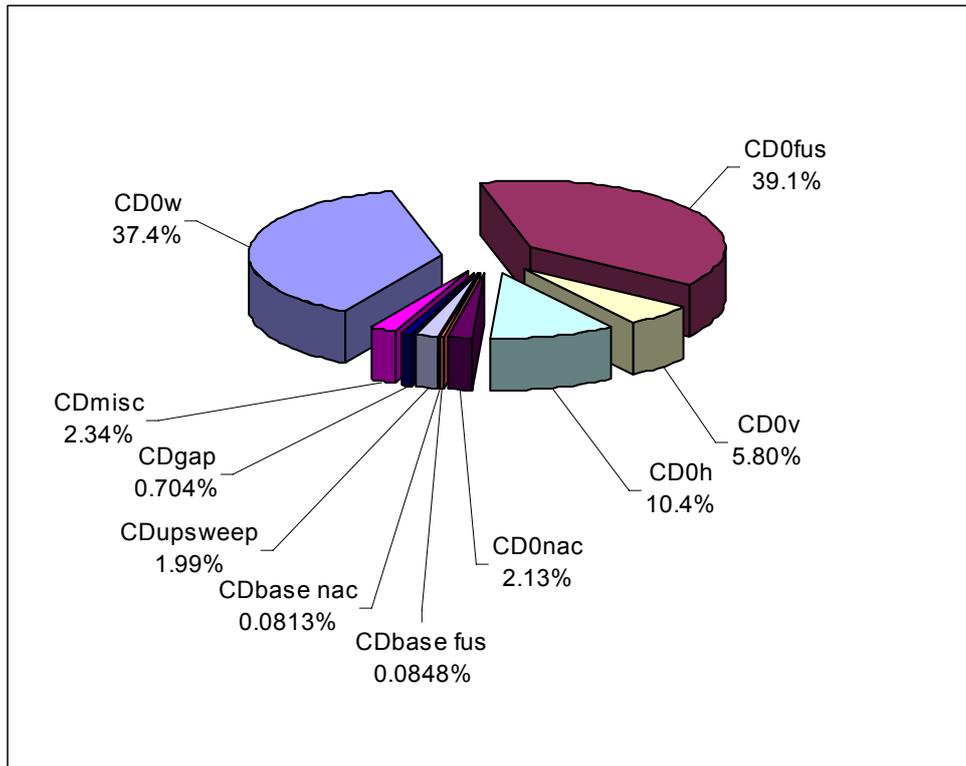


Figura - Diagramma a torta – *breakdown* della resistenza parassita in condizioni di crociera.

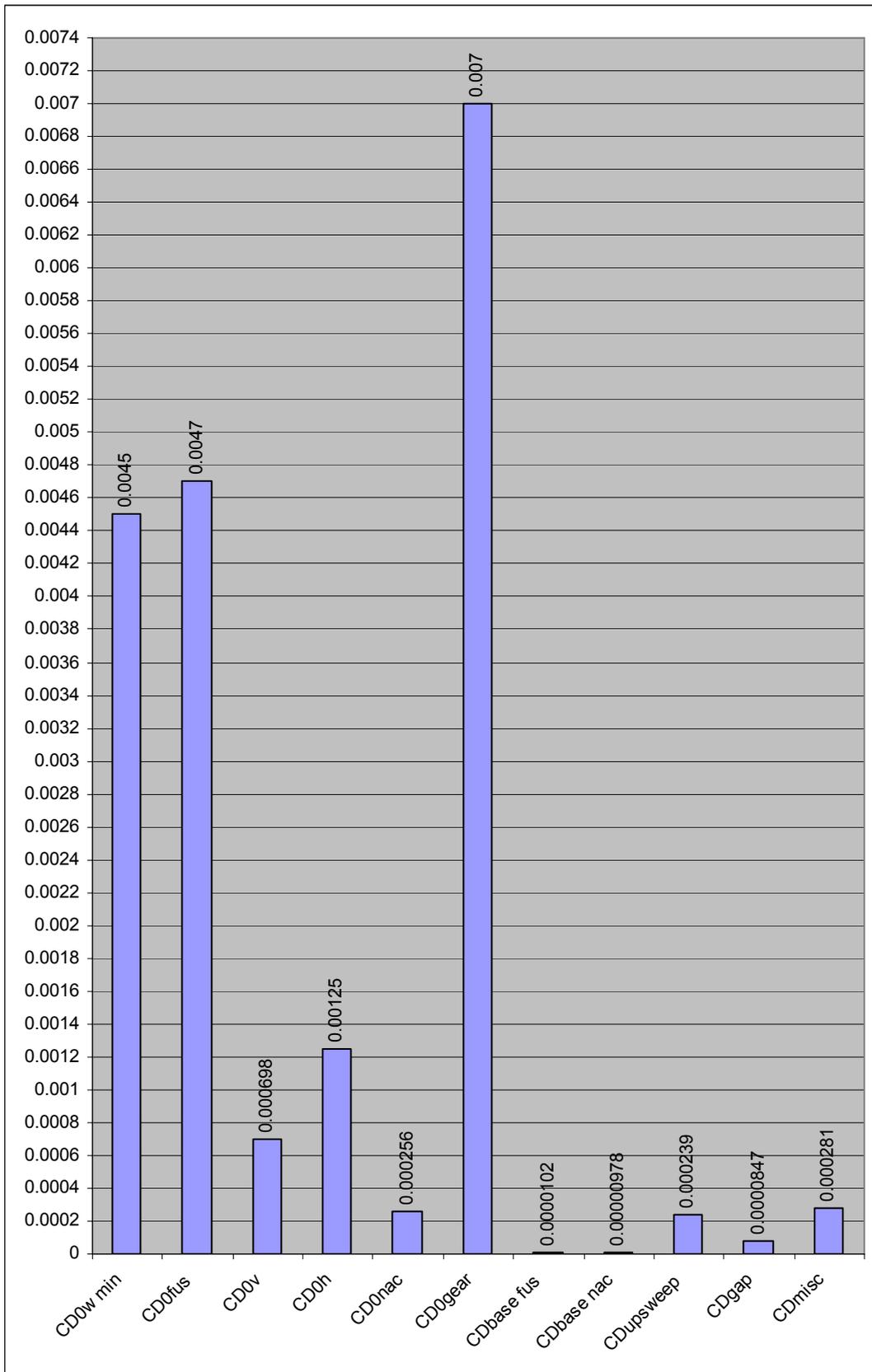


Figura – Istogramma – *breakdown* della resistenza.

### 7.2.2 – Resistenza dovuta alla portanza

La resistenza dovuta alla portanza comprende la vortex drag (la cosiddetta indotta) e la'incremento di resistenza parassita dovuto all'aumento di incidenza.

$$C_{D\_L} = C_{Di} + C_{Dv}$$

#### Resistenza indotta (non viscosa) – vortex drag

La resistenza indotta non viscosa (vortex drag) può essere stimata con la relazione:

$$C_{Di} = \frac{CL_w^2}{\pi \cdot AR \cdot u \cdot s} + 2\pi \cdot CL_w \cdot \varepsilon_t \cdot v + (2\pi \cdot \varepsilon_t)^2 \cdot w$$

con  $\varepsilon_t$  svergolamento dell'ala (positivo per wash-in);

$CL_w$  è il CL dell'ala (tipicamente pari a 1.05 del CL totale, ma ricavabile separatamente dal sistema delle pagine successive);

e dove i parametri  $u$ ,  $v$  e  $w$  dipendono dalla geometria dell'ala (in termini di rapporto di rastremazione, allungamento alare e forma in pianta; non si tiene conto dell'effetto di svergolamento) la quantità  $s$ , attraverso cui si può includere l'effetto di interferenza della fusoliera, Per la determinazione di  $u$  si può fare riferimento al seguente grafico.

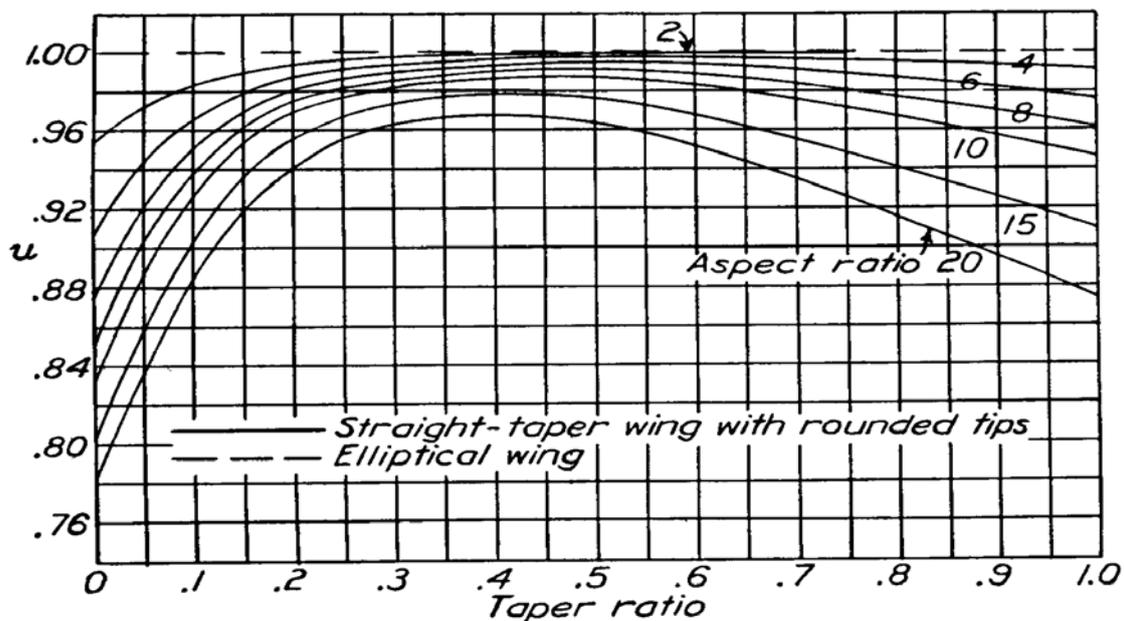
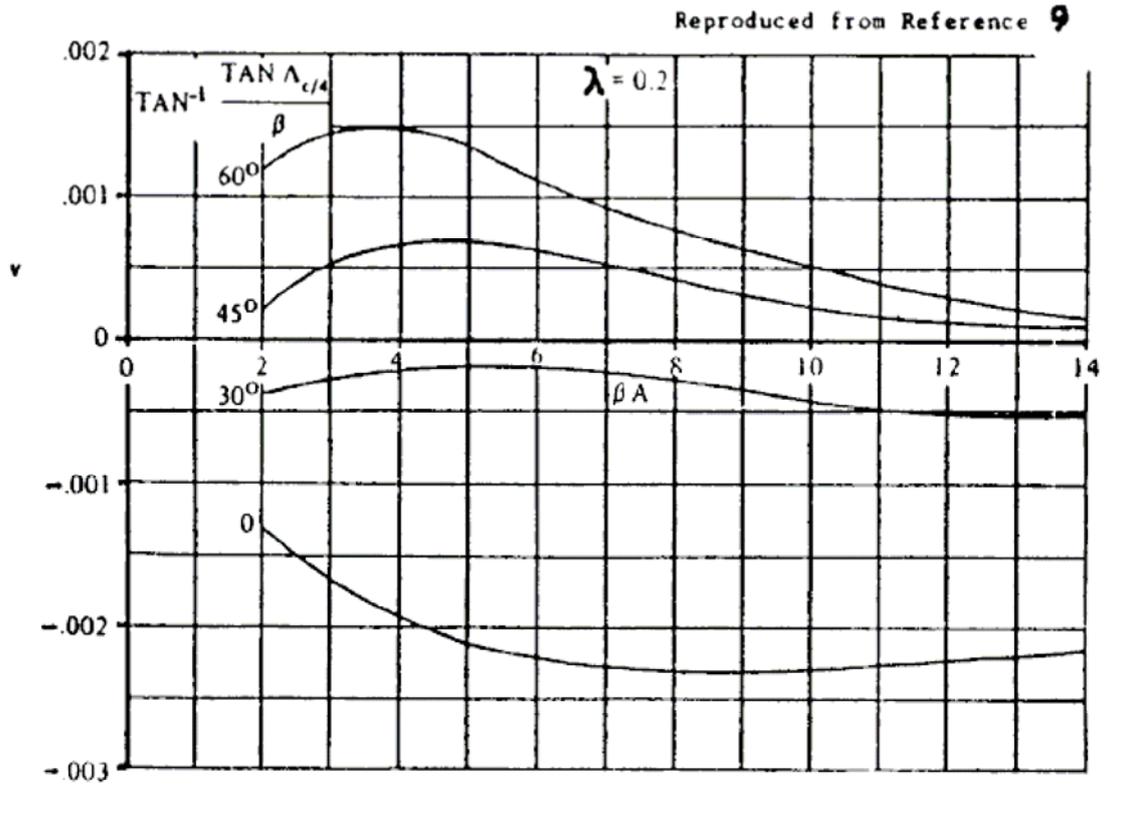
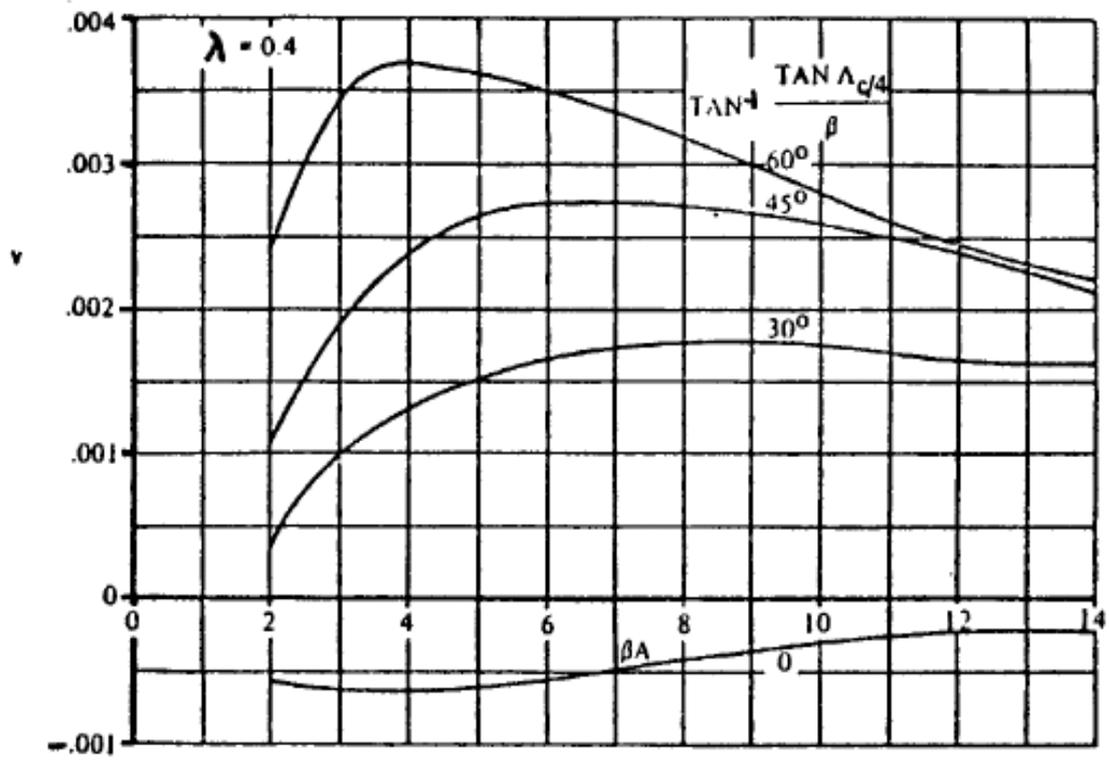


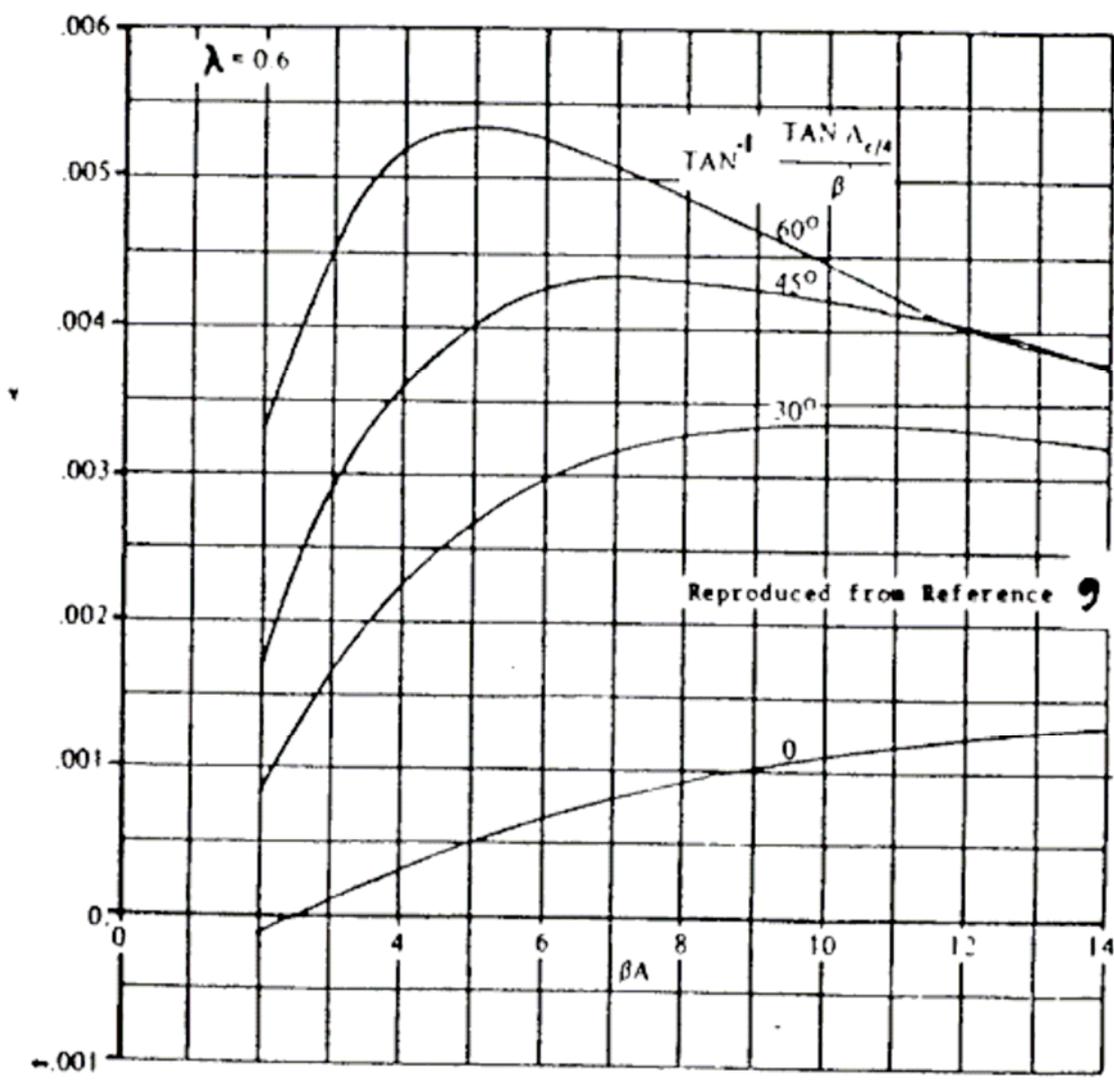
Figura – Diagramma per la determinazione di  $u$ .

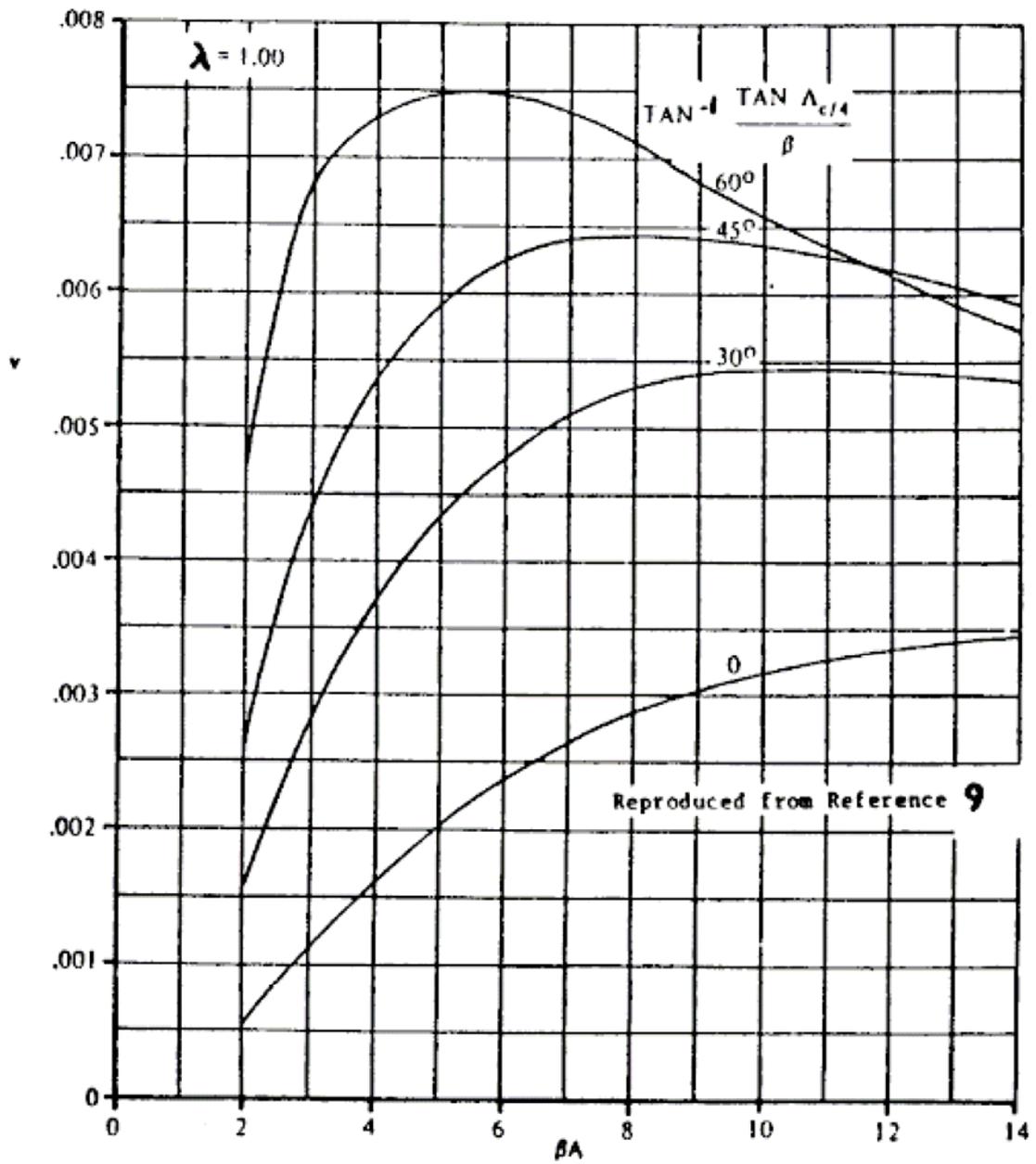
Ricordo che  $\beta = \sqrt{1 - M^2}$  ed in figura A vuol dire AR e  $\Lambda_{c/4}$  è l'angolo di freccia ad  $\frac{1}{4}$  della corda dell'ala

**Fattore v**

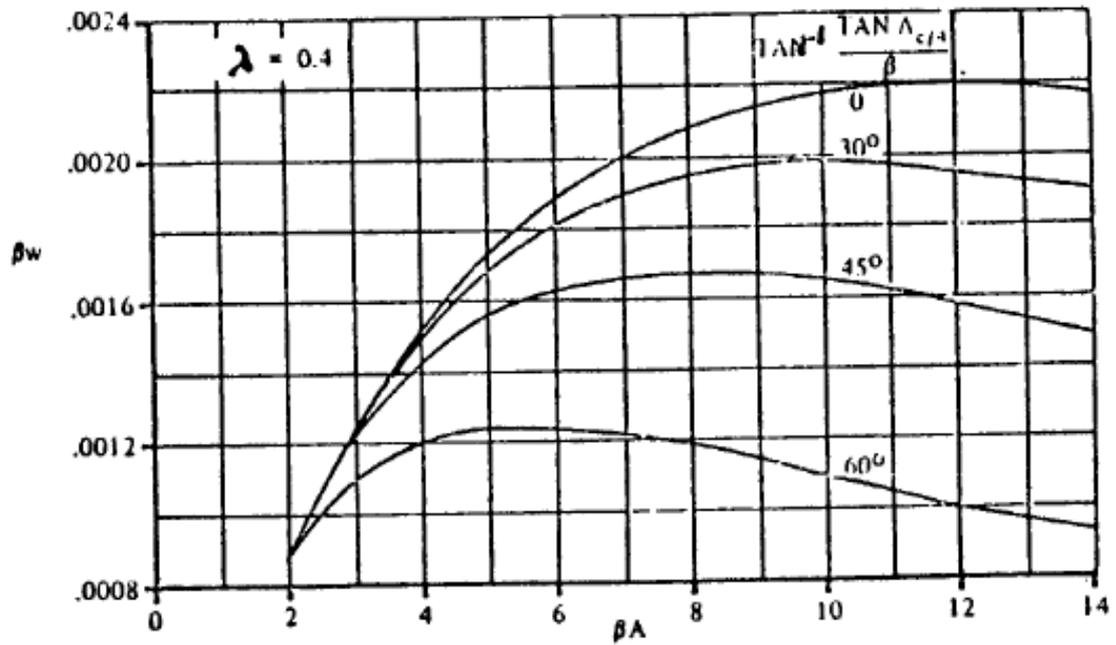
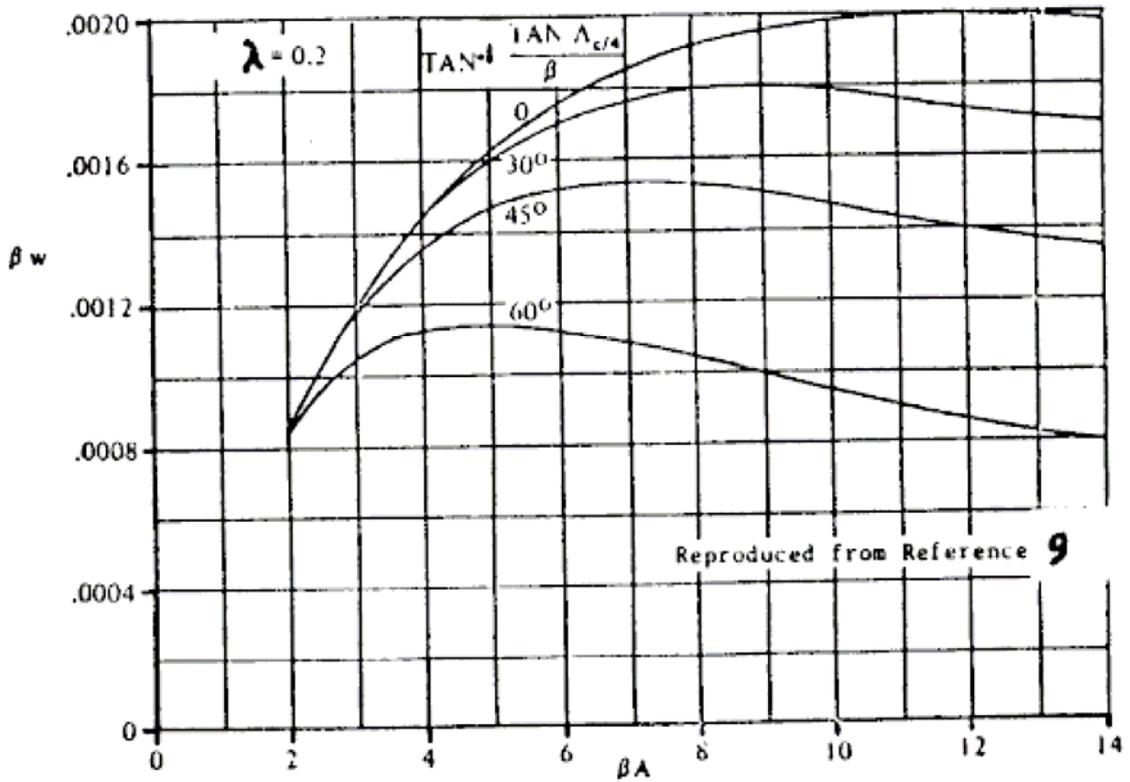


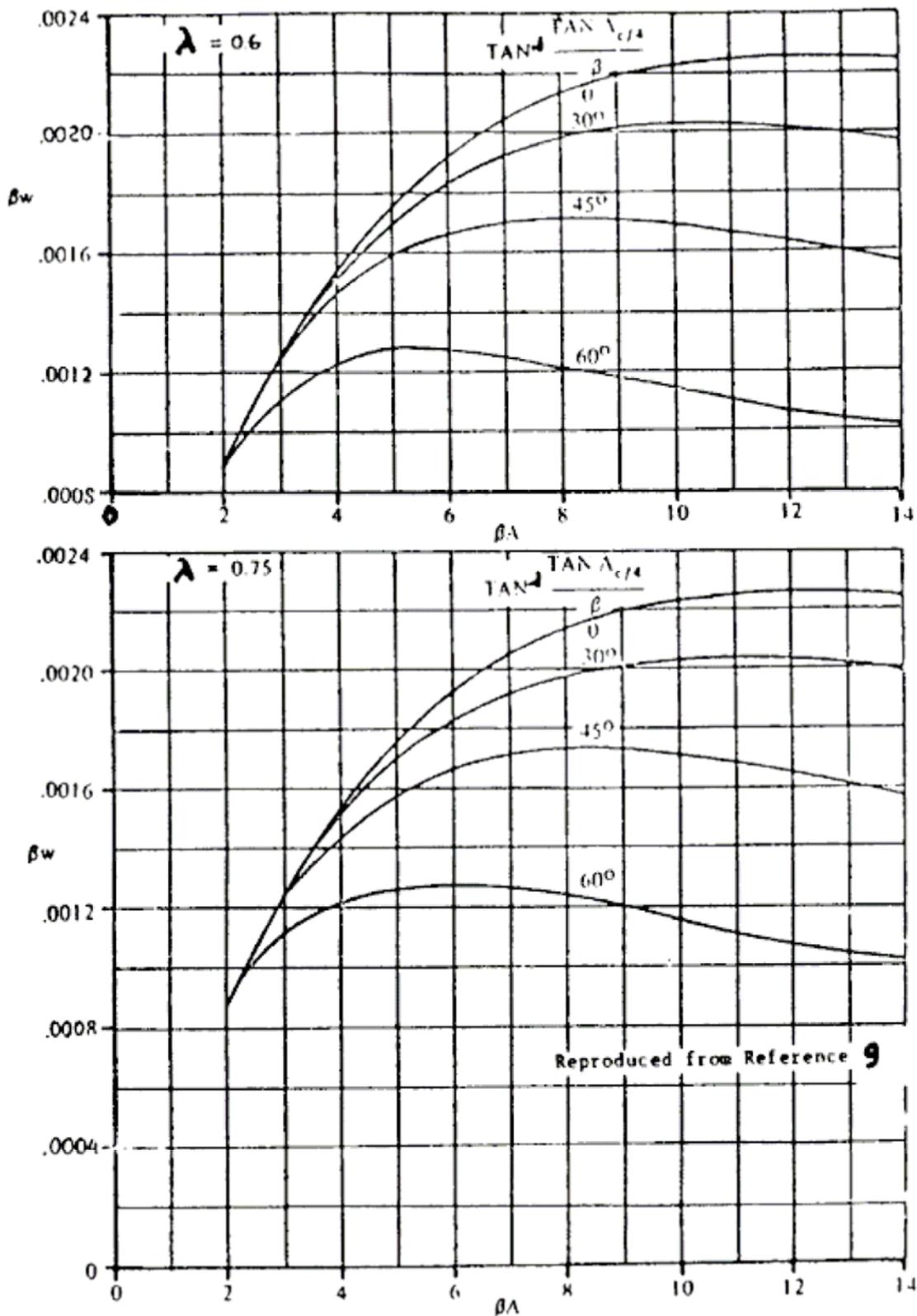






**Fattore w**





Il parametro  $S$  può essere determinato specificando il valore del rapporto tra il diametro della fusoliera e l'apertura alare e quindi entrando con esso nel grafico riportato di seguito.

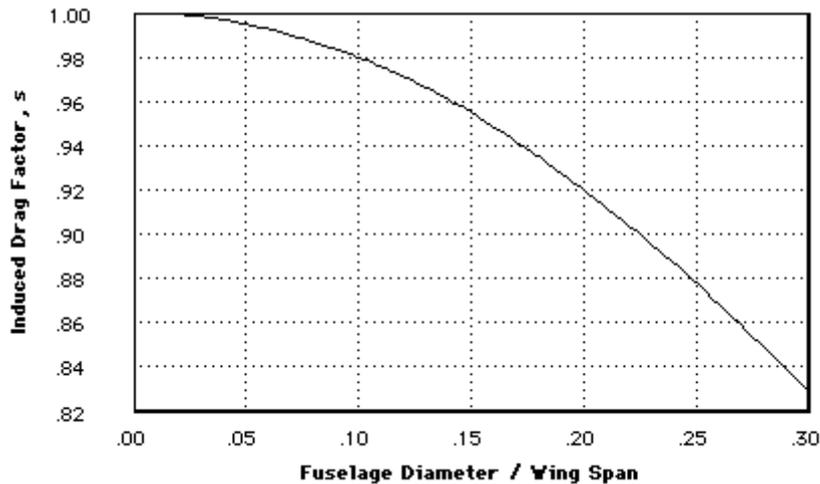


Figura 6. 1 – Diagramma utile per la determinazione del fattore s. [28]

### Resistenza parassita dovuta alla portanza

$$C_{Dv} = K \cdot CD_p \cdot C_L^2$$

Dove K è un fattore moltiplicativo e vale circa 0.38;

$CD_p$  è il coefficiente di resistenza parassita determinato come somma della resistenza di attrito totale + scia + upsweep fusoliera.

### Fattore di Oswald

In definitiva sommando i due contributi si può arrivare alla nota relazione :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (27)$$

Il fattore di Oswald  $e$  viene spesso definito come un indicatore dello scostamento del carico alare da quello ellittico (ottenuto per un'ala immersa in un flusso ideale), dovuto

alla particolare geometria dell'ala esaminata, all'interferenza aerodinamica che si crea in virtù della presenza della fusoliera, ed alla variazione della resistenza di profilo delle varie parti dell'aeroplano con l'assetto.

Il fattore  $e$  per vari velivoli vale circa 0.80.

Esistono anche delle formule semplificate per valutare direttamente il fattore  $e$  in modo semi-empirico.

$$\text{Straight-Wing Aircraft: } e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64$$

$$\text{Swept-Wing Aircraft: } e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1$$

$$(\Lambda_{LE} > 30 \text{ deg})$$

Per velivoli propulsi ad elica e dotati di motori sub-alari, è possibile considerare una ulteriore riduzione del fattore di Oswald di circa il 3-4%.

### 7.2.3 – Resistenza di *trim* e portanza esplicita dal piano orizzontale di coda.

Per calcolare la resistenza di *trim* è necessario valutare dapprima il contributo di portanza offerto dall'impennaggio orizzontale al variare dell'incidenza. Questo può essere calcolato attraverso la risoluzione del sistema delle equazioni di equilibrio alla traslazione lungo l'asse normale al velivolo ed alla rotazione intorno all'asse di beccheggio.

$$\begin{cases} C_{Lw} + C_{Lh} \cdot \frac{S_h}{S} = C_L \\ C_{Lw} \cdot \frac{x_w}{c_w} - C_{Lh} \cdot \frac{(l_t - x_w)}{c_w} \cdot \frac{S_h}{S} + C_{m.ac}^{wb} = 0 \end{cases} \quad (7.4)$$

In esse compaiono:

1.  $C_{Lw}$  - il coefficiente di portanza dell'ala;
2.  $S_h$  - la superficie del piano orizzontale di coda;
3.  $C_{m.ac}^{wb}$  - il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale. Esso può essere stimato mediante la relazione

$$\left(C_m^{wb}\right)_{a.c.}^{wb} = \left(C_m^w\right)_{a.c.}^w + C_{L\alpha}^w \cdot \alpha_{body} \cdot (x_{a.c.}^{wb} - x_{a.c.}^w) + C_{m0}^{fus} + C_{m\alpha}^{fus} \cdot \alpha_{body} + C_{m0}^{nac} + C_{m\alpha}^{nac} \cdot \alpha_{body} \quad (7.5)$$

in cui vengono considerati i contributi dell'ala, della fusoliera e delle gondole dei motori ed in cui compaiono il coefficiente di momento focale dell'ala  $\left(C_m^w\right)_{a.c.}^w$ , il coefficiente della retta di portanza dell'ala  $C_{L\alpha}^w$ , la posizione longitudinale dei centri aerodinamici dell'ala  $x_{a.c.}^w$  e del velivolo parziale  $x_{a.c.}^{wb}$ , il coefficiente di momento focale della fusoliera  $C_{m0}^f$ , il coefficiente di momento focale delle gondole dei motori  $C_{m0}^{nac}$  e le derivate prime dei coefficienti di momento della fusoliera e delle gondole dei motori rispetto all'angolo di attacco  $\alpha_{body}$ .

4.  $x_w$  - la distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale dal baricentro del velivolo completo;

5.  $l_t$  - la distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda;

Prima di procedere con la descrizione della tecnica di risoluzione del sistema di equazioni (7.11), è necessario fornire una stima delle quantità che ivi compaiono per la prima volta nel discorso complessivo del dimensionamento preliminare.

### Coefficiente di momento della fusoliera.

Il coefficiente di momento della fusoliera (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificarne il polo), nell'ambito dell'ipotesi di linearità, è rappresentato dalla seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$C_m^{fus} = C_{m0}^{fus} + C_{m\alpha}^{fus} \cdot \alpha_{body} \quad (7.6)$$

Ciascuno dei due termini, che compaiono nella formula sopra descritta, può essere calcolato attraverso le formule proposte dal metodo di Multhopp (detto anche metodo delle strisce)

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot dx \quad (7.7)$$

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\} \quad (7.8)$$

In esse compaiono tre integrali che possono essere calcolati, in prima approssimazione, come sommatorie:

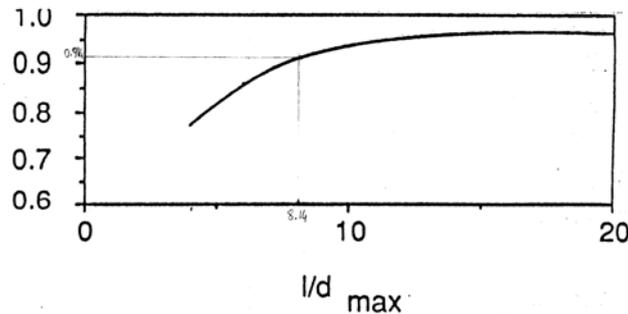
$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot \Delta x \quad (7.9)$$

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\} \quad (7.10)$$

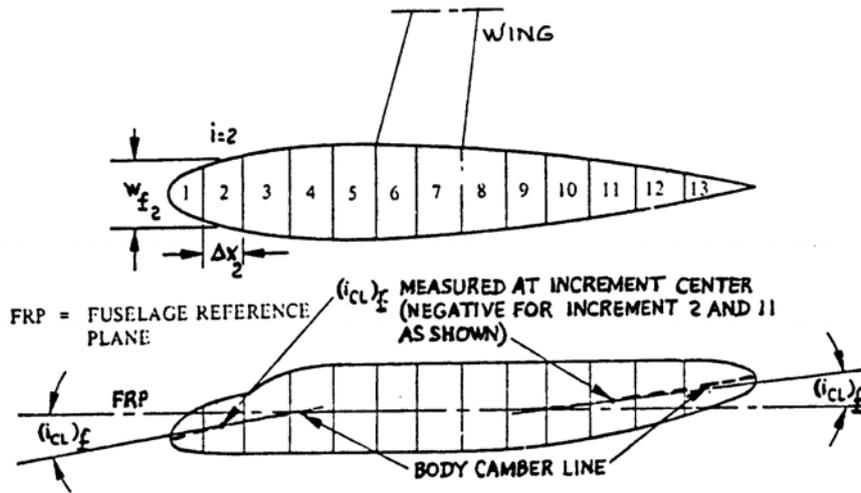
Nel caso del  $C_{m_0}$  la fusoliera va divisa in un certo numero di parti (possibilmente uguali) , senza tener conto della presenza dell'ala, cioè dal nose fino alla coda (vedi figura seguente). Nel caso del  $C_{m_\alpha}$  invece si consiglia di dividere in 5 parti la parte anteriore all'ala (prima sommatoria in parentesi graffa) ed in un numero di parti pari a 6-10 la parte posteriore (seconda sommatoria) come evidenziato in figura successiva.

Le grandezze presenti all'interno di tali espressioni sono le seguenti:

1.  $K_2 - K_1$  - fattore di correzione dipendente dal valore del rapporto della lunghezza e del diametro massimo della sezione maestra di fusoliera. Esso viene determinato attraverso il diagramma di figura 7.8;



**Figura 7.4 - Diagramma per la determinazione del fattore  $K_2 - K_1$  in funzione del rapporto tra la lunghezza della fusoliera ed il diametro equivalente della sezione maestra.**



Schema fusoliera per il calcolo del  $C_{mo}$

2. S - la superficie alare di riferimento.
3. MAC - la corda media aerodinamica dell'ala;
4.  $W_{Fj}$  - la larghezza della sezione j-esima di fusoliera.
5.  $\alpha_{0L}^w$  - l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera;
6.  $i_{cl}^{Fus}$  è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.
7.  $\Delta x_j$  è la lunghezza della j-esima parte della fusoliera.
8.  $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$  è l'*upwash* che si manifesta in corrispondenza delle sezioni di fusoliera che si trovano anteriormente all'ala. Esso si calcola mediante la seguente formula:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right)_1 \cdot \frac{C_{L\alpha}^w}{0.0785} \quad (7.)$$

11)

in cui compaiono il coefficiente della retta di portanza dell'ala isolata  $C_{L\alpha}^w$  e la derivata  $\left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right)_1$  calcolabile per ciascuna sezione attraverso i grafici riportati di

seguito. In particolare, il primo di essi viene utilizzato per ricavarne il valore relativo alla striscia di fusoliera adiacente all'ala, mentre il secondo viene adoperato per ricavarne il valore relativo a tutte le altre strisce poste anteriormente all'ala stessa.

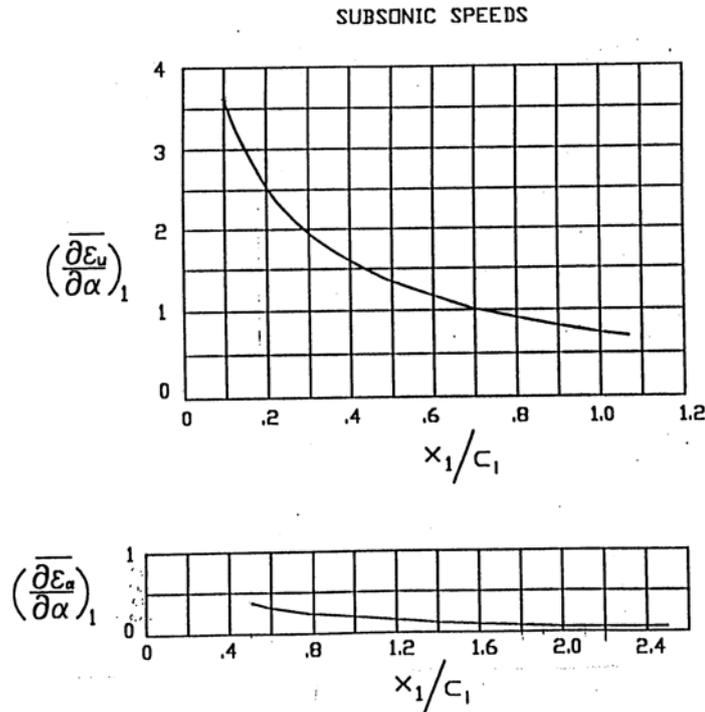


Figura 7.5 - Diagramma per il calcolo  $\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}$ .

9.  $\overline{\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)}_2$  è il *downwash* calcolato in corrispondenza di ciascuna sezione di fusoliera che si trovi posteriormente all'ala. Esso può essere valutato attraverso la seguente formula.

$$\overline{\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)}_2 = \left[ \frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left( 1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} \right) - 1 \right] \quad (7.12)$$

In essa compaiono il *downwash* sul piano orizzontale di coda  $\overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}}$ , stimato in corrispondenza del  $C_L$  di crociera del velivolo, e le distanze descritte nella figura

7.9. Per la stima del downwash sul piano di coda fare riferimento alla procedura del paragrafo seguente.

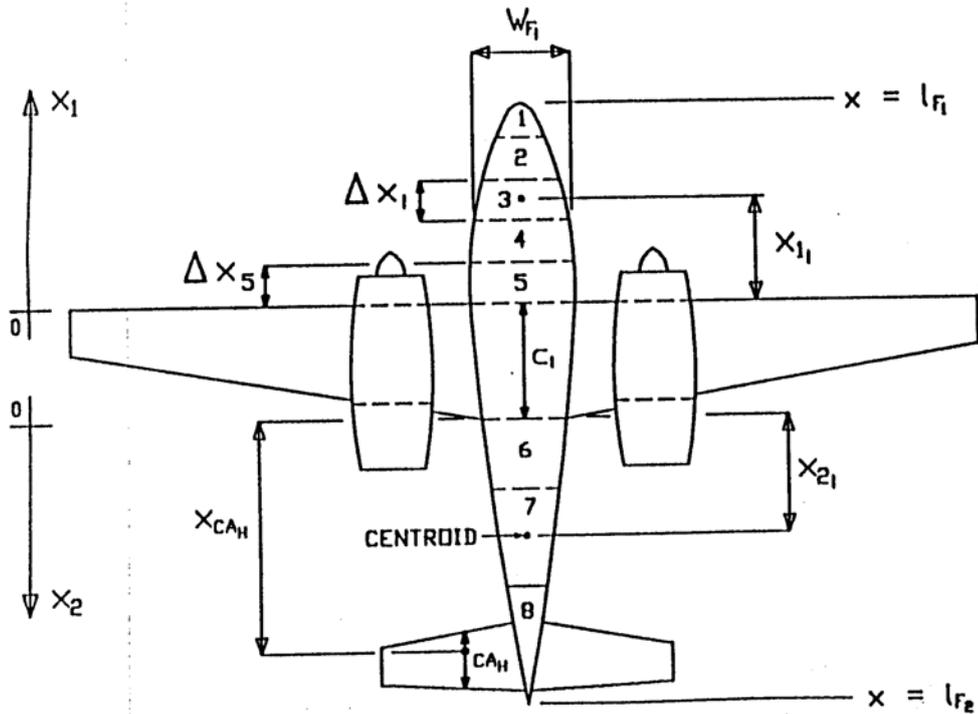


Figura 7. 6 – Schema delle grandezze utili al calcolo del coefficiente di momento  $CM_\alpha$  della fusoliera col metodo di Multhopp.

### Stima del downwash sul piano di coda

- Data la posizione del piano di coda rispetto all'ala, calcolare i valori di "m" ed "r" (distanze dei punti a c/4 radice ala e piano di coda adimensionalizzati rispetto alla semiapertura alare).

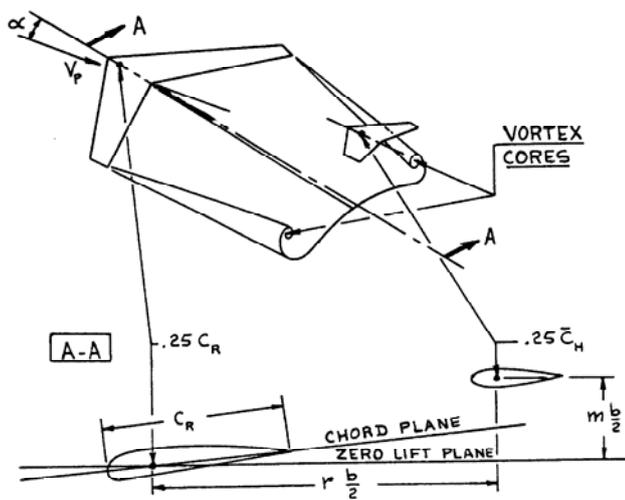
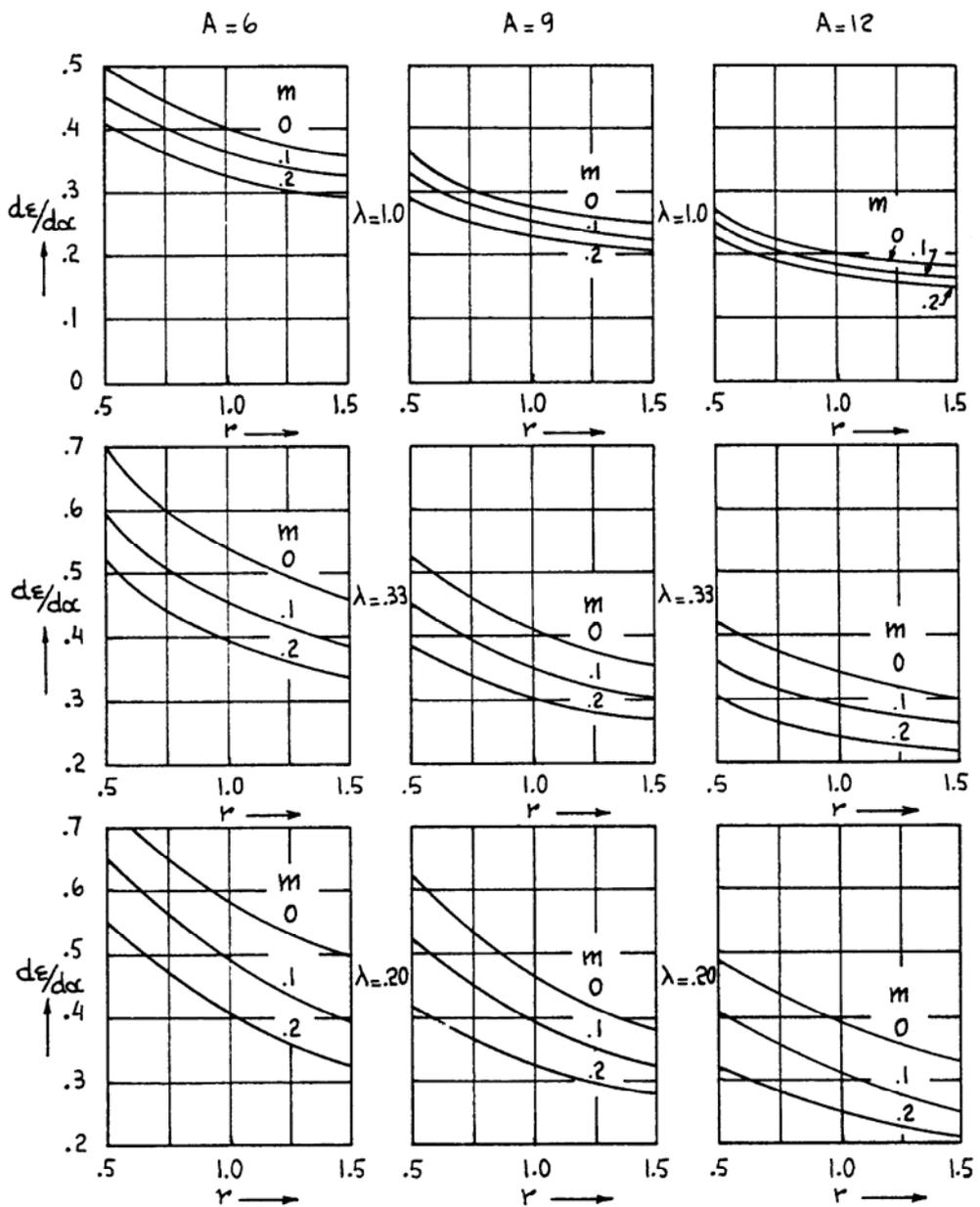


Figure 3.23 Geometry for Downwash Calculation

- Stimare il valore del downwash per ala non a freccia  $\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_{\Delta=0}$  (unswept) dai diagrammi della pagina seguente (fig. 1) interpolando per il valore di A (=AR allungamento alare), del rapporto di rastremazione dell'ala  $\lambda$  e dei valori di "m" ed "r", vedi fig. 1.
- Correggere il valore ottenuto per l'effetto della freccia alare (se presente) attraverso il grafico n. 2, cioè

$$\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_{\Delta} = \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_{\Delta=0} \cdot \left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{\Delta=0}}\right)$$





$m = \frac{\text{Vertical Distance of Horizontal Tail A.C. to the Zero Lift Line}}{\text{Semispan}}$   
 $r = \frac{\text{Distance from Root Quarter Chord of Wing to Horizontal Tail A.C.}}{\text{Semispan}}$

Notes:

1. Valid only for straight tapered, unswept wings at  $M=0$
2. For other aspect ratios and taper ratios interpolate or extrapolate
3. See Reference 3.19 for a more general method

**Figure 3.25 Charts for Estimating  $d\epsilon/d\alpha$  at the Horizontal Tail Center Line (Data Derived from Reference 3.14)**

**Figura downwash n. 1**

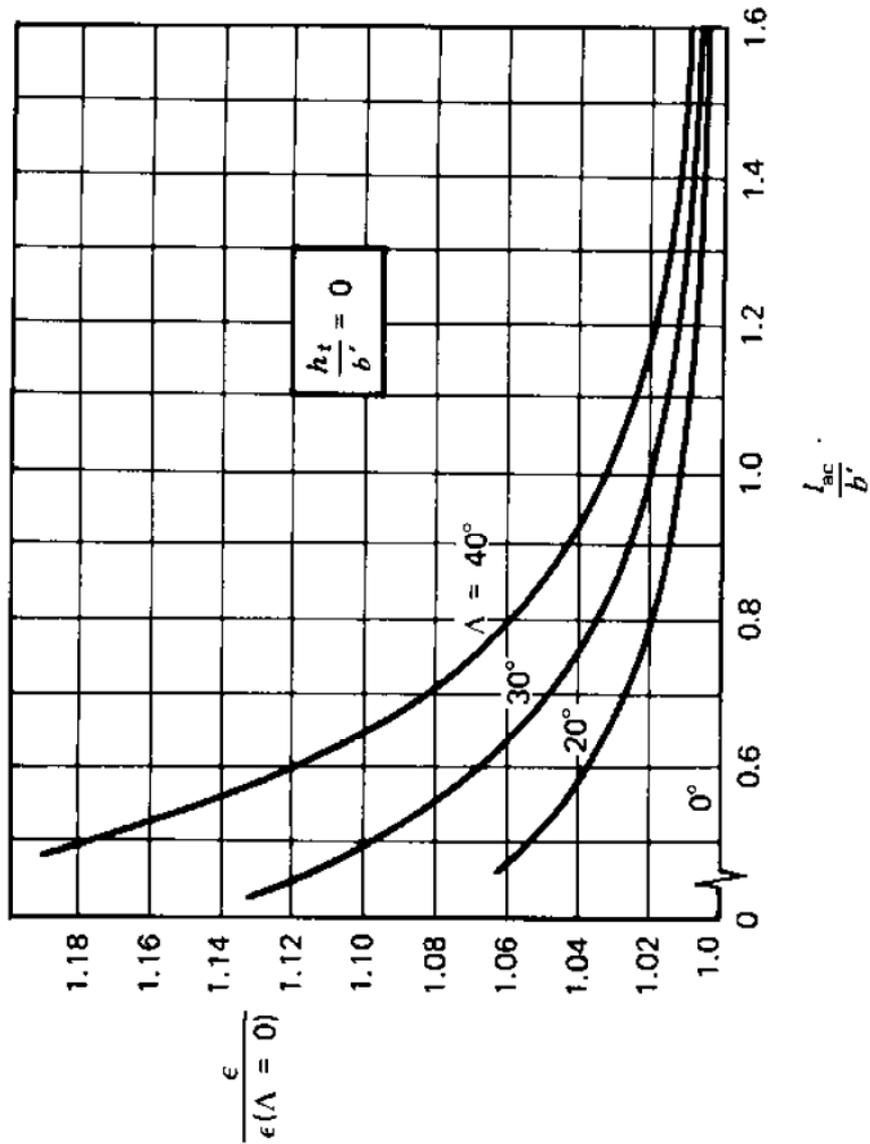


Figura downwash n. 2 : correzione per angolo di freccia

Dove

$l_{ac} = r^*(b/2)$  (distanza tra i punti a  $c/4$  radice ala e piano di coda)

$b' = b^*(\pi/4)$ , cioè l'apertura alare effettiva

### Coefficiente di momento delle gondole dei motori.

Il coefficiente di momento della gondola di un motore (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificarne il polo), nell'ambito della ipotesi di linearità, è rappresentato della seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$C_m^{Nac} = C_{m0}^{Nac} + C_{m\alpha}^{Nac} \cdot \alpha_{body} \quad (7.13)$$

La procedura di calcolo è analoga a quella utilizzata per la fusoliera.

### Centro aerodinamico del velivolo parziale.

La posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala, è ottenibile mediante la seguente formula:

$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{m\alpha}^{fus+NAC}}{C_{L\alpha}^w}$$

(7.14)

in essa compaiono tutte quantità note a questo punto della trattazione.

Quindi lo spostamento in avanti del centro aerodinamico è collegato al  $C_{m\alpha}$  della fusoliera e delle gondole.

Il coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al centro aerodinamico sarà:

$$C_{m_{AC\_wb}} = C_{m_{ac\_w}} + C_{m_{o\_fus}} + C_{m_{o\_nac}}$$

quindi ottenuto dalla somma del  $C_{m_{ac}}$  dell'ala e del  $C_{m_o}$  di fusoliera e gondole.

**Stima preliminare della posizione del baricentro del velivolo completo.**

La posizione longitudinale del baricentro del velivolo completo può essere ricavata schematizzando l'aeromobile come un sistema di masse concentrate, una volta che sia nota la massa di ciascuno dei suoi principali elementi e che sia fissata una plausibile posizione dei rispettivi baricentri sulla vista in pianta.

$$x_{CG} = \frac{1}{m_{tot}} \cdot \sum_{i=1}^n m_i \cdot x_{CGi} \quad (7.15)$$

Conoscere la posizione del baricentro soltanto in una singola condizione di carico non è, ovviamente, sufficiente. Ciò che conta realmente, anche ai fini di una successiva analisi delle proprietà di stabilità e controllo del velivolo, sono le posizioni rispettivamente più avanzata e più arretrata assunte dal baricentro, le quali dipendono dalle differenti possibili condizioni di carico. A titolo di esempio, si riporta il diagramma, proposto in figura 7.11, che mostra l'escursione della posizione del baricentro per il velivolo Airbus A380-800 calcolata in percentuale della corda media aerodinamica (*RC* – *reference chord*), al variare delle condizioni di carico.

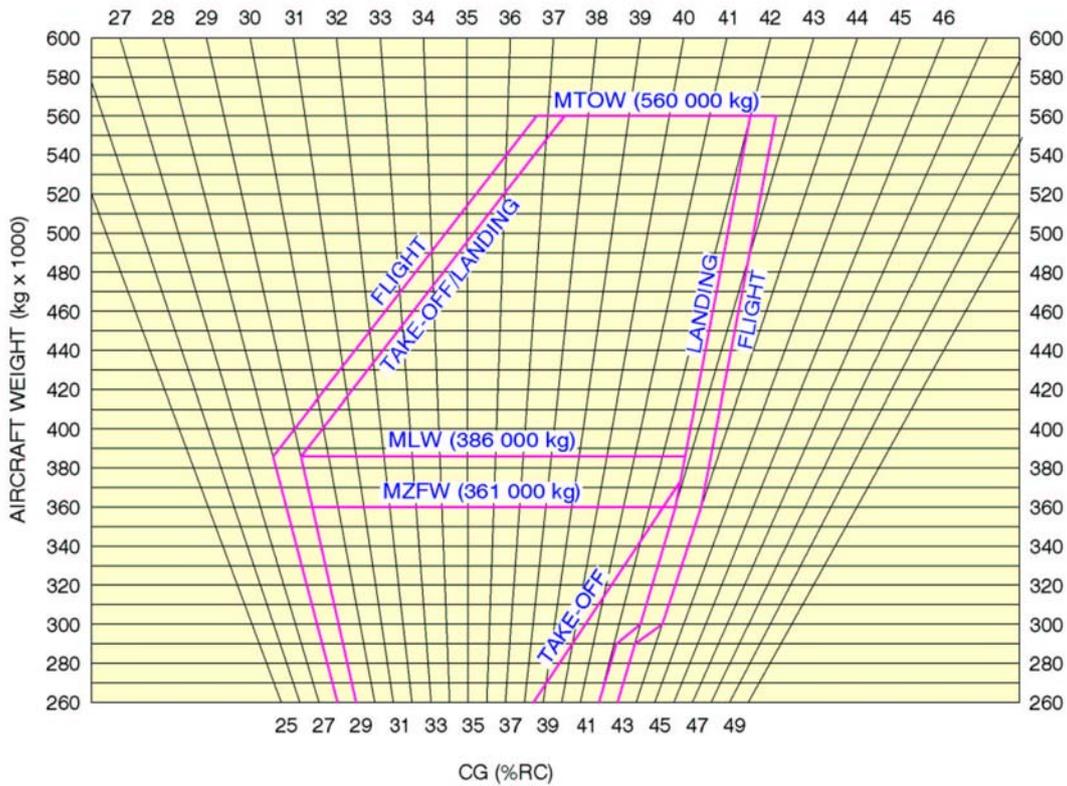


Figura 7.7 – Diagramma della posizione del baricentro al variare della condizione di carico del velivolo Airbus A380-800. [29]

**Risoluzione del sistema di equazioni (7.11) e calcolo della resistenza di trim.**

Note tutte le grandezze che figurano all'interno delle equazioni del sistema (7.11), è possibile procedere alla sua risoluzione allo scopo di ricavare i valori dei coefficienti di portanza del piano orizzontale di coda  $C_L^h$  e del velivolo completo  $C_L$ , per ciascun valore fissato del coefficiente di portanza dell'ala e quindi dell'angolo di attacco  $\alpha_{body}$ .

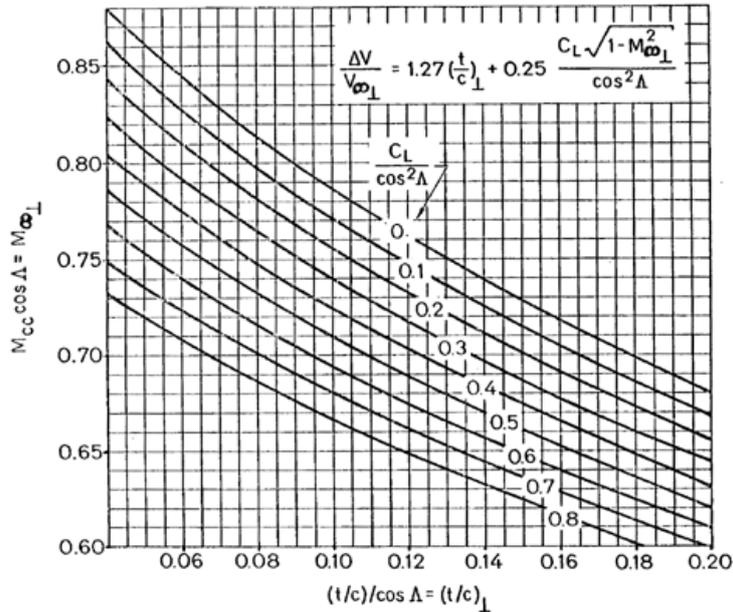
Quindi, a partire dai valori tabellati di  $C_L^h = f(\alpha_{body})$ , si determina l'entità del coefficiente di resistenza di trim mediante la relazione

$$C_{Di}^h = \frac{(C_L^h)^2}{\pi \cdot AR_h \cdot u} \cdot \frac{S_h}{S} \tag{7.16}$$

in cui compaiono l'allungamento alare dell'impennaggio orizzontale  $AR_h$  ed il fattore  $u$  già incontrato nel capitolo precedente.

### 7.2.4 – Resistenza di compressibilità.

Il contributo alla resistenza del velivolo completo dovuto agli effetti della compressibilità del campo di moto può essere in prima approssimazione considerato coincidente con la resistenza di compressibilità dell'ala e quindi valutabile secondo la tecnica seguente.



- VALUTARE  $M_{cc} = f [ (t/c)_{av} , \Lambda , C_L ]$  dal grafico  
 In pratica per ogni  $C_L$  bisogna entrare nel grafico e ricavare  $M_{cc}$   
 Il diagramma vale per profili peaky  
 Profili supercritici => aggiungere 0.03 o 0.04  
 Profili supercritici aggressivi si rende necessario un aumento di 0.06.
- Si può poi valutare il Mach di divergenza, (per vedere solo se il Mach di volo di crociera previsto è compatibile)  

$$M_{DD} = M_{cc} \cdot \left[ 1.02 + 0.08 \cdot \left( 1 - \cos \Lambda \frac{c}{4} \right) \right]$$
 In pratica fornisce un  $M_{DD}$  all'incirca pari a  $M_{cc} * 1.03$  (cioè del 3% maggiore) per angoli di freccia intorno a 25-30°.
- VALUTAZIONE dell'incremento di resistenza di comprimibilità per ogni Mach di volo previsto

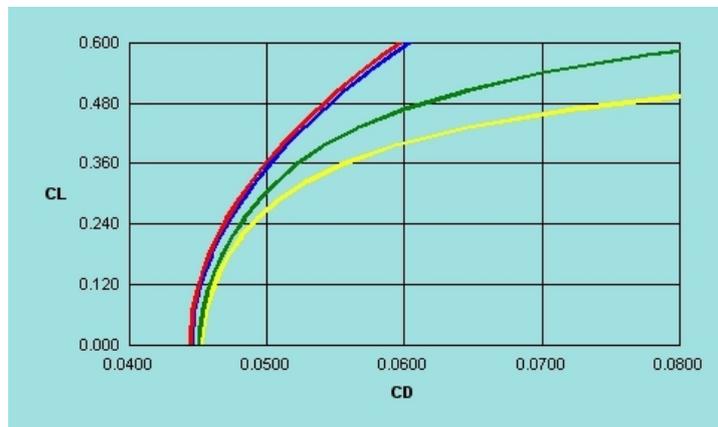
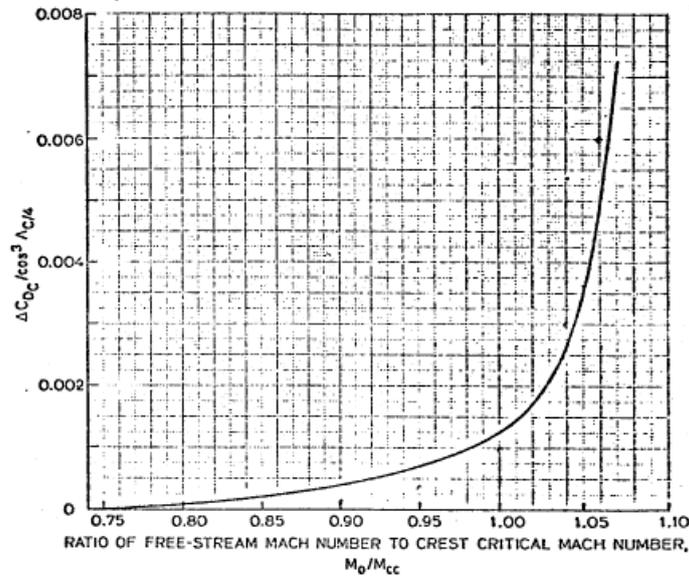


Figura 5.1 – Diagramma delle polari aerodinamiche:  $M=0.000$  (linea rossa),  $M=0.700$  (linea blu),  $M=0.750$  (linea verde),  $M=0.800$  (linea gialla).

### 7.2.5 – Calcolo delle polari aerodinamiche.

La conoscenza di tutti i principali contributi alla portanza ed alla resistenza del velivolo completo, in corrispondenza di una fissata posizione del baricentro nonché di una fissata condizione di volo (caratterizzata da una certa quota e da una certa velocità), consente di costruire la curva polare atta a descriverne il comportamento aerodinamico nelle condizioni scelte.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} + C_{Drim} + C_{Dcompr} \quad C_L = C_L^w + C_L^h \cdot \frac{S_h}{S} \quad (7.17)$$

A titolo di esempio si riporta il calcolo effettuato per il velivolo Airbus A380.

**Mach = 0.85 – CG al 43% cma posizione massima arretrata.**

Tabella – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.4.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CLw	CLh	CL	CDP	CDi	CD Trim (cg arretrato)	CD compr
-7	-3	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.20E-02	1.43E-04	1.77E-03	2.90E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.20E-02	3.19E-04	1.65E-03	2.90E-04
-6	-2	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.20E-02	5.69E-04	1.54E-03	4.06E-04
-5	-1	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.20E-02	1.41E-03	1.32E-03	5.22E-04
-4	0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.20E-02	2.90E-03	1.12E-03	5.80E-04
-3	1	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	1.20E-02	4.92E-03	9.30E-04	7.25E-04
-2	2	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	1.20E-02	7.08E-03	7.60E-04	1.01E-03
-1	3	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	1.20E-02	1.01E-02	6.08E-04	2.03E-03
0	4	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	1.20E-02	1.38E-02	4.73E-04	4.20E-03
1	5	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	1.20E-02	1.79E-02	3.55E-04	0.00E+00
2	6	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	1.20E-02	2.27E-02	2.53E-04	0.00E+00
3	7	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.20E-02	2.79E-02	1.69E-04	0.00E+00
4	8	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.20E-02	3.41E-02	1.02E-04	0.00E+00
5	9	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	1.20E-02	4.07E-02	5.19E-05	0.00E+00
6	10	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.20E-02	4.87E-02	1.85E-05	0.00E+00
7	11	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.20E-02	5.66E-02	1.85E-06	0.00E+00
12	16	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	1.20E-02	1.27E-01	5.74E-05	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.20E-02	1.46E-01	1.45E-05	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.42E-02
-6.5	1.43E-02
-6.0	1.45E-02
-5.0	1.53E-02
-4.0	1.66E-02
-3.0	1.86E-02
-2.0	2.08E-02
-1.0	2.47E-02
0.0	3.05E-02
1.0	3.03E-02
2.0	3.50E-02
3.0	4.00E-02
4.0	4.62E-02
5.0	5.28E-02
6.0	6.07E-02
7.0	6.86E-02
12.0	1.40E-01
13.5	1.59E-01

