



## Capitolo 6. Polari del velivolo completo.

---

### 6.1. Introduzione.

Per poter determinare le prestazioni di un velivolo bisogna necessariamente considerare le sue curve polari di riferimento. Nel seguente capitolo, dunque, effettueremo la ricerca degli andamenti grafici di queste ultime attraverso il calcolo dei diversi contributi alla resistenza del velivolo completo, dovuti a ciascuno dei suoi maggiori componenti (ala, piani di coda, motori, serbatoi del carburante, disposizione del carico pagante, ecc.). Come ben sappiamo, la resistenza offerta da un velivolo all'avanzamento nell'aria può essere ottenuta analiticamente attraverso il coefficiente di resistenza, il quale può essere calcolato come la somma di diversi contributi, ciascuno dei quali tiene conto dello specifico fenomeno fisico rispetto al quale viene calcolato. In particolare, è possibile prendere in considerazione la seguente espressione, secondo la quale il valore del coefficiente di resistenza del velivolo completo è dato dalla sovrapposizione degli effetti della resistenza parassita, della resistenza indotta non viscosa (dovuta alla vorticità sviluppata dell'ala), del contributo viscoso



della resistenza indotta, della resistenza di trimmaggio e della resistenza dovuta agli effetti di compressibilità, ossia:

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{vortez} + C_{Di}^{visc} + C_D^{trim} + C_D^{compr}$$

Ciascuno dei termini, che compaiono nella somma sopra riportata, necessita di essere valutato secondo un opportuno metodo.

## 6.2. Resistenza parassita - $C_D^P$ .

La resistenza parassita di un velivolo completo è data dalla somma dei seguenti contributi:

1. resistenza di attrito dell'ala;
2. resistenza di attrito della fusoliera;
3. resistenza di attrito del piano verticale di coda;
4. resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
5. resistenza di attrito della gondola motore;
6. resistenza di base della fusoliera;
7. resistenza di base della gondola motore;
8. resistenza di *upsweep*;
9. resistenza di attrito di altri elementi.



$$C_D^P = C_{D0}^w + C_{D0}^{fus} + C_{D0}^v + C_{D0}^h + C_{D0}^{gon} + \\ + C_D^{basefus} + C_D^{base-gon} + C_D^{upsweep} + C_D^{misc}$$

A questo punto è necessario procedere con il calcolo di ciascuno dei nove termini elencati.

### 6.2.1. Calcolo della resistenza di attrito dell'ala.

Il valore del coefficiente di resistenza di attrito dell'ala al variare dell'angolo di attacco è stato determinato precedentemente nel Capitolo 4 . Abbiamo assunto che:

$$C_{D0}^w = (C_d)_{p.m.}$$

In particolare, tale termine viene considerato pari alla somma di un termine costante ed uguale al suo valore minimo, e di un termine variabile in funzione della incidenza dell'ala, ossia possiamo scrivere:

$$C_{D0}^w = C_{D0min}^w + C_{D0}^w(\alpha_w)$$



Il valore del  $C_{D0}^w$  è stato determinato attraverso il metodo suggerito dal sito dell'Università di Stanford, secondo cui, in prima approssimazione, una stima di tale coefficiente può essere effettuata mediante la formula:

$$C_{D0}^w = \frac{k_w \cdot C_f^w \cdot S_{wet}^w}{S} = 0.004825$$

in cui compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 385 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^w = 0.0024$  (  $z = 10668 \cdot m$  ,  $Mach = 0.82$  ,  
 $l = m.a.c. \cong 6.4 \cdot m$  ,  $\frac{x_{transizione}}{l} = 0.012$  ,  $Re \approx 41.600.000$  );
- fattore di forma  $k_w = 1.215$  (  $\frac{t}{c} = \tau_{pm} = 8.4\%$  ,  $Mach = 0.82$  ,  
 $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 32.0^\circ$  )
- area bagnata  $S_{wet}^w = 2 \cdot (1 + 0.2 \frac{t}{c}) \cdot S_{exp}^w = 2.03 \cdot 314 \approx 637 \cdot m^2$

### 6.2.2. Calcolo della resistenza di attrito della fusoliera.

La resistenza di attrito della fusoliera può essere valutata mediante la seguente formula:



$$C_{D0}^{fus} = \frac{k_{fus} \cdot C_f^{fus} \cdot S_{wet}^{fus}}{S} = 0.005032$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 385 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^{fus} = 0.00179$  (  $z = 10668 \cdot m$  ,

$$Mach = 0.82 ,$$

$$l_{fus} = \text{lungh.fus.} \cong 58 \cdot m , \quad \frac{x_{transizione}}{l} = 0.012 , \quad Re \approx 362.000.000 ;$$

- fattore di forma  $k_{fus} = 1.125$  ( $Mach = 0.82$   $\lambda_{fus} = 7.00$ )
- area bagnata

$$S_{wet}^{fus} \approx S_{wet}^{nose} + S_{wet}^{tail} + S_{wet}^{cabin} =$$

$$0.75 \cdot \pi \cdot l_{nose} \cdot D + 0.72 \cdot \pi \cdot l_{tail} \cdot D + \pi \cdot D \cdot l = 962 \cdot m^2$$

dove

$$D = \left( \frac{h_{sez}}{2} + \frac{l_{sez}}{2} \right) \frac{\left[ 64 - 3 \cdot \left( \frac{h_{sez} - l_{sez}}{h_{sez} + l_{sez}} \right)^4 \right]}{\left[ 64 - 16 \cdot \left( \frac{h_{sez} - l_{sez}}{h_{sez} + l_{sez}} \right)^2 \right]} = 4.81 \cdot m$$



è il diametro effettivo della sezione costante della fusoliera.

### 6.2.3. Calcolo della resistenza di attrito del piano verticale di coda.

La resistenza di attrito del piano verticale di coda può essere valutata mediante la seguente formula:

$$C_{D0}^v = \frac{k_v \cdot C_f^v \cdot S_{wet}^v}{S} = 0.00010$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 385 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^v = 0.00251$  (  $z = 10668 \cdot m$  ,  $Mach = 0.82$

,

$$l = m.a.c. \cong 5.40 \cdot m \quad , \quad \frac{x_{transizione}}{l} = 0.012 \quad , \quad Re \approx 33.700.000 );$$

- fattore di forma  $k_v = 1.07 \left( \frac{t}{c} = \tau_{pm} = 8\% \quad Mach = 0.82 \quad \Lambda_{\frac{c}{4}} = 55^\circ \right)$

- area bagnata  $S_{wet}^v \approx 2 \cdot \left( 1 + 0.2 \frac{t}{c} \right) \cdot S_{exp}^v = 2.03 \cdot 68 = 138 \cdot m^2$





#### 6.2.4. Calcolo della resistenza di attrito del piano orizzontale di coda:

La resistenza di attrito del piano orizzontale di coda può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^h = \frac{k_h \cdot C_f^h \cdot S_{wet}^h}{S} = 0.00106$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 385 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^h = 0.00258$  (  $z = 10668 \cdot m$  ,  $Mach = 0.82$  ,  
 $l = m.a.c. \cong 4.03 \cdot m$  ,  $\frac{x_{transizione}}{l} = 0.012$  ,  $Re \approx 25.148.000$  );
- fattore di forma  $k_h = 1.173$  (  $\frac{t}{c} = \tau_{pm} = 8\%$  ,  $Mach = 0.82$  ,  $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 36^\circ$  )
- area bagnata  $S_{wet}^h \approx 2 \cdot (1 + 0.2 \frac{t}{c}) \cdot S_{exp}^h = 2.05 \cdot 66.6 = 135 \cdot m^2$

#### 6.2.5. Calcolo della resistenza di attrito della gondola motore.

La resistenza di attrito di una gondola motore può essere valutata mediante la seguente formula:



$$C_{D0}^{gon} = \frac{k_{gon} \cdot C_f^{gon} \cdot S_{wet}^{gon}}{S} = 0.000256$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 385 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^{gon} = 0.00233$  (  $z = 10668 \cdot m$  ,

$$Mach = 0.82 ,$$

$$l = 4.64 \cdot m , \frac{x_{transizione}}{l} = 0.0012 , Re \approx 39.000.000 ) ;$$

- fattore di forma  $k_{gon} = 1.538$

$$(Mach = 0.82 , \lambda_{gon} = \frac{l_{gon} + d_{inlet}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot \left( A_{max} - \frac{A_{exit} + A_{inf low}}{2} \right)}} = 2.84 \text{ dove}$$

$l_{gon} = 4.64 \cdot m$  è la lunghezza della gondola motore,

$d_{inlet} = 3.31 \cdot m$  è il diametro della presa d'aria,

$A_{max} = 13.5 \cdot m^2$  è l'area della massima sezione della gondola,

$A_{exit} = 6.8 \cdot m^2$  è l'area totale di uscita,

$$A_{inf low} = 0.8 \cdot \pi \cdot \frac{d_{inlet}^2}{4} = 6.88 \cdot m^2 )$$

- area bagnata  $S_{wet}^{gon} \approx \pi \cdot d_{max.sez.} \cdot l_{gon} = 59 \cdot m^2$





### 6.2.6. Calcolo della resistenza di base della fusoliera.

Il contributo relativo alla resistenza di base della fusoliera può essere calcolato mediante la formula di seguito riportata:

$$C_D^{basefus} = 0.029 \cdot \frac{S_{fus}}{S} \left( \frac{d_{base}}{d_{fus}} \right)^3 \cdot \left[ C_{D0}^{fus} \cdot \left( \frac{S}{S_{fus}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} = 1.008 \cdot 10^{-5}$$

In essa compaiono il diametro equivalente della sezione di fusoliera  $d_{fus}$ , il diametro di base della fusoliera  $d_{base} = 0.7 \cdot m$ , ed infine la superficie di fusoliera  $S_{fus} \cong S_{wet}^{fus} = 962 \cdot m^2$ .

### 6.2.7. Calcolo della resistenza di base della gondola motore.

Questo contributo di resistenza tiene conto dello spazio che esiste tra la gondola e l'ugello di scarico del motore. In corrispondenza di tale regione si verifica una separazione del flusso e di conseguenza una certa resistenza. La sua valutazione è stata effettuata utilizzando la formula proposta dal sito dell'Università di Stanford, che di seguito riportiamo:

$$C_D^{basenac} = \frac{0.5}{12} \cdot \pi \cdot D_{exit} \cdot \frac{0.2}{S} = 2.96 \cdot 10^{-4}$$



In essa compare il diametro della sezione di uscita dell'ugello espresso in

$$\text{piedi } D_{exit} = 1.33 \cdot m = 4.36 \cdot ft .$$

### 6.2.8. Calcolo della resistenza di upsweep.

Per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio è necessaria l'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera. 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, trasformando energia di pressione in energia cinetica, riducendo in tal modo il contributo di portanza che la fusoliera è in grado di offrire 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:



$$C_D^{upsweep} = 0.075 \cdot \frac{S_{sez.fus.}}{S} \left( \frac{h}{l} \right)_{0.75l} = 0.000246$$

in cui compaiono le quantità segnalate in Fig.1 e cioè  $h = 0.994 \cdot m$  e  $l = 0.75 \cdot l_t = 17.4 \cdot m$ .

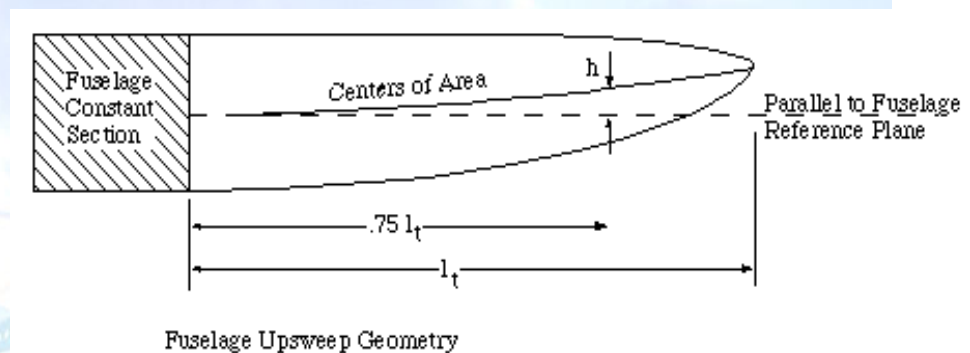


Fig.1 : Schema delle quantità utilizzate per il calcolo della resistenza di *upsweep*.

### 6.2.9. Calcolo della resistenza di attrito di altri elementi.

Un ultimo contributo alla resistenza parassita totale è prodotto, infine, dai sistemi di condizionamento dell'aria e di raffreddamento nonché dalle varie protuberanze inevitabilmente presenti a bordo di un velivolo. Per semplicità, assumeremo un contributo di resistenza di miscellanea pari all'1.5% della



resistenza parassita complessiva. Dunque, in definitiva, possiamo riportare i risultati ottenuti dai calcoli effettuati all'interno di questo paragrafo in una apposita tabella che di seguito mostriamo. In particolare, per quanto riguarda la resistenza di attrito offerta dall'ala, si assume che soltanto il termine minimo costante, ricavato nella fase di dimensionamento dell'ala, contribuisce alla resistenza parassita del velivolo completo, a patto di aggiungere il contributo variabile con l'incidenza nel computo della resistenza indotta di natura viscosa.

$C_{D0}^W$	$C_{D0}^{fus}$	$C_{D0}^v$	$C_{D0}^H$	$C_{D0}^{gond}$
0,004825	0,005032	0,0001	0,00106	0,000256
$C_{D0}^{basefus}$	$C_d^{basegond}$	$C_{D}^{upsweep}$	$C^{misc}$	$C_D^P$
$1,008 \cdot 10^{-5}$	$2,96 \cdot 10^{-4}$	0,000246	0,000173	<b>0,011519</b>

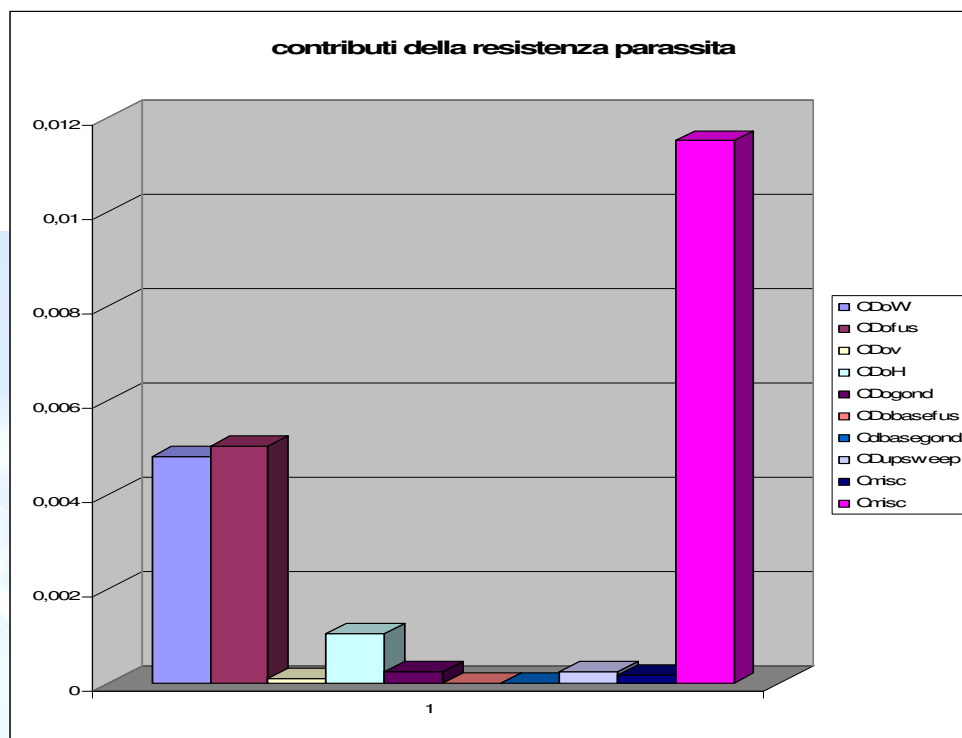


Fig.2 : Istogramma dei contributi della resistenza parassita.

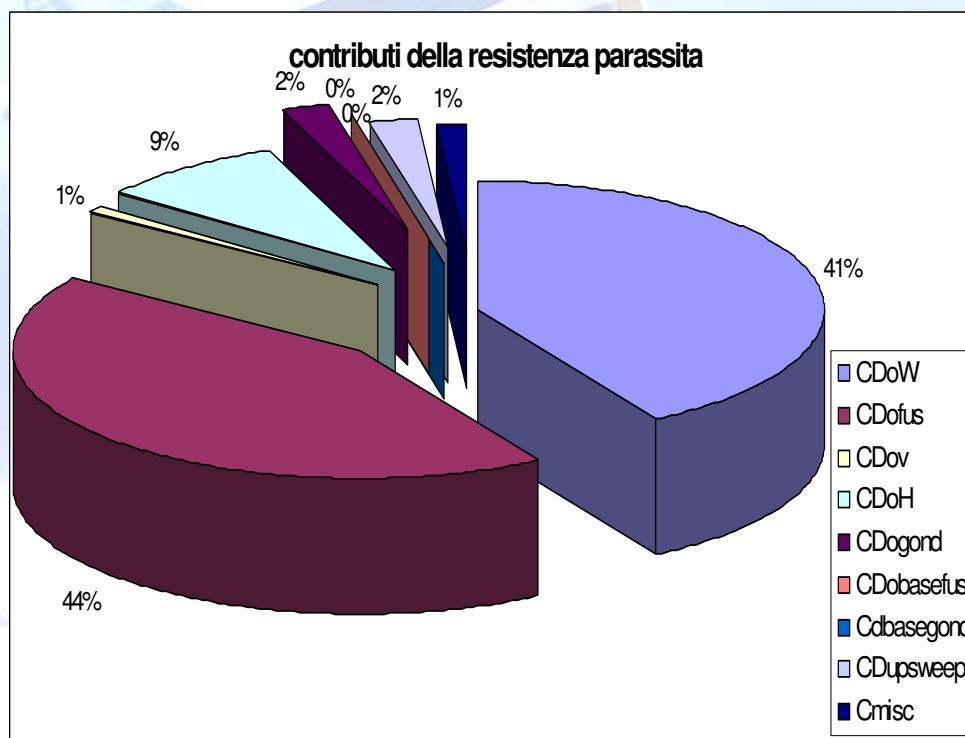


Fig.3 : Percentuali dei contributi della resistenza parassita.



### 6.3. Resistenza indotta viscosa - $C_{Di}^{visc}$ .

Aumentando l'angolo di attacco del velivolo, e quindi la sua portanza, per assetti inferiori a quello di stallo, si verifica un incremento di resistenza dovuto ad un ispessimento dello strato limite sia sulla fusoliera che sull'ala. Per quanto riguarda il contributo dell'ala, è possibile assumere i valori del  $C_{D0}^w$ , calcolati precedentemente nel Capitolo 4, a cui venga sottratto il minimo valore  $C_{D0min}^w$  nel calcolo della resistenza parassita del velivolo completo  $C_D^P$ . Quindi si ha, con la simbologia adottata nelle pagine precedenti:

$$(C_{Di}^{visc})_{ala} = C_{D0}^w(\alpha_w) = C_{D0}^w - C_{D0min}^w$$

Per quanto riguarda, invece, il contributo della fusoliera è possibile adottare una semplice formula, all'interno della quale però compaiono una serie di grandezze non ancora definite. Tra esse vi è l'angolo di attacco del velivolo  $\alpha_B$ , che rappresenta la quantità ottenuta dalla differenza dell'angolo di attacco dell'ala  $\alpha_w$  e dell'angolo  $i_w$  di calettamento dell'ala stessa rispetto all'asse della fusoliera. In termini analitici possiamo scrivere che l'angolo di attacco del velivolo  $\alpha_B$  è dato dalla seguente relazione:

$$\alpha_B = \alpha_w - i_w$$





Dal Capitolo 4, si può evincere che quest'ultimo angolo nel caso del Boeing B787 è uguale a  $3.5^\circ$ . Poi, compaiono l'area della superficie di base della fusoliera, che per il Boeing B787 è circa uguale a:

$$S_{base}^{fus} \cong \pi \cdot \frac{0.7}{2} \cdot \frac{0.30}{2} = 0.231 \cdot m^2$$

e l'area della superficie in pianta della fusoliera, la quale, in prima approssimazione, si calcola come l'area di un rettangolo di base uguale alla lunghezza della fusoliera e di altezza uguale alla larghezza della sezione trasversale della stessa. In particolare, nel caso in esame, essendo  $base = 56 \cdot m$  e  $altezza = 5.56 \cdot m$ , si ha che:

$$S_{plf}^{fus} = 311.4 \cdot m^2$$

Restano da determinare altre due quantità che possiamo ricavare attraverso i diagrammi riportati alla pagina successiva. La prima è  $\eta$  che è definito come il rapporto tra il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza finita ed il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza infinita, attraverso il quale si introduce nel calcolo della resistenza "l'effetto benefico della tridimensionalità" del corpo attorno al quale si sviluppa il flusso. Quando i valori del rapporto di snellezza della fusoliera risultano essere elevati, i flussi laterali



(che possono eventualmente svilupparsi) vedono il corpo quasi come un cilindro circolare di lunghezza infinita e pertanto tendono a svilupparsi in maniera quasi bidimensionale; quando, invece, tale rapporto di snellezza tende a ridursi, gli stessi flussi vedono il corpo più come una sfera od un ellissoide e cioè come un corpo finito, sviluppandosi pertanto in modo tridimensionale. Tutto ciò ci permette di esprimere un fatto molto importante: poiché la resistenza che si sviluppa intorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita è maggiore di quella che si sviluppa intorno ad una sfera, a parità di angolo di attacco, si evince che, in quest'ultimo caso, la resistenza viscosa indotta risulta diminuita. La seconda quantità da determinare è il valore del coefficiente di resistenza  $C_{Dc}$  variabile con l'incidenza e relativo al *cross-flow* attorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita.

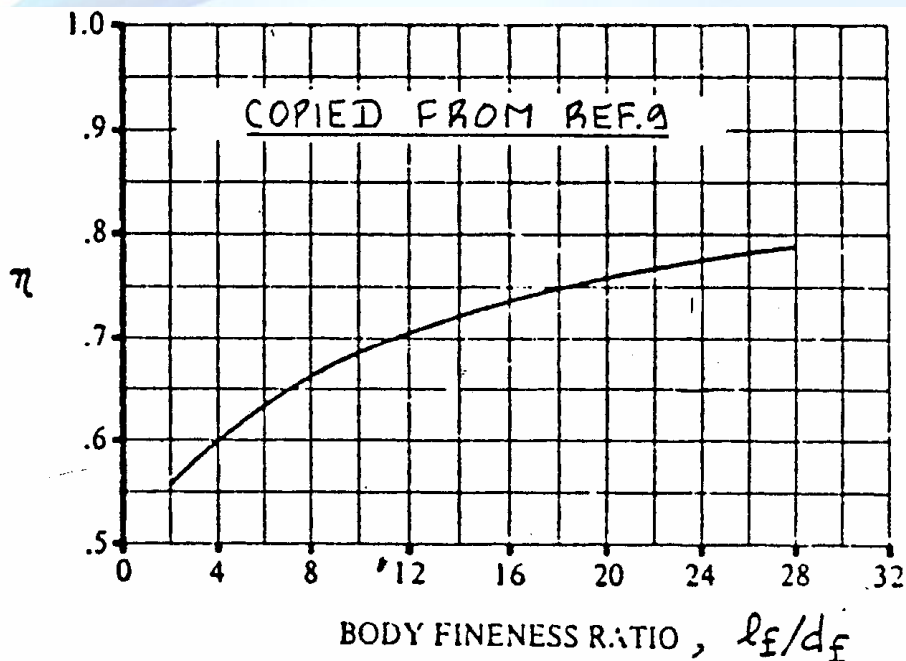


Fig.4 : Relazione tra il rapporto di snellezza della fusoliera ed  $\eta$ .

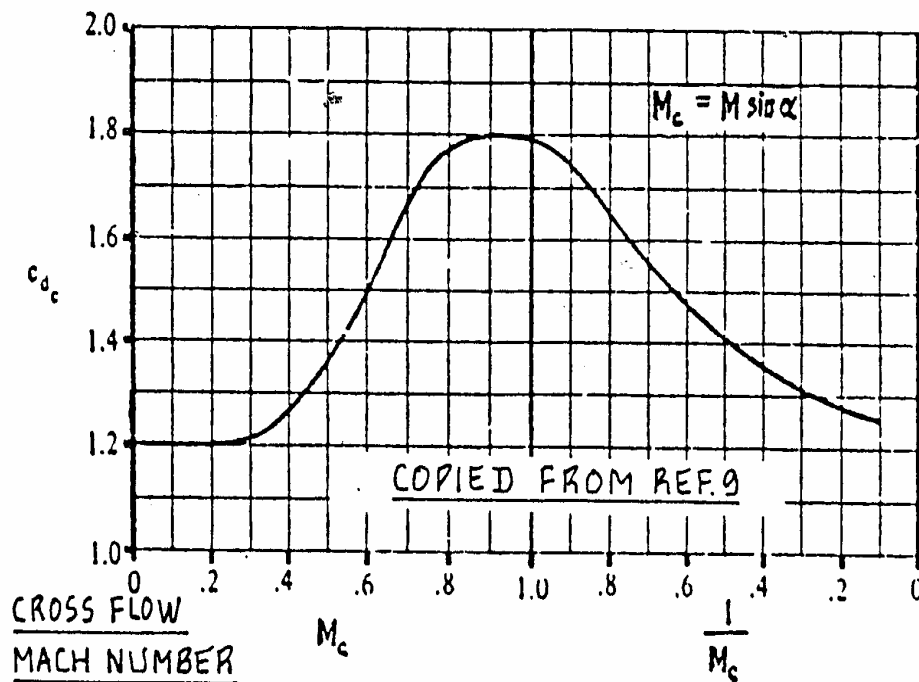


Fig.5 : Relazione tra il Mach di cross-flow e  $C_{Dc}$ .

Dal primo diagramma riportato in Fig. 4 si ricava che, in corrispondenza di un rapporto di snellezza pari a 7:

$$\eta = 0.64$$

Dal secondo diagramma riportato in Fig. 5, si nota come, in corrispondenza di un valore massimo operativo di Mach=0.85 e di valori dell'angolo di incidenza che, almeno nelle condizioni di crociera, non superano i  $20^\circ$ , il valore di  $C_{Dc}$  sia praticamente costante ed uguale a circa 1.2 . A valle di quanto detto e noti dunque i valori che ci interessavano, è possibile applicare la seguente formula:



$$\left(C_{Di}^{visc}\right)_{fus} = 2 \cdot \alpha_B^2 \cdot \frac{S_{base}^{fus}}{S} + \eta \cdot C_{Dc} \cdot \alpha_B^3 \cdot \frac{S_{plf}^{fus}}{S} = 0.0012 \cdot \alpha_B^2 + 0.62 \cdot \alpha_B^3$$

Nella seguente tabella sono riportati i risultati dei calcoli effettuati in questo paragrafo.

$\alpha_W$	$C_{Di} \text{ ala}$	$\alpha_B$	$C_{Di} \text{ fusoliera}$
-1,5	0,00054	-5	-0,007747
0	0,00147	-3,5	-0,00265678
1	0,00272	-2,5	-0,000968
2	0,00446	-1,5	-0,00020898
3	0,0067	-0,5	-0,00000772
4	0,00944	0,5	0,00000778
5	0,01268	1,5	0,00020952
6	0,01642	2,5	0,0009695
7	0,02065	3,5	0,00265972
8	0,02538	4,5	0,00565218
9	0,03061	5,5	0,01031888
10	0,03634	6,5	0,01703182
11	0,04257	7,5	0,026163
12	0,04929	8,5	0,03808442
13	0,05652	9,5	0,05316808
14	0,06424	10,5	0,07178598
15	0,07246	11,5	0,09431012



#### 6.4. Resistenza di trim - $C_D^{trim}$ .

Per quanto concerne il calcolo della resistenza di trim, questa può essere determinato andando a valutare il contributo di portanza del piano orizzontale di coda al variare dell'incidenza. Questo, così come il valore del coefficiente di portanza del velivolo completo, può essere valutato attraverso la risoluzione del seguente sistema di due equazioni algebriche in due incognite:

$$\begin{cases} C_L^w + C_L^h \cdot \frac{S_H}{S} = C_L \\ C_L^w \cdot \frac{x_w}{c_w} - C_L^h \cdot \frac{(l_t - x_w)}{c_w} \cdot \frac{S_H}{S} + C_{M.ac}^{wb} = 0 \end{cases}$$

In esso compaiono diverse quantità che vengono di seguito specificate. In particolare si ha:

1.  $C_L^w$  è il coefficiente di portanza dell'ala calcolato e riportato nella tabella del Capitolo 4. Il sistema di equazioni deve essere risolto per ogni valore di  $C_L^w$ , in modo tale da ottenere il coefficiente di portanza del piano di coda orizzontale  $C_L^h$  ed il coefficiente di portanza del velivolo completo  $C_L$  al variare dell'angolo di attacco;
2.  $S_H$  è la superficie del piano orizzontale di coda, assunta pari al





prodotto della apertura  $b_h = 26.34 \cdot m$  per la corda media

aerodinamica pari a  $cma_h = 4.03 \cdot m$ . Si ha  $S_H = 106.4 \cdot m^2$ ;

3.  $C_{M.ac}^{wb}$  è il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico

del velivolo parziale. Esso può essere stimato mediante la relazione:

$$C_{M.ac}^{wb} = C_{M.ac}^w + C_{M0}^f$$

in cui compaiono il coefficiente di momento focale dell'ala  $C_{M.ac}^w$  ed il

$C_{M0}^f$  ovvero il coefficiente di momento focale della fusoliera, per il

quale si assume un valore di riferimento pari a -0.12 (in effetti

quest'ultimo contributo è molto piccolo e quindi anche un eventuale errore di valutazione ha effetti limitati);

4.  $x_w$  è la distanza in metri del centro aerodinamico del velivolo parziale dal baricentro del velivolo completo;

5.  $l_t$  è la distanza in metri del centro aerodinamico del velivolo parziale dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda assunto coincidente con il punto ad un quarto della corda media aerodinamica dello stesso piano.

Il calcolo di queste ultime due quantità ( $x_w$  e  $l_t$ ) richiede la conoscenza delle posizioni del centro aerodinamico del velivolo parziale e del baricentro del velivolo completo. Prima di procedere con la determinazione della posizione di





tali punti, riportiamo nel paragrafo seguente un calcolo di prima approssimazione del coefficiente di momento focale dell'ala  $C_{M,ac}^w$ .

#### 6.4.1. Calcolo del coefficiente di momento focale dell'ala.

Dalla Fig. 6 della pagina seguente, si può vedere come il carico aerodinamico complessivo agente in una singola sezione dell'ala è costituito da tre parti: una dovuta al carico basico, una dovuta al carico addizionale ed una dovuta al coefficiente di momento focale del profilo. Essendo la forza risultante del carico addizionale applicata nel centro aerodinamico dell'ala, essa non darà contributo al coefficiente di momento focale complessivo. La relazione che è possibile utilizzare per il calcolo del coefficiente di momento focale dell'ala è la seguente:

$$C_{M,ac}^w = C_{M1} + C_{M2} = \frac{2}{S \cdot c} \int_0^{\frac{b}{2}} C_l^b(y) \cdot x_{ac}(y) \cdot c(y) dy + \frac{2}{S \cdot c} \int_0^{\frac{b}{2}} C_{Mac}(y) \cdot c^2(y) \cdot dy$$

in cui il primo termine rappresenta il contributo del carico basico ovvero della distribuzione di  $C_l(y)$  che si ha quando  $C_L^w = 0$ . Abbiamo riportato di seguito la distribuzione di carico basico lungo la semiapertura alare sia in forma grafica sia tabellando i valori.

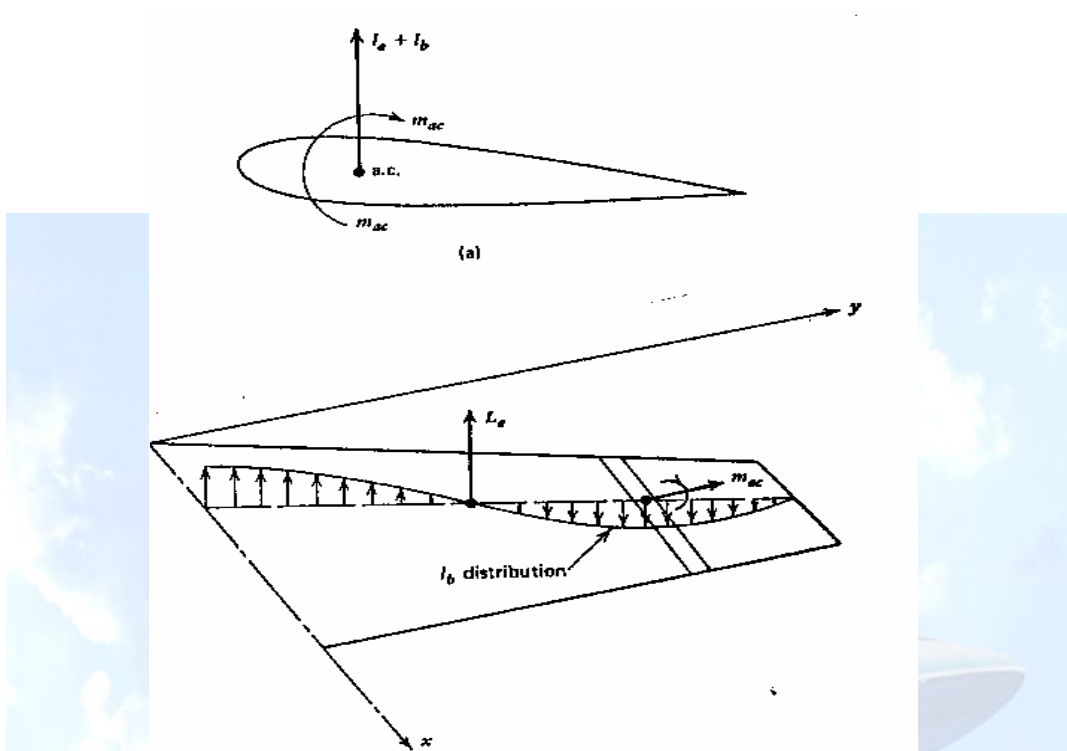


Fig.6 : Schema dei carichi agenti sul singolo profilo e sull'ala finita.

$\eta$	Clb
0.000	0.0681
0.029	0.0684
0.059	0.0692
0.088	0.0733
0.118	0.0743
0.147	0.0751
0.176	0.0780
0.206	0.0815
0.235	0.0804
0.265	0.0804
0.294	0.0804
0.324	0.0804
0.353	0.0723
0.382	0.0661
0.412	0.0567
0.441	0.0489
0.471	0.0366
0.500	0.0251



0.529	0.0148
0.559	-0.00146
0.588	-0.0115
0.618	-0.0225
0.647	-0.0443
0.676	-0.0584
0.706	-0.0780
0.735	-0.094
0.765	-0.104
0.794	-0.115
0.824	-0.128
0.853	-0.128
0.882	-0.125
0.912	-0.116
0.941	-0.097
0.971	-0.072
1.000	0.000

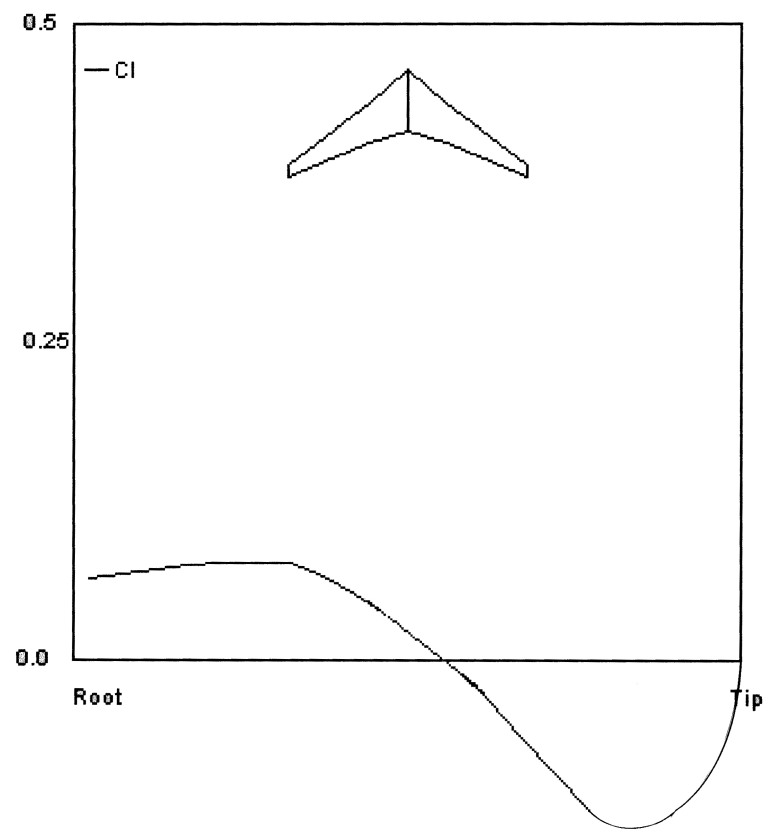


Fig.7 : Distribuzione di carico basico lungo la semiapertura alare.

La distribuzione di corde dell'ala, dimensionata nel Capitolo 4, è descritta da due leggi lineari, di cui la prima vale dalla sezione di radice alla sezione a 12 m lungo l'asse longitudinale e la seconda vale da quest'ultima alla sezione di estremità. Si avrà perciò:

Dalla radice a 40% della corda

=>

$$c = -0.34 \cdot y + 10.3$$

Da 40% della corda all'estremità

=>

$$c = -0.2 \cdot y + 8.6$$



Si assume, inoltre, che i centri aerodinamici dei profili che costituiscono l'ala siano posti al 25% delle rispettive corde. In particolare, essi si trovano ad una distanza dall'asse  $y$ , data la distribuzione di corde, ottenibile attraverso le due leggi di seguito riportate, considerando sempre che la prima vale per le sezioni dalla radice alla sezione a 12 m lungo l'asse longitudinale e la seconda da quest'ultima alla sezione di estremità.

Dalla radice a 40% della corda

=>

$$x_{ac} = -0.25 \cdot y + 7.73$$

Da 40% della corda all'estremità

=>

$$x_{ac} = -0.15y + 6.45$$

Infine, dobbiamo conoscere la distribuzione dei coefficienti di momento focale lungo la semiapertura alare. Dai dati aerodinamici relativi ai profili scelti per le sezioni di riferimento dell'ala (che sono riportati nel Capitolo 4), si ricava che i coefficienti di momento focale hanno i seguenti valori:

$$C_{Mac}^{root} \cong -0.094 \quad C_{Mac}^{40\%} = -0.091 \quad C_{Mac}^{tip} = -0.086$$

Assumendo, per semplicità, due distribuzioni lineari del coefficiente di momento focale, di cui una tra la sezione di radice e quella al 40% della semiapertura alare e l'altra tra la sezione al 40% e quella di estremità, si ottengono le seguenti leggi:



Dalla radice a 40% della corda

=>

$$C_{Mac} = 0.00025 \cdot y - 0.0078$$

Da 40% della corda all'estremità

=>

$$C_{Mac} = 0.00027 \cdot y - 0.093$$

Il calcolo dei due integrali, presenti nella formula del coefficiente di momento focale dell'ala, è stato effettuato mediante la regola dei trapezi, avendo suddiviso la semiapertura alare in 35 stazioni. I dati relativi sono riportati nella tabella seguente.

Stazione	$\eta$	y	Clb	xac	c	Cmac	c^2
1	0,000	0,000	0,0681	7,73	10,3	-0,0078	106,09
2	0,029	0,870	0,0684	7,5125	10,0042	-0,00758	100,084
3	0,059	1,770	0,0692	7,2875	9,6982	-0,00736	94,05508
4	0,088	2,640	0,0733	7,07	9,4024	-0,00714	88,40513
5	0,082	2,458	0,0743	7,115417	9,464167	-0,00719	89,57045
6	0,102	3,063	0,0751	6,964375	9,25875	-0,00703	85,72445
7	0,122	3,667	0,078	6,813333	9,053333	-0,00688	81,96284
8	0,143	4,292	0,0815	6,657083	8,840833	-0,00673	78,16033
9	0,163	4,896	0,0804	6,506042	8,635417	-0,00658	74,57042
10	0,184	5,521	0,0804	6,349792	8,422917	-0,00642	70,94553
11	0,204	6,125	0,0804	6,19875	8,2175	-0,00627	67,52731
12	0,225	6,750	0,0804	6,0425	8,005	-0,00611	64,08003
13	0,245	7,354	0,0723	5,891458	7,799583	-0,00596	60,8335
14	0,265	7,958	0,0661	5,740417	7,594167	-0,00581	57,67137
15	0,286	8,583	0,0567	5,584167	7,381667	-0,00565	54,489
16	0,306	9,188	0,0489	5,433125	7,17625	-0,0055	51,49856
17	0,327	9,813	0,0366	5,276875	6,96375	-0,00535	48,49381
18	0,347	10,417	0,0251	5,125833	6,758333	-0,0052	45,67507
19	0,367	11,021	0,0148	4,974792	6,552917	-0,00504	42,94072
20	0,388	11,646	-0,00146	4,818542	6,340417	-0,00489	40,20088
21	0,408	12,250	-0,0115	4,6125	6,15	-0,008969	37,8225
22	0,429	12,875	-0,0225	4,51875	6,025	-0,008952	36,30063
23	0,449	13,479	-0,0443	4,428125	5,904167	-0,008936	34,85918
24	0,469	14,083	-0,0584	4,3375	5,783333	-0,00892	33,44694
25	0,490	14,708	-0,078	4,24375	5,658333	-0,008903	32,01674





26	0,510	15,313	-0,094	4,153125	5,5375	-0,08887	30,66391
27	0,531	15,938	-0,104	4,059375	5,4125	-0,0887	29,29516
28	0,551	16,542	-0,115	3,96875	5,291667	-0,08853	28,00174
29	0,572	17,167	-0,128	3,875	5,166667	-0,08837	26,69444
30	0,592	17,771	-0,128	3,784375	5,045833	-0,0882	25,46043
31	0,613	18,375	-0,125	3,69375	4,925	-0,08804	24,25563
32	0,633	19,000	-0,116	3,6	4,8	-0,08787	23,04
33	0,653	19,604	-0,097	3,509375	4,679167	-0,08771	21,8946
34	0,674	20,229	-0,072	3,415625	4,554167	-0,08754	20,74043
35	1,000	30,000	0	1,95	2,6	-0,0849	6,76

I risultati, che si ottengono dalla risoluzione numerica degli integrali, sono i seguenti:

$$C_{M1} = 0.0144 \quad \text{e} \quad C_{M2} = -0.022$$

Per cui:

$$C_{Mac}^w = -0.0076$$

Infine, il coefficiente di momento focale del velivolo parziale è uguale a:

$$C_{Mac}^{wb} = -0.0076 - 0.120 = -0.128$$





### 6.4.2. Posizione del 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:

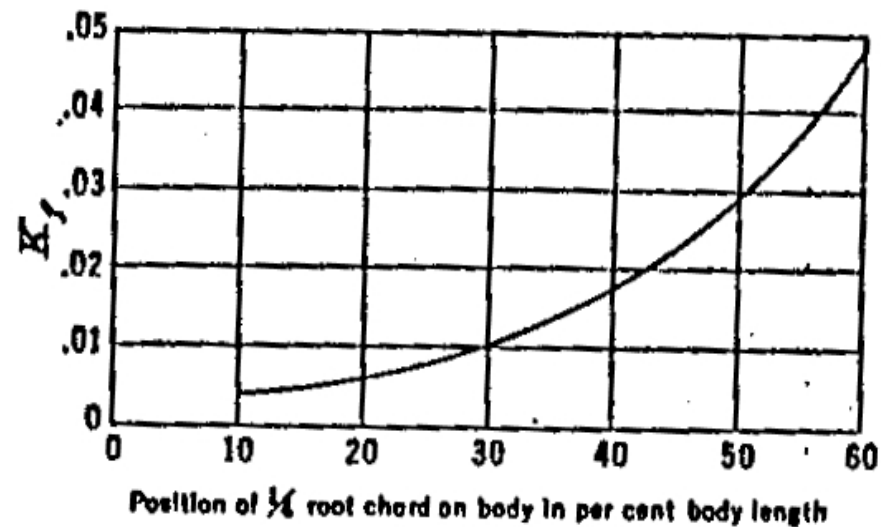
$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{M\alpha}^f}{C_{L\alpha}^w}$$

In essa compaiono il  $C_{L\alpha}^w = 0,083333$ , calcolato nel Capitolo 4, ed il  $C_{M\alpha}^f$ , il quale è calcolabile, a sua volta, mediante la seguente relazione:

$$C_{M\alpha}^f = \frac{K_f \cdot W_f^2 \cdot L_f}{S \cdot c_w} = 1,35 \cdot 10^{-2}$$

in cui:

- $K_f$  è un coefficiente calcolabile attraverso il grafico riportato in Fig. 8. In esso si entra con la posizione, rispetto alla prua del velivolo, del punto ad un quarto della corda della radice esposta in percentuale della lunghezza di fusoliera. Nel caso del Boeing 787 tale punto si trova al 24.28% della lunghezza della fusoliera e  $K_f \cong 0.0185$ .

Fig.8 : Grafico per il calcolo di  $K_f$ .

- $W_f$  è la massima larghezza della fusoliera pari a 5.56 m.
- $L_f$  è la lunghezza della fusoliera pari a 58 .
- $S$  è la superficie alare pari a 385 m<sup>2</sup>.
- $c_w$  è la corda media aerodinamica dell'ala pari a 6.4 m.

La posizione del centro aerodinamico dell'ala può essere determinata, in prima approssimazione, attraverso appositi diagrammi proposti dal McCormick e che per brevità vengono omissi. Essendo:

$$M = 0.85 \quad AR \cdot \sqrt{1 - M^2} \cong 4.74 \quad \Lambda_{\frac{1}{2}} = 32^\circ \quad AR \cdot \tan(\Lambda_{\frac{1}{2}}) \cong 4.95$$



si ricava che  $x_{ac}^w = 25\%$ . In definitiva si ha che:

$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{M\alpha}^f}{C_{L\alpha}^w} = 0.25 - \frac{1.35 \cdot 10^{-2}}{0.083333} = 0.088$$

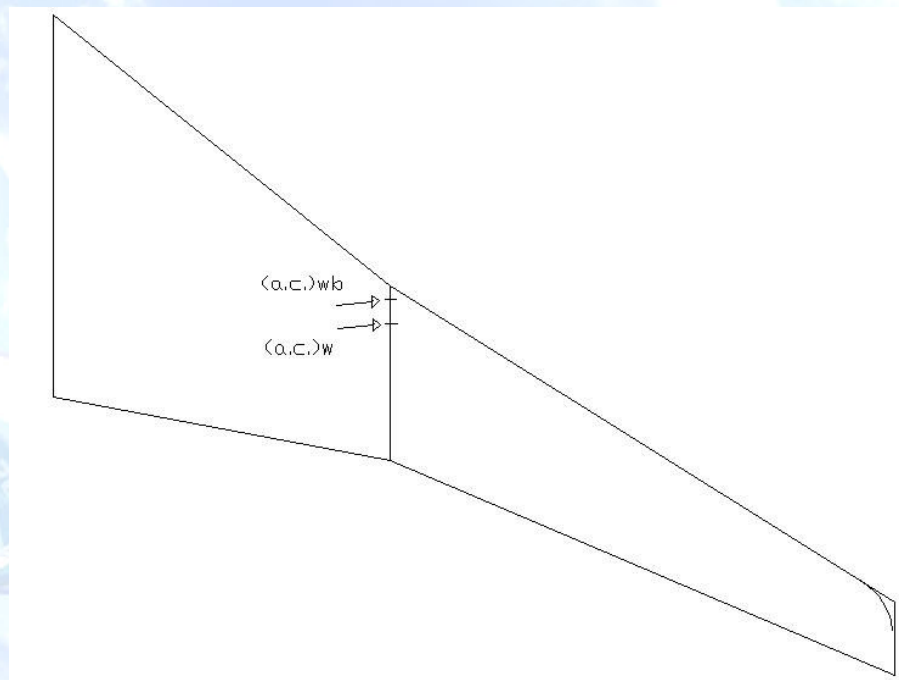


Fig.9 : Posizione centro aerodinamico dell'ala e del velivolo parziale.

### 6.4.3. Posizione del baricentro del velivolo completo.

Per la determinazione della posizione del baricentro del velivolo completo si è schematizzato l'aeromobile come un sistema di masse concentrate: noto il peso di ciascuno degli elementi e fissata una plausibile posizione dei rispettivi baricentri sulla vista in pianta del velivolo, è possibile ricavare la posizione del baricentro



del velivolo completo. Non è però sufficiente conoscere la posizione del baricentro soltanto in una condizione di carico. Ciò che bisogna considerare, anche per una eventuale analisi delle proprietà di stabilità e controllo del velivolo, sono le posizioni rispettivamente più avanzata e più arretrata assunte dal baricentro, che dipendono dalle differenti condizioni di carico possibili. I dati ottenuti in linea con la teoria suddetta ci portano ad affermare che posizioni critiche di cui sopra del baricentro sono :

- ✓ Posizione "massima arretrata" in percentuale di corda aerodinamica pari al 30%

$$X_{cgARR} = 1.9 \text{ m}$$

- ✓ Posizione "massima avanzata" in percentuale di corda aerodinamica pari al 18%

$$X_{cgAVA} = 1.15 \text{ m}$$

- ✓ Posizione "di pieno carico" in percentuale di corda aerodinamica pari al 25%

$$X_{cgPC} = 1.6 \text{ m}$$



#### 6.4.4. Calcolo della resistenza di trim.

Date le configurazioni del baricentro assunte nel paragrafo precedente che riportiamo in tabella, in seguito, eseguiremo i calcoli solo relativamente ad esse:

Posizione del baricentro	% (cma) <sub>w</sub>	x <sub>w</sub> (m)	l <sub>t</sub> (m)
massima avanzata	18.0	1.15	23.2
massima arretrata	30.0	1.9	23.2

Tabella 1 : Posizioni del baricentro considerate.

Attraverso i dati ricavati precedentemente, è possibile risolvere il sistema di equazioni iniziale e quindi ricavare  $C_L^h$  e  $C_L$  al variare dell'angolo di attacco, per ciascuna delle due posizioni scelte per il baricentro. Quindi, attraverso la relazione:

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

si calcola il coefficiente di resistenza di trim, ricordando che:



$$AR_h = \frac{b_h^2}{S_H} = \frac{26.34^2}{106.4} \cong 6.52$$

e che  $u$  è il fattore di resistenza indotta determinabile attraverso il grafico di Fig. 10. Nel caso del Boeing 787 il rapporto di rastremazione del piano orizzontale di coda pari a 0.28, si ha  $u \cong 0.98$ .

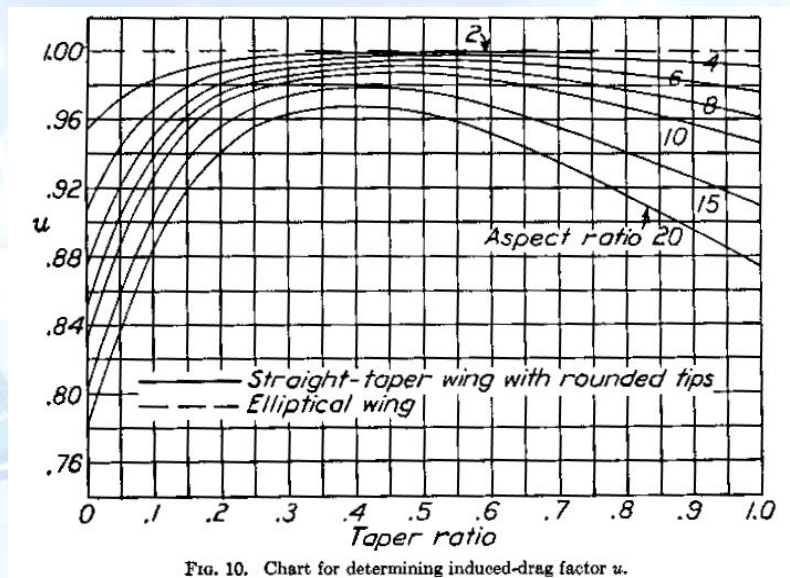


Fig.10 : Diagramma per il calcolo del fattore  $u$ .

Risultati del calcolo della resistenza di <i>trim</i> nel caso della posizione massima avanzata del baricentro.					
$\alpha_B$	$\alpha_w$	$CL_w$	$CL_h$	$CL$	CD Trim (cg avanzato)
-5	-1,5	0,036	-0,12116	0,002	0,00020258
-3,5	0	0,161	-0,09741	0,134	0,000130944
-2,5	1	0,244	-0,08164	0,221	9,19782E-05
-1,5	2	0,328	-0,06568	0,310	5,95313E-05





-0,5	3	0,411	-0,04991	0,397	3,43759E-05
0,5	4	0,494	-0,03414	0,484	1,60844E-05
1,5	5	0,578	-0,01818	0,573	4,56107E-06
2,5	6	0,661	-0,00241	0,660	8,01518E-08
3,5	7	0,744	0,01336	0,748	2,46316E-06
4,5	8	0,828	0,02932	0,836	1,18633E-05
5,5	9	0,911	0,04509	0,924	2,80569E-05
6,5	10	0,994	0,06086	1,011	5,11144E-05
7,5	11	1,078	0,07682	1,100	8,14381E-05
8,5	12	1,161	0,09259	1,187	0,000118306
9,5	13	1,244	0,10836	1,274	0,000162038
10,5	14	1,328	0,12432	1,363	0,000213285
11,5	15	1,26	0,1114	1,291	0,000171257

**Risultati del calcolo della resistenza di trim nel caso della posizione massima arretrata del baricentro.**

$\alpha_B$	$\alpha_w$	$CL_w$	$CL_h$	$CL$	CD Trim (cg arretrato)
-5	-1,5	0,036	-0,12166	0,002	0,000204269
-3,5	0	0,161	-0,09966	0,133	0,000137074
-2,5	1	0,244	-0,08506	0,220	9,98364E-05
-1,5	2	0,328	-0,07027	0,308	6,81465E-05
-0,5	3	0,411	-0,05566	0,395	4,2759E-05
0,5	4	0,494	-0,04106	0,483	2,32612E-05
1,5	5	0,578	-0,02627	0,571	9,52501E-06
2,5	6	0,661	-0,01166	0,658	1,87747E-06
3,5	7	0,744	0,002944	0,745	1,19606E-07
4,5	8	0,828	0,017728	0,833	4,33709E-06
5,5	9	0,911	0,032336	0,920	1,44295E-05
6,5	10	0,994	0,046944	1,007	3,04116E-05
7,5	11	1,078	0,061728	1,095	5,25828E-05
8,5	12	1,161	0,076336	1,182	8,04152E-05
9,5	13	1,244	0,090944	1,269	0,000114137
10,5	14	1,328	0,105728	1,358	0,000154262
11,5	15	1,26	0,09376	1,286	0,000121315



Risultati del calcolo della resistenza di trim nel caso del posizione del baricentro a pieno carico.					
$\alpha_B$	$\alpha_w$	$CL_w$	$CL_h$	$CL$	$CD \text{ trim (pc)}$
-5	-1,5	0,036	-0,118496	0,003	0,00019377
-3,5	0	0,161	-0,085496	0,137	0,000100872
-2,5	1	0,244	-0,063584	0,226	5,57924E-05
-1,5	2	0,328	-0,041408	0,316	2,36618E-05
-0,5	3	0,411	-0,019496	0,406	5,2453E-06
0,5	4	0,494	0,002416	0,495	8,05514E-08
1,5	5	0,578	0,024592	0,585	8,34578E-06
2,5	6	0,661	0,046504	0,674	2,98442E-05
3,5	7	0,744	0,068416	0,763	6,45943E-05
4,5	8	0,828	0,090592	0,853	0,000113255
5,5	9	0,911	0,112504	0,943	0,000174669
6,5	10	0,994	0,134416	1,032	0,000249334
7,5	11	1,078	0,156592	1,122	0,000338391
8,5	12	1,161	0,178504	1,211	0,000439719
9,5	13	1,244	0,200416	1,300	0,000554299
10,5	14	1,328	0,222592	1,390	0,000683751
11,5	15	1,26	0,20464	1,317	0,000577791

### 6.5. Resistenza di compressibilità - $C_D^{compr}$ .

L'incremento  $C_D^{compr}$  del coefficiente di resistenza del velivolo, dovuto alla compressibilità, può essere valutato alle diverse incidenze mediante il metodo suggerito nel sito della Università di Stanford che di seguito esporremo. Esso si basa sull'ipotesi secondo la quale, in condizioni di crociera, l'ala è il fattore dominante nella determinazione della resistenza di compressibilità dell'intero velivolo. Ciò implica che ogni altro componente abbia, nelle stesse condizioni, un valore del numero di Mach critico superiore a quello dell'ala. In primo momento,



quindi, si determina il valore del numero di Mach critico dell'ala in corrispondenza dei diversi valori del coefficiente di portanza  $C_L^w$ . A tal fine si consideri il diagramma di Fig.11.

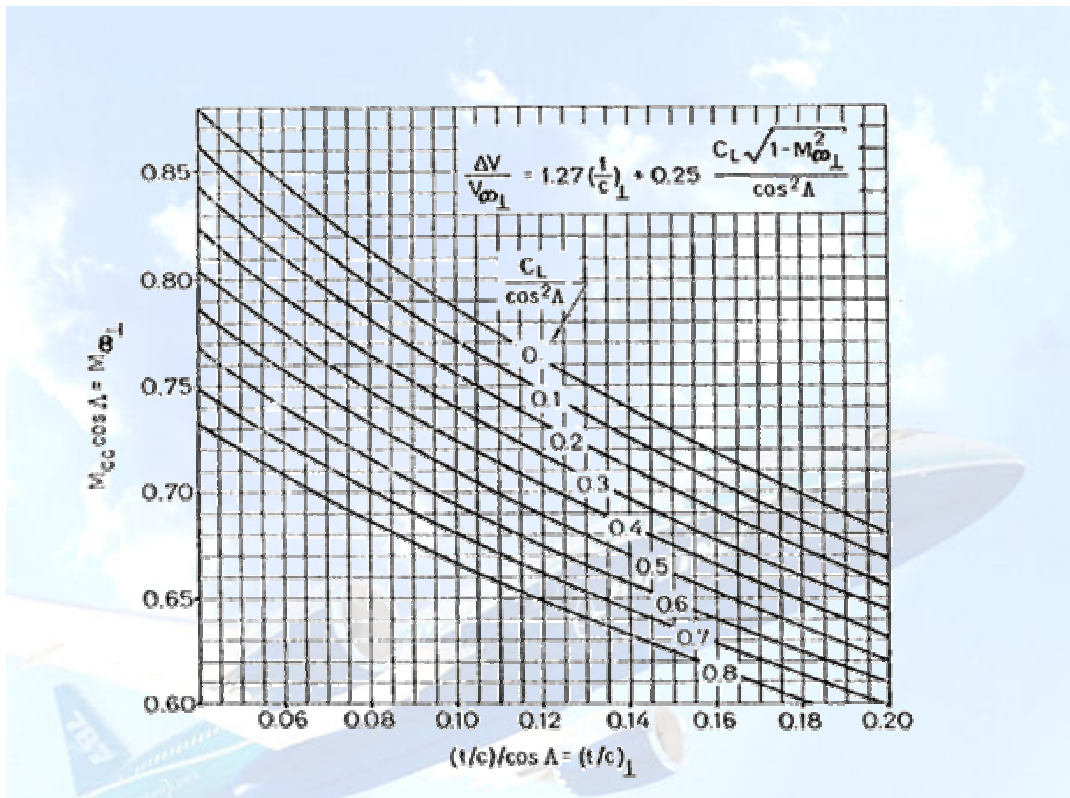


Fig.11 : Diagramma per la determinazione del valore del numero di Mach critico dell'ala.

Per entrare in esso occorre conoscere lo spessore massimo percentuale del profilo medio dell'ala e l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto della corda che nel nostro caso valgono rispettivamente:

$$\tau_{pm} = 8.4\% \quad \Lambda_{\frac{c}{4}} = 32^\circ$$



Quindi si ha:

$$\frac{\tau_{pm}}{\cos(\Lambda_{\frac{c}{4}})} \cong 0.099$$

Una volta noto il valore del numero di Mach critico, si può sfruttare il diagramma di Fig.12 per ricavare il valore del  $C_D^{compr}$ .

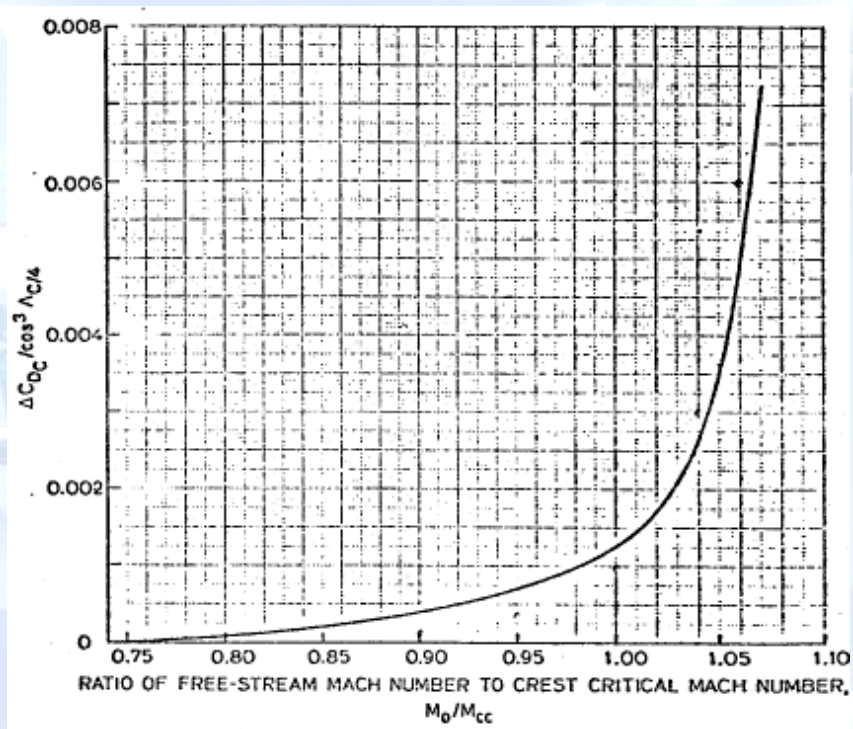


Fig.12 : Diagramma per la determinazione del  $C_D^{compr}$ .

Bisogna comunque tener conto che nei calcoli effettuati finora, si è fatto riferimento alle condizioni del volo in crociera. Il calcolo della resistenza dovuta



agli effetti della compressibilità del flusso, pertanto, ha senso limitatamente agli assetti di volo veloci e quindi ai piccoli assetti che coincidono con quelli tipici di crociera: infatti, il valore del coefficiente di portanza del Boeing 787 in condizioni di crociera è all'incirca uguale a 0.5. Questo è il motivo per il quale il calcolo del  $C_D^{compr}$  non viene effettuato per assetti che vanno oltre  $C_L^w \cong 0.6$ , assumendo per esso un valore uguale a zero. Di seguito si riporta la tabella con i risultati ottenuti.

$\alpha_w$	$CL_w$	$CL_w/\cos^2(\Lambda)$	$M_{cc}*\cos(\Lambda)$	$M_{cc}$	$M_\infty/M_{cc}$	$CD_{compr}/\cos^3(\Lambda)$	$CD_{compr}$	$M_{div}$
<b>Mach = 0,85</b>								
-1,5	0,036	0,050	0,762	0,899	0,946	0,00075	0,000458	0,929
0	0,161	0,224	0,756	0,892	0,953	0,0008	0,000488	0,922
1	0,244	0,339	0,738	0,870	0,977	0,000995	0,000607	0,900
2	0,328	0,456	0,715	0,843	1,008	0,0017	0,001037	0,873
3	0,411	0,572	0,703	0,829	1,025	0,0026	0,001586	0,859
4	0,494	0,687	0,684	0,807	1,054	0,00365	0,002227	0,837
5	0,578	0,804	0,665	0,784	1,084	n.p.	n.p.	0,814

Tabella 2 : Risultati del calcolo di  $C_D^{compr}$ .

## 6.6. Calcolo della resistenza complessiva e costruzione delle polari.

Il valore del coefficiente di resistenza complessivo del velivolo, al variare dell'assetto ed in condizioni di crociera, è dato dalla somma di tutti i contributi fino ad ora esaminati. Di seguito riportiamo i risultati di questa semplice operazione e le curve polari risultanti.

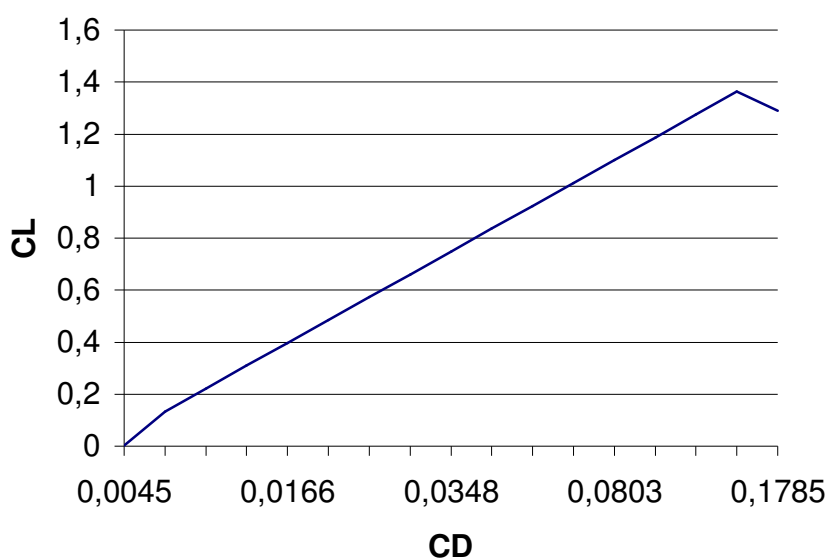




**Risultati del calcolo della resistenza totale nel caso della posizione massima avanzata del baricentro a M=0.85**

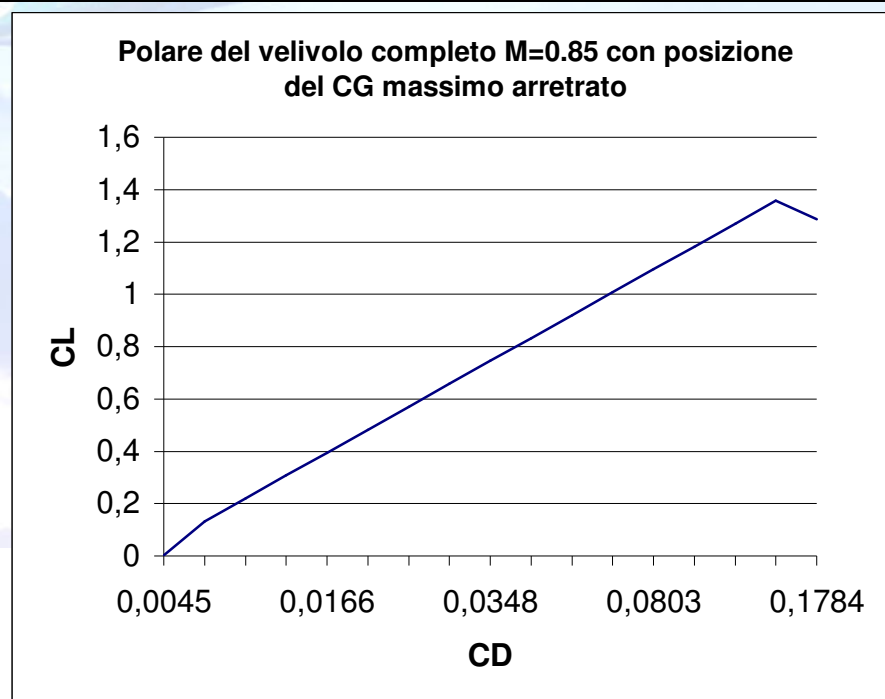
$\alpha_B$	CL	$C_{D^P}$	$C_{Di\ ala}$	$C_{D\ Trim}$ (cg avanzato)	$C_{Di\ fusoliera}$	$C_{Dcompr}$	$C_{d_{tot}}$
-5	0,002	0,011519	0,00054	0,00020258	-0,007747	0	0,0045
-3,5	0,134	0,011519	0,00147	0,00013094	-0,00265678	0	0,0105
-2,5	0,221	0,011519	0,00272	9,20E-05	-0,000968	0	0,0134
-1,5	0,31	0,011519	0,00446	5,95E-05	-0,00020898	-0,004726	0,0111
-0,5	0,397	0,011519	0,0067	3,44E-05	-0,00000772	-0,001621	0,0166
0,5	0,484	0,011519	0,00944	1,61E-05	0,00000778	-0,00059	0,0204
1,5	0,573	0,011519	0,01268	4,56E-06	0,00020952	-0,000127	0,0243
2,5	0,66	0,011519	0,01642	8,02E-08	0,0009695	-4,71E-06	0,0289
3,5	0,748	0,011519	0,02065	2,46E-06	0,00265972	4,746E-06	0,0348
4,5	0,836	0,011519	0,02538	1,19E-05	0,00565218	0	0,0426
5,5	0,924	0,011519	0,03061	2,81E-05	0,01031888	0	0,0525
6,5	1,011	0,011519	0,03634	5,11E-05	0,01703182	0	0,0649
7,5	1,1	0,011519	0,04257	8,14E-05	0,026163	0	0,0803
8,5	1,187	0,011519	0,04929	0,00011831	0,03808442	0	0,0990
9,5	1,274	0,011519	0,05652	0,00016204	0,05316808	0	0,1214
10,5	1,363	0,011519	0,06424	0,00021329	0,07178598	0	0,1478
11,5	1,291	0,011519	0,07246	0,00017126	0,09431012	0	0,1785

**Polare del velivolo completo M=0.85 con posizione del CG massimo avanzato**





Risultati del calcolo della resistenza totale nel caso della posizione massima arretrata del baricentro a M=0.85							
$\alpha_B$	CL	$C_{D^P}$	$C_{Di\ ala}$	$C_D\ Trim$ (cg arretrato)	$C_{Di\ fusoliera}$	$C_{Dcomp}$	$C_{Dtot}$
-5	0,002	0,011519	0,00054	0,000204	-0,00775	0	0,0045
-3,5	0,133	0,011519	0,00147	0,000137	-0,00266	0	0,0105
-2,5	0,22	0,011519	0,00272	9,98E-05	-0,00097	0	0,0134
-1,5	0,308	0,011519	0,00446	6,81E-05	-0,00021	-0,00473	0,0111
-0,5	0,395	0,011519	0,0067	4,28E-05	-7,7E-06	-0,00162	0,0166
0,5	0,483	0,011519	0,00944	2,33E-05	7,78E-06	-0,00059	0,0204
1,5	0,571	0,011519	0,01268	9,53E-06	0,00021	-0,00013	0,0243
2,5	0,658	0,011519	0,01642	1,88E-06	0,00097	-4,7E-06	0,0289
3,5	0,745	0,011519	0,02065	1,20E-07	0,00266	4,75E-06	0,0348
4,5	0,833	0,011519	0,02538	4,34E-06	0,005652	0	0,0426
5,5	0,92	0,011519	0,03061	1,44E-05	0,010319	0	0,0525
6,5	1,007	0,011519	0,03634	3,04E-05	0,017032	0	0,0649
7,5	1,095	0,011519	0,04257	5,26E-05	0,026163	0	0,0803
8,5	1,182	0,011519	0,04929	8,04E-05	0,038084	0	0,0990
9,5	1,269	0,011519	0,05652	0,000114	0,053168	0	0,1213
10,5	1,358	0,011519	0,06424	0,000154	0,071786	0	0,1477
11,5	1,286	0,011519	0,07246	0,000121	0,09431	0	0,1784

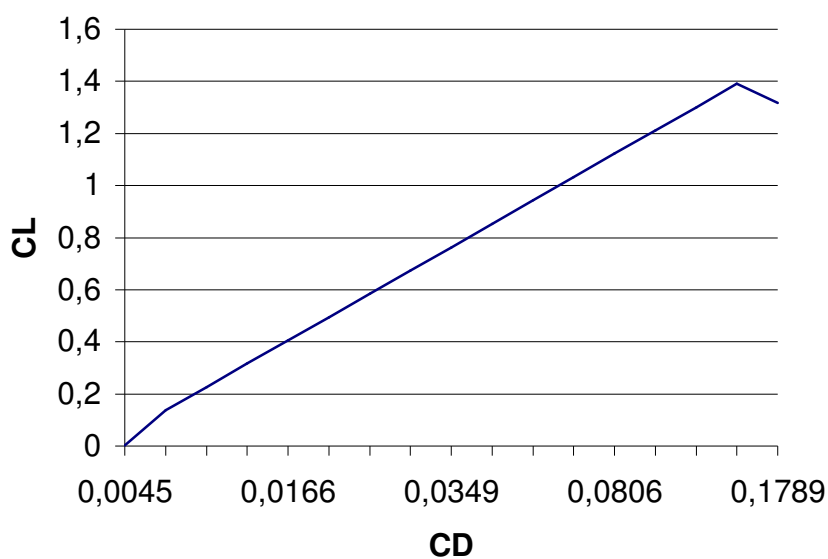




**Risultati del calcolo della resistenza totale nel caso della posizione del baricentro a pieno carico a M=0.85**

$\alpha_B$	CL	$C_{D^P}$	$C_{Di\ ala}$	CD trim (pc)	$C_{Di\ fusoliera}$	$CD_{compr}$	$C_{d_{tot}}$
-5	0,003	0,011519	0,00054	0,000194	-0,00775	0	0,0045
-3,5	0,137	0,011519	0,00147	0,000101	-0,00266	0	0,0104
-2,5	0,226	0,011519	0,00272	5,58E-05	-0,00097	0	0,0133
-1,5	0,316	0,011519	0,00446	2,37E-05	-0,00021	-0,00473	0,0111
-0,5	0,406	0,011519	0,0067	5,25E-06	-7,7E-06	-0,00162	0,0166
0,5	0,495	0,011519	0,00944	8,06E-08	7,78E-06	-0,00059	0,0204
1,5	0,585	0,011519	0,01268	8,35E-06	0,00021	-0,00013	0,0243
2,5	0,674	0,011519	0,01642	2,98E-05	0,00097	-4,7E-06	0,0289
3,5	0,763	0,011519	0,02065	6,46E-05	0,00266	4,75E-06	0,0349
4,5	0,853	0,011519	0,02538	0,000113	0,005652	0	0,0427
5,5	0,943	0,011519	0,03061	0,000175	0,010319	0	0,0526
6,5	1,032	0,011519	0,03634	0,000249	0,017032	0	0,0651
7,5	1,122	0,011519	0,04257	0,000338	0,026163	0	0,0806
8,5	1,211	0,011519	0,04929	0,00044	0,038084	0	0,0993
9,5	1,3	0,011519	0,05652	0,000554	0,053168	0	0,1218
10,5	1,39	0,011519	0,06424	0,000684	0,071786	0	0,1482
11,5	1,317	0,011519	0,07246	0,000578	0,09431	0	0,1789

**Polare del velivolo completo M=0.85 con posizione del CG a pieno carico**



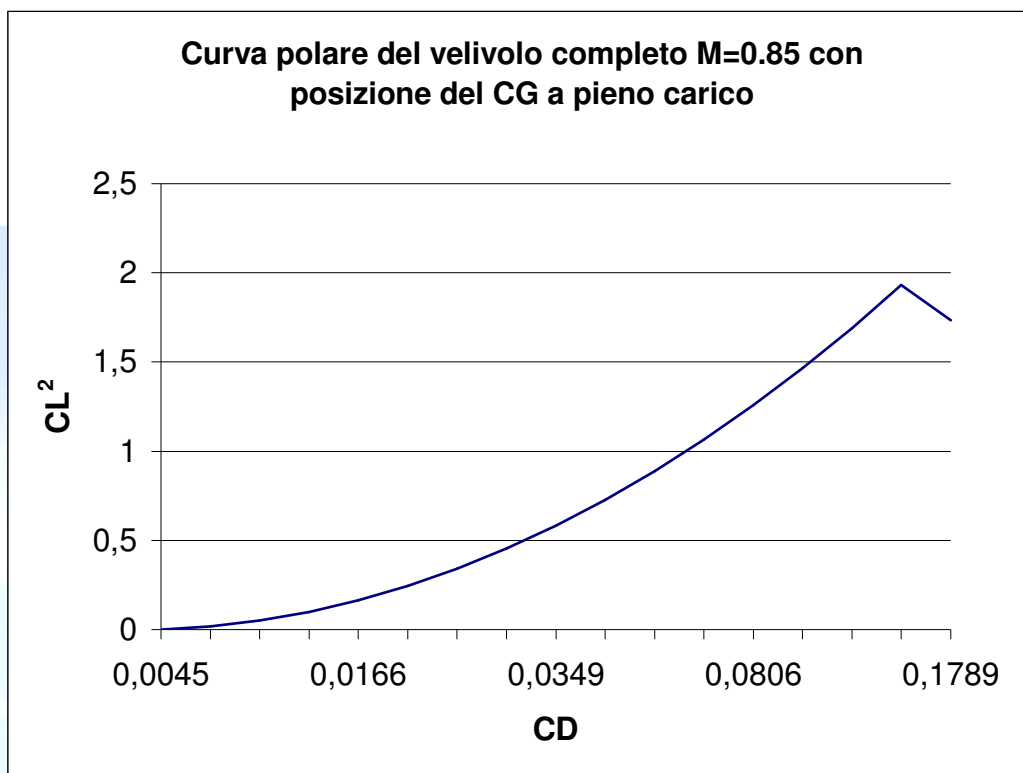


Fig.13 : Aeromodello del Boeing B787 per prove in galleria aerodinamica.



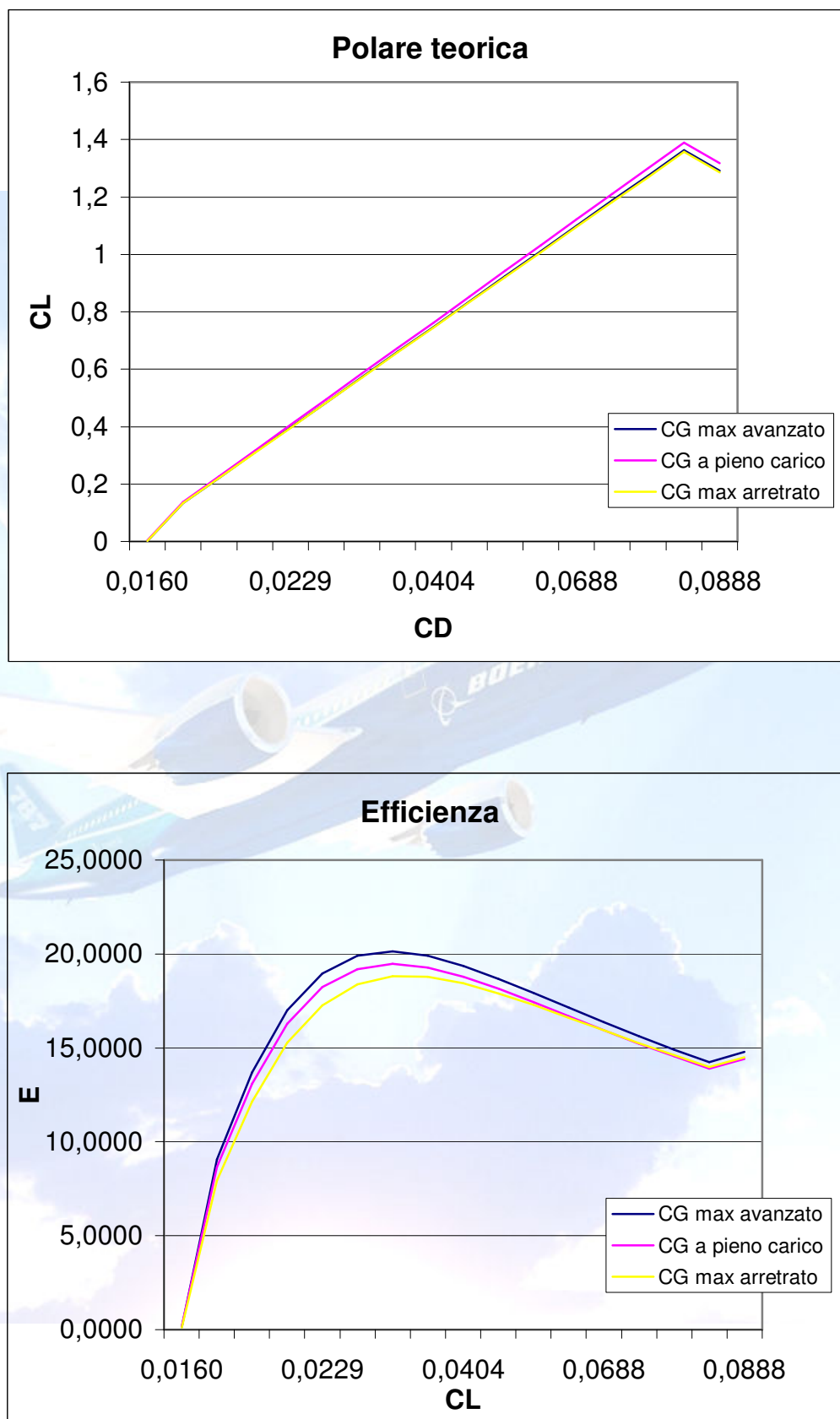
Dalla rappresentazione grafica riportata alle pagine precedenti, è immediato ricavare, per ciascuna polare, i valori dei parametri “ $e$ ” e “ $C_{D0}$ ” che compaiono nella espressione analitica della polare parabolica:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

I risultati di tale ricerca sono stati riassunti nella tabella seguente insieme con le espressioni analitiche delle polari teoriche, alle quali si farà riferimento d’ora in avanti per il calcolo delle prestazioni del velivolo in esame. Gli andamenti grafici delle polari descritte vengono riportati in Fig. 13, mentre in Fig. 14 sono proposti i diagrammi della efficienza aerodinamica  $E$  in funzione del coefficiente di portanza complessivo.

Xcg % c.m.a.	Mach	CD <sub>0</sub>	e	Equazione della polare
18	0,85	0,014	0,8	CD = 0,014 + 0,044 CL <sup>2</sup>
25	0,85	0,015	0,8	CD = 0,015 + 0,044 CL <sup>2</sup>
30	0,85	0,016	0,8	CD = 0,016 + 0,044 CL <sup>2</sup>



Fig. 15 : Curve della polare teorica e della efficienza aerodinamica  $E$ .



