

9 - Polare del velivolo completo

9.1 Polare del velivolo completo

Ci proponiamo di trovare le curve polari di riferimento del velivolo completo al variare del numero di Mach. Per fare ciò, è necessario innanzitutto calcolare i diversi contributi alla resistenza dati da ciascuna delle parti principali del velivolo (ala, piani di coda, motori, serbatoi del carburante, ecc.).

Nello specifico, calcoliamo il coefficiente di resistenza sommando tutti i vari contributi.

In particolare:

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{Vortex} + C_{Di}^{Visc} + C_D^{trim} + C_D^{flap.} + C_D^{compr} \quad (9.1)$$

E cioè sovrapponiamo gli effetti di resistenza parassita, vorticoso, del contributo viscoso della resistenza indotta, di trimmaggio e di quella dovuta agli effetti di compressibilità.

1. Calcolo della resistenza parassita C_D^P

C_D^P è dato dalla somma dei seguenti contributi:

- resistenza di attrito dell'ala;
- resistenza di attrito della fusoliera;
- resistenza di attrito del piano verticale di coda;
- resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
- resistenza di attrito della gondola motore;

- resistenza di attrito dei carrelli;
- resistenza di base della fusoliera;
- resistenza di base della gondola motore;
- resistenza di *upsweep*;
- resistenza dei *gap* delle superfici di comando;
- resistenza di attrito di altri elementi.

9.2 Resistenza d'attrito dell'ala

Questo contributo è somma di un termine costante $CD,0$ e di un termine variabile con la velocità.

$$C D,0 \text{ Wing} = 0.0092 \quad (9.2)$$

9.3 Resistenza d'attrito fusoliera

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

$$C_{D0}^{Fus} = \frac{k_{fus} C_f^{fus} S_{wet}^{fus}}{S} = 0.0049 \quad (9.3)$$

9.4 Resistenza di attrito del piano verticale di coda

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

$$C_{D0}^v = \frac{k_v C_f^v S_{wet}^v}{S} = 0.000899 \quad (9.4)$$

9.5 Resistenza di attrito del piano orizzontale di coda

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

$$C_{D0}^h = \frac{k_h C_f^h S_{wet}^h}{S} = 0.00128 \quad (9.5)$$

9.6 Resistenza di attrito della gondola motore

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

$$C_{D0}^{nac} = \frac{k_{nac} C_f^{nac} S_{wet}^{nac}}{S} = 0.000254 \quad (9.6)$$

9.7 Resistenza di attrito dei carrelli

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.

$$C_{D0}^{ruote} = 0.24 \frac{S_{ruota}}{S} \eta_{ruota} = 0.00393 \quad (9.7)$$

Dove:

- S_{ruota} è uguale al prodotto del battistrada per l'altezza della ruota
- $\eta_{ruota} = 0.22$

Il secondo contributo è

$$C_{D0}^{gambe} = 0.82 \frac{d_{gamba} l_{gamba}}{S} \eta_{gamba} = 0.00410 \quad (9.8)$$

con

- $d_{gamba} = 0.4 \text{ m}$
- $l_{gamba} = 2.1 \text{ m}$

9.7 Resistenza di base della fusoliera

Il contributo relativo alla resistenza di base della fusoliera può essere agevolmente calcolato mediante la formula di seguito proposta.

$$C_D^{basefus} = 0.029 \frac{S_{fus}}{S} \left(\frac{d_{base}}{d_{fus}} \right)^3 \left[C_{D0}^{fus} \left(\frac{S}{S_{fus}} \right) \right]^{0.5} = 1.009 \cdot 10^{-5} \quad (9.9)$$

9.8 Resistenza di base della gondola motore

Questo contributo di resistenza è associato allo spazio che esiste tra la gondola e l'ugello di scarico del motore, in corrispondenza del quale si verifica una separazione del flusso.

La valutazione può essere effettuata mediante la seguente formula proposta dal sito dell'Università di Stanford.

$$C_D^{basenac} = \frac{0.5}{12} \pi D_{exit} \frac{0.2}{S} = 9.81 \cdot 10^{-6} \quad (9.10)$$

In essa compare il diametro della sezione di uscita dell'ugello espresso in piedi D_{exit}

9.9 Resistenza di upsweep

L'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio.

Il valore del relativo coefficiente di resistenza lo si ottiene attraverso la seguente relazione:

$$C_D^{upsweep} = 0.075 \pi \frac{S_{sez.fus}}{S} \left(\frac{h}{l} \right)_{0.75l} = 0.000235 \quad (9.11)$$

9.10 Resistenza dei 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.

$$C_D^{gap} = 0.0002 \cos^2 \Lambda \frac{S_{affected}}{S} = 0.0000832 \quad (9.12)$$

9.11 Calcolo della resistenza indotta dalla vorticità C_{Di}^{Vortex}

La resistenza indotta dalla vorticità dell'ala può essere quantificata attraverso il valore del coefficiente di resistenza indotta.

I valori che quest'ultimo assume al variare dell'incidenza possono essere, tuttavia, corretti per tenere conto degli effetti di interferenza dell'ala con la fusoliera. La presenza di quest'ultima, infatti, comporta una modifica della distribuzione di carico lungo l'apertura alare, rispetto a quella computata per l'ala isolata, con conseguente incremento della parte non viscosa della resistenza indotta C_{Di} .

Il metodo, che ivi si adopera consiste semplicemente nel moltiplicare i valori del C_{Di} per un fattore $\frac{1}{s}$.

Il valore del parametro s può essere calcolato graficamente in funzione del rapporto tra il diametro equivalente della fusoliera e l'apertura alare:

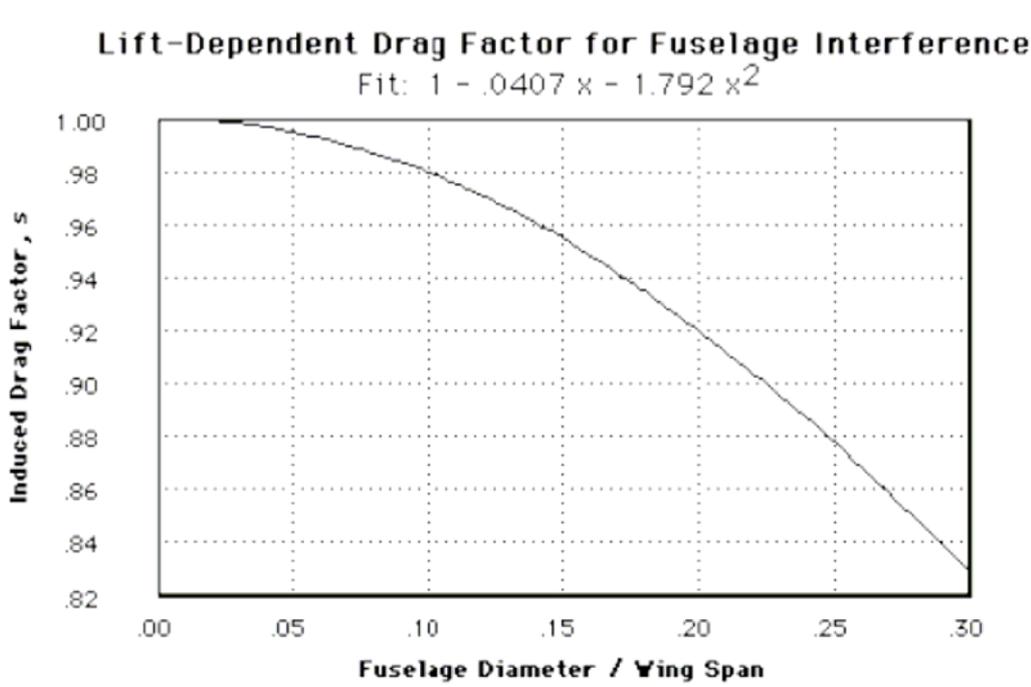


Fig 9.1

e quindi $s = 0.981$, da cui $\frac{1}{s} = 1.02$.

L'effetto della interferenza dell'ala con la fusoliera è presente ed ammonta a circa il 2% della resistenza indotta calcolata per l'ala isolata.

9.12 Calcolo della resistenza indotta viscosa C_{Di}^{Visc}

In corrispondenza dell'aumento dell'angolo di attacco del velivolo, e quindi della sua portanza almeno finché si parla di 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.

$$\left(C_{Di}^{visc}\right)_{ala} = C_{D0}^w(\alpha_w) = C_{D0}^w - C_{D0min}^w \quad (9.13)$$

Per quanto concerne il contributo della fusoliera, invece, è possibile adottare una semplice formula, all'interno della quale compaiono una serie di grandezze non ancora definite.

Una di esse è l'angolo di attacco del velivolo: si definisce angolo di attacco del velivolo α_B la quantità ottenuta dalla differenza dell'angolo di attacco dell'ala α_w e dell'angolo i_w di calettamento dell'ala stessa rispetto all'asse della fusoliera.

$$\alpha_B = \alpha_w - i_w \quad (9.14)$$

quest'ultimo angolo è uguale a 4° .

Attraverso il rapporto η tra il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza finita ed il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza

infinita, si introduce nel calcolo della resistenza “l’effetto benefico della tridimensionalità” del corpo attorno al quale si sviluppa il flusso.

Per elevati valori del rapporto di snellezza della fusoliera, eventuali flussi laterali “vedono” il corpo quasi come un cilindro circolare di lunghezza infinita e pertanto tendono a svilupparsi in maniera quasi bidimensionale; quando tale rapporto di snellezza si riduce, gli stessi flussi “vedono” il corpo più come una sfera od un ellissoide e cioè come un corpo finito, sviluppandosi pertanto in modo tridimensionale. In quest’ultimo caso, la resistenza viscosa indotta ne risulta diminuita allo stesso modo in cui 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. Il valore del coefficiente di resistenza variabile con l’incidenza è relativo al *crossflow* attorno ad

un cilindro circolare di lunghezza infinita C_{Dc} in corrispondenza di un rapporto di snellezza pari a 9, $\eta = 0.675$

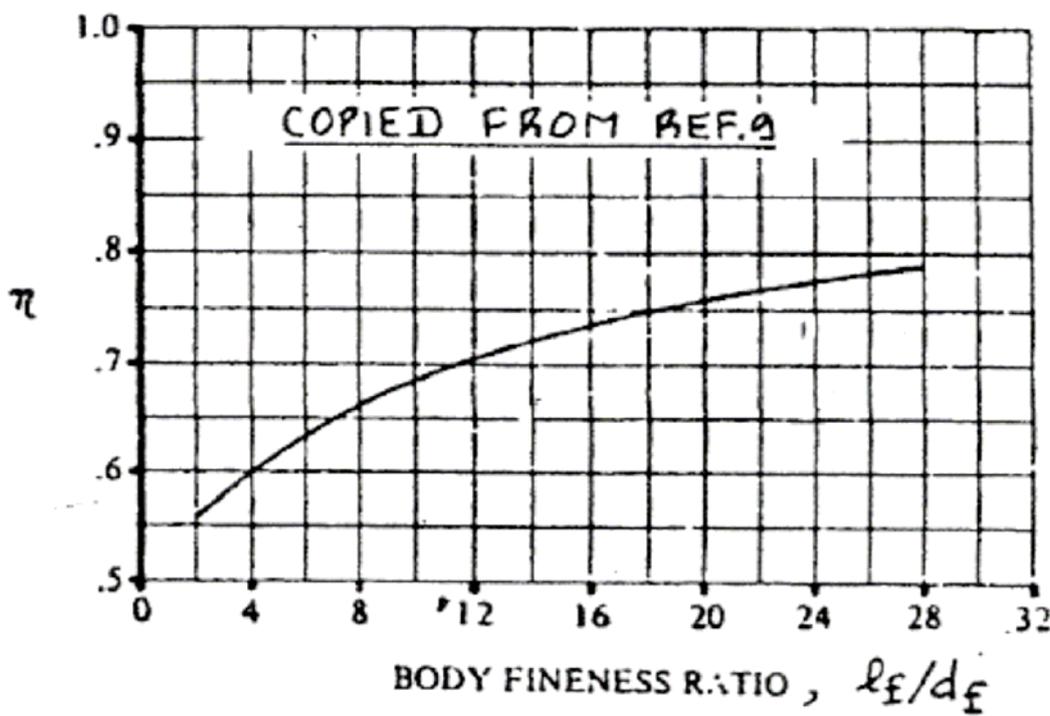


Fig. 9.2

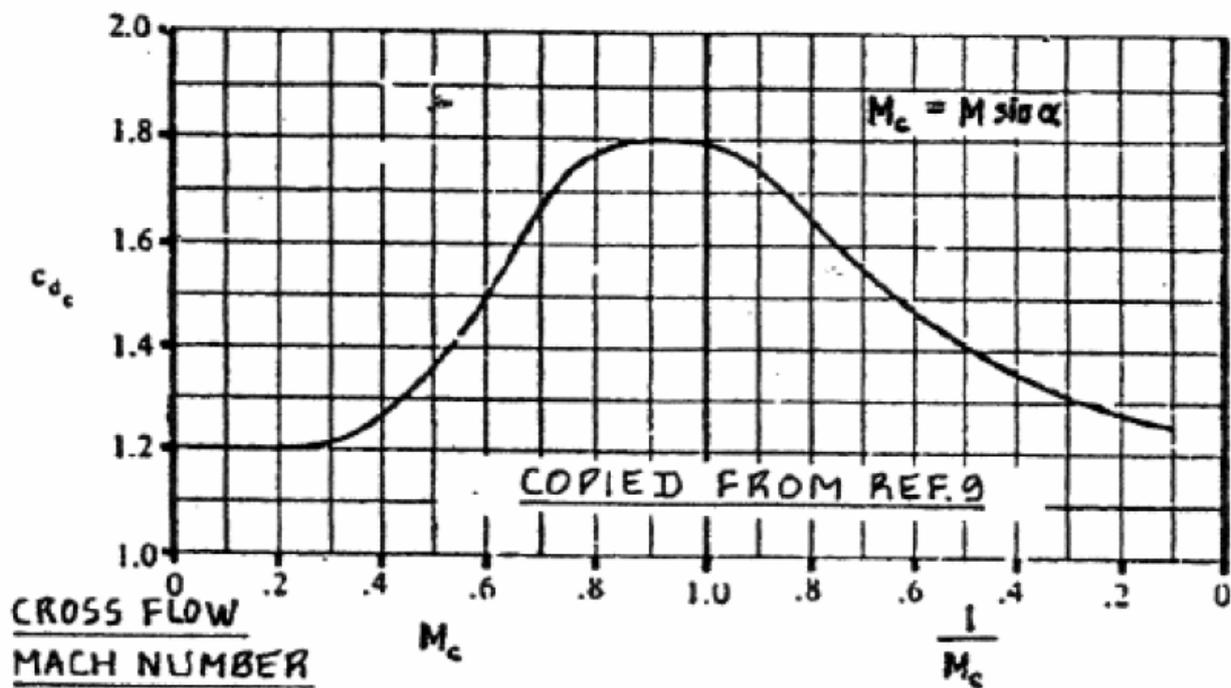


Fig. 9.3

Dal secondo diagramma per $M = 0.76$ C_{Dc} è pari a 1.2

9.13 Calcolo della resistenza di trim C_{Di}^{trim}

È necessario valutare la portanza del piano orizzontale al variare dell'incidenza. Questo può essere valutato, insieme con il valore del coefficiente di portanza del velivolo completo imponendo l'equilibrio delle forze e dei momenti.

Una volta noto, è possibile ricavare il coefficiente di resistenza indotta del piano orizzontale.

$$C_{Di}^h = \frac{(C_L^h)^2}{\pi AR_h u} \frac{S_h}{S} \quad (9.15)$$

con u fattore di resistenza indotta che vale in questo caso 1.00.

9.14 Calcolo della resistenza di ipersostentazione C_{Di}^{flap}

Il coefficiente di resistenza, dovuto alla estensione del sistema di ipersostentazione del velivolo, può essere valutato attraverso la seguente formula

$$C_D^{flap} = \Delta C_D^{prof} + \Delta C_D^i + \Delta C_D^{int} \quad (9.16)$$

- Calcolo di ΔC_D^{prof}

Ciascuno dei termini che ivi compaiono assume un preciso significato ed un preciso valore che vengono di seguito ricavati attraverso l'applicazione del metodo suggerito dal Roskam.

$$\Delta C_D^{prof} = \Delta C_{dp} \cos(\Lambda_{c/4}) \frac{S_{wf}}{S} \quad (9.17)$$

agli *slat* anteriori ai e ai *flap* posteriori e si ha:

$$\Delta C_D^{prof} = 0.00245 \text{ per lo slat}$$

$$\Delta C_D^{prof} = 0.0161 \text{ per i flap a } 40^\circ$$

- Calcolo di ΔC_D^i

$$\Delta C_D^i = K^2 \Delta C_L \cos \Lambda_{c/4} \quad (9.18)$$

Dove K lo si può valutare tramite opportuni diagrammi per cui $k = 0.145$ per gli *slat* e 0.250 per i *flap*.

9.15 Calcolo della resistenza di compressibilità C_{Di}^{compr} .

Tale contributo alla resistenza si può valutare come suggerito dall'università di Stanford.

Il metodo si basa sulla ipotesi secondo la quale, in condizioni di crociera, l'ala è il fattore dominante nella determinazione della resistenza di compressibilità dell'intero velivolo. Questo fatto implica che ogni altro componente abbia, nelle stesse condizioni, un valore del numero di Mach critico superiore a quello dell'ala.

Valutando il numero di mach critico dell'ala al variare del coefficiente di portanza di questa, si ha che $M=0.76$.

Noto ciò si ottiene statisticamente il valore del ΔC_D^{compr} ottenuto dal diagramma:

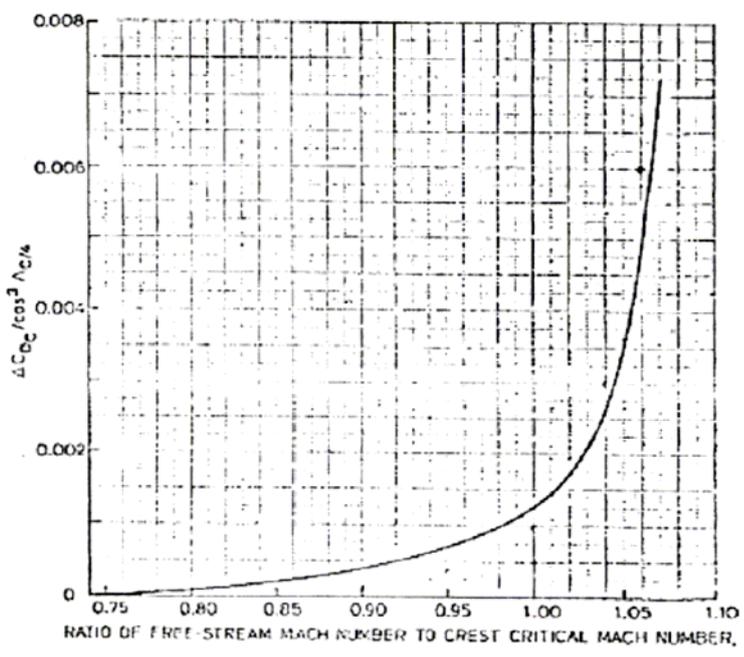


Fig. 9.4

Per un coefficiente di portanza dell'ala di 0.6 si ha che il ΔC_D^{compr} è pari a 0.00151.

Sommando i vari contributi si ha:

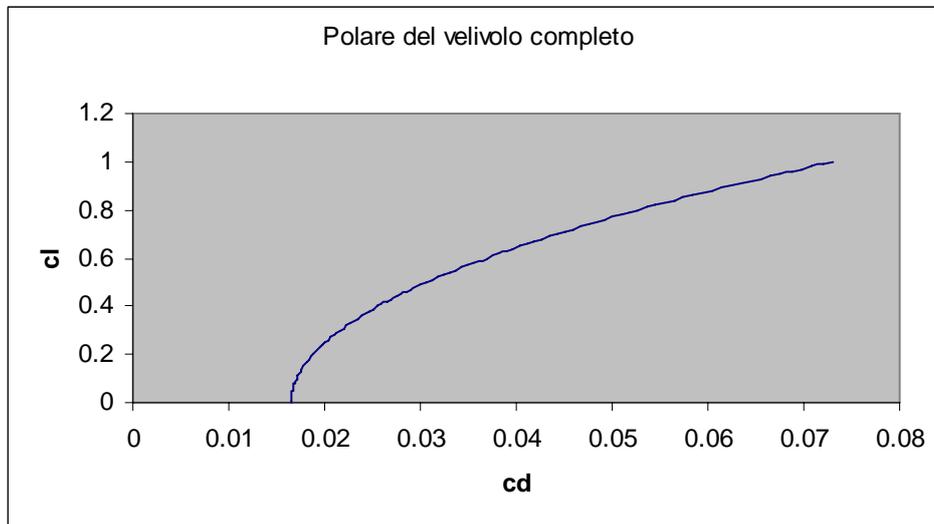


Fig 9.5