

POLARE DEL VELIVOLO

Quando andiamo il velivolo completo ci sono una serie di fattori che contribuiscono all'aumento della resistenza totale del velivolo.

Possiamo scrivere

$$C_D = C_{D0W} + C_{DiW} + C_{D0H} + C_{D0V} + C_{D0F} + C_{DON} + C_{DiH} + C_{DiF}$$

nella quale i primi due termini a secondo membro costituiscono il Coeff.di Resistenza d'ala e sono già stati analizzati mentre gli altri termini sono "nuovi" e ne andiamo ora a vedere il significato.

- 1) $C_{D0H} = C_{D0}$ piano di coda orizzontale
- 2) $C_{D0V} = C_{D0}$ piano " " verticale
- 3) $C_{D0F} = C_{D0F}$ fusoliera
- 4) $C_{DON} = C_{D0}$ gondole
- 5) $C_{DiH} = C_D$ indotto piano di coda nota come TRIM DRAG, ed è funzione di C_{LH}
- 6) $C_{DiF} = C_D$ viscoso di fusoliera ad incidenza, ed è funzione di α_B

-Calcolo del C_{LH} contributo del piano orizzontale di coda per l'equilibrio-

Il calcolo di questo coefficiente al variare dell'incidenza risulterà utile per determinare il C_{DiH} indotto dal piano di coda che proprio da questo dipende.

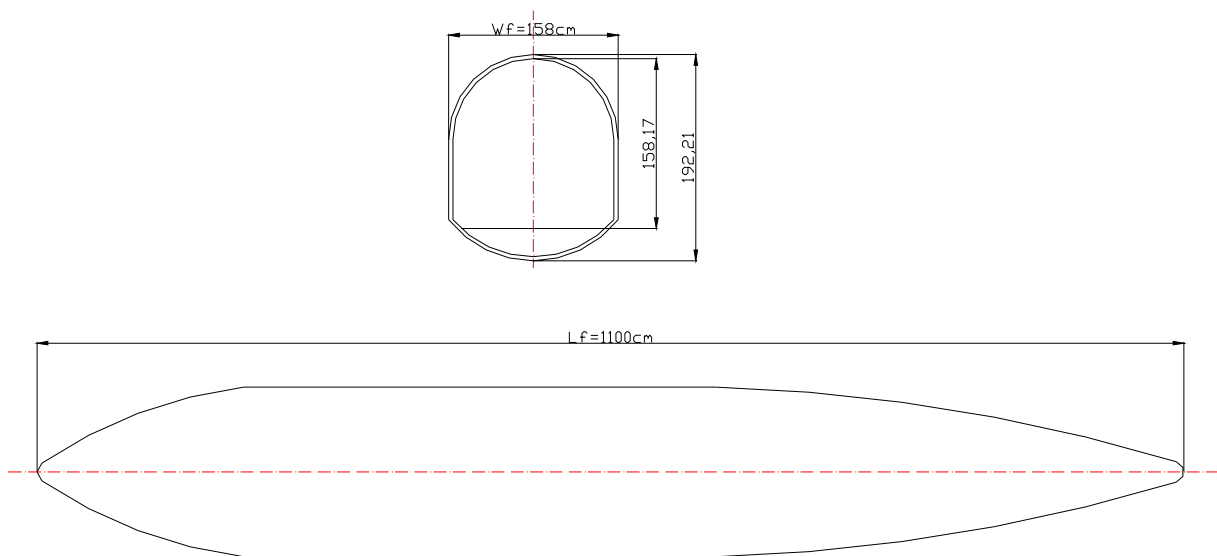
L'incidenza effettiva dell'ala è $\alpha_w = \alpha_B + i_w$ con $i_w = 0$ angolo di calettamento dell'ala.

Calcoliamo preliminarmente l'effetto della fusoliera sul momento e sul centro aerodinamico :

$$\begin{cases} X_{ACwb} = X_{ACw} - \frac{C_{M\alpha F}}{C_{L\alpha w}} \\ C_{MACwb} = C_{MACw} + C_{M0F} \end{cases} \quad \text{con} \quad \begin{matrix} X_{ACw} = 0,24 \\ C_{MACw} = -0.0466 \end{matrix} \quad \text{già ricavati per l'ala isolata.}$$

Inoltre $C_{M0F} = -0.090$ valore stimato per i bimotori turboelica

$$\text{Mentre} \quad C_{M\alpha F} = \frac{K_f \cdot W_f^2 \cdot L_f}{S \cdot c} \quad , \quad \text{in cui} \quad \begin{matrix} W_f = 1.58m \\ K_f = 0.01 \\ L_f = 11m \end{matrix} \quad \text{vedi figura fusoliera:}$$



si ha dunque $C_{M\alpha F} = 0.0049$ e quindi in definitiva

$$\begin{cases} X_{ACwb} = X_{ACw} - \frac{C_{M\alpha F}}{C_{L\alpha w}} = 0.24 - \frac{0.0049}{0.09} = 0.186 \\ C_{MACwb} = C_{MACw} + C_{M\alpha F} = -0.0466 - 0.090 = -0.137 \end{cases}$$

Scriviamo l'equazione di equilibrio alla rotazione : $\begin{cases} L = L_W + L_H = W \\ L_W \cdot x_w - L_H (l_t - x_w) + M_{MACwb} = 0 \end{cases}$ che in

termini di coefficienti diventa :

$$\begin{cases} C_{LW} + C_{LH} \cdot \frac{S_H}{S} = C_L \\ C_{LW} \cdot \frac{x_w}{c} - C_{LH} \cdot \frac{(l_t - x_w)}{c} \cdot \frac{S_H}{S} + C_{MACwb} = 0 \end{cases}$$

Si assume : $\frac{S_H}{S} = 0.25$, $l_t = 7.7m$

Per la coordinata del baricentro x_w si scelgono 3 posizioni in cui esso può variare :

Posizione massima avanzata: il baricentro si trova al 13% di MAC

Posizione massima arretrata: “ “ “ “ 40% di MAC

Posizione di crociera: il baricentro giace 20% della corda media aerodinamica.

Al variare di C_{LW} noto dell'ala isolata si ricavano dal sistema il C_L totale del velivolo ed il C_{LH} di equilibrio del piano di coda.

1) calcolo di C_{D0H} contributo parassita del piano di coda

adottando un profilo per il piano di coda orizzontale del tipo NACA 0012 siamo in grado di determinare il C_{D0H} semplicemente applicando la formula:

$$C_{D0H} = C_{d0} \cdot \frac{S_H}{S}$$

dove il rapporto tra le superfici è già stato assunto pari a 0,25 da considerazioni anche su base statistica.

È ovvio che dall'Abbott sceglieremo il C_{d0} relativo al numero di Reynolds di crociera; dalla specifica di progetto si ricava dunque

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} = 7,19E6 \quad C_{d0} = 0.0075$$

Risulta pertanto $C_{d0H} = 0,00187$

2) C_{D0V} contributo del piano verticale di coda

in maniera analoga a quanto appena fatto per il piano di coda orizzontale, anche per quello verticale scelto un profilo (non eccessivamente sottile per motivi strutturali e impiantistici) considerando un

rapporto tra le aree $\frac{S_V}{S} = 0,1$, un Reynolds $\approx 7 \times 10^6$ e adottando un profilo NACA 0012 abbiamo

$$C_{D0V} = 0.00075$$

3) Contributo alla resistenza della fusoliera:

il contributo della fusoliera alla resistenza è espresso dalla formula:

$$C_{D0F} = R_{Wf} C_{f_{fus}} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f} \right)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right] \cdot \frac{S_{wet_{fus}}}{S} + C_{D_{bfus}}$$

in questa formula ogni singolo termine vale:

R_{Wf} = dalle tabelle e con $Re_{fus} \approx 2 \times 10^7$ si legge $R_{Wf} = 1,06$ ($M=0.4$)

$C_{f_{fus}}$ = (dalla tab.) = $2.8E-3$

$S_{wet_{fus}}$ = la determinazione di $S_{wet_{fus}}$ è non facilissima. Si considera la vista laterale del velivolo e si assume l'altezza di ogni sezione pari al perimetro di ogni ordinata di fusoliera.

$d_f = 2.1m$ diametro equivalente fusoliera

$A_c = \pi d_f l_f = 72.57m^2$ superficie del cilindro esposta

risulta $S_{wetB} = A_c \cdot 0.85 = 61m^2$

inoltre $C_{D_{bfus}} = 0$ avendo adottato una fusoliera senza base conica all'estremità poppiera.

Andando a risolvere numericamente abbiamo : $C_{D0F} = 0.0096$

6) Contributo della fusoliera dipendente dall'assetto:

Questo è il contributo della fusoliera dipendente dalla portanza, ovvero dal fatto che la fusoliera è ad incidenza.

Risulta infatti

$$C_{DLfus} = 2\alpha^2 \cdot \frac{S_{bfus}}{S} + \eta C_{dc} \alpha^3 \frac{Spl_{fus}}{S}$$

in questo caso quello che si considera è α_B cioè l'angolo che la corrente forma con la fusoliera, risulta: $\alpha_B = \alpha_w - i_w$

ma nel nostro caso $i_w = 0$.

inoltre il fatto che la fusoliera termini senza aerea di base ($S_{bfus} = 0$) ci consente di eliminare il contributo del primo termine del 2° membro.

Una volta determinati i parametri che compaiono nella formula così come indicato negli appunti (v. tabelle) riportiamo il calcolo del C_{DLfus} nel foglio di calcolo (riportato in appendice).

Risulta:

$$\eta = 0,625$$

C_{dc} = è una funzione del parametro $M_c = M_{cr} \sin \alpha$. Per $\alpha [0^\circ, 12^\circ]$ e un $M_{cr} = 0,30$ dalla tabella riportata negli appunti (tab.4.20) si ha un valore del parametro costante e pari a 1,2.

Spl_{fus} = questo valore viene fuori da un'analisi sostanzialmente simile a quella fatta per il calcolo della S_{wet} : considerando sempre la figura si ricava:

$Spl_{fus} = 14,7 m^2$

4) contributo delle gondole motore:

Le gondole danno due contributi, come la fusoliera, uno indipendente dalla portanza e uno variabile con l'angolo d'attacco, utilizzando le stesse formule con:

R_{WN} = fattore di interferenza ala - gondola = 1.06;

C_{fN} = coefficiente di attrito del rivestimento della gondola $= 4,5 \cdot 10^{-3}$, funzione del numero di Mach e di Reynolds riferito alla fusoliera, pari a 0.2 e $1,24 \cdot 10^6$ rispettivamente;

l_N = lunghezza della gondola = 3.45 m;

d_N = diametro equivalente della sezione della gondola = 0.91 m;

S_{wetN} = area bagnata della gondola = $6,077 m^2$;

si ottiene:

$$C_{D0N} = 2 \times 0,0021 \quad C_{DLN} = 2 \times 0,2347 \cdot \alpha^3,$$

con α angolo d'attacco della gondola.

5) Contributo del piano di coda dipendente dall'incidenza:

questo contributo noto come TRIM DRAG è dovuto proprio alla portanza che agisce sul piano orizzontale (RESISTENZA INDOTTA DAL PIANO ORIZZONTALE).

La formula della resistenza indotta assume il consueto aspetto

$$C_{DiH} = \frac{C_{LH}^2}{\pi A R_H \cdot u} \cdot \frac{S_H}{S}$$

In definitiva possiamo stilare le seguenti tabelle:

POLARE DEL VELIVOLO - BARICENTRO MAX AVANZATO - 13%

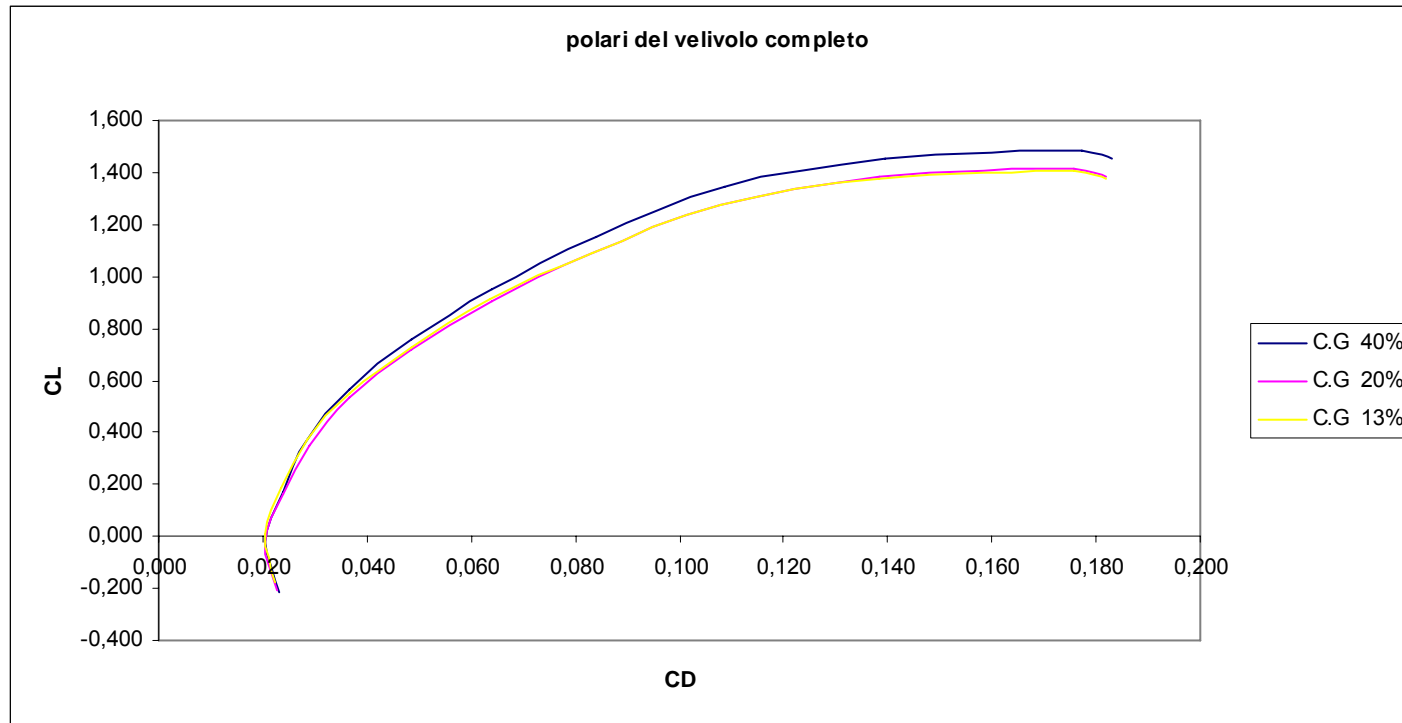
| alfa | alfa wing | CL wing | CL | CL H | CD0 wing | CD i wing | CD wing | CDo H | CDo V | CDo fus. | CDo N | CDi H | CDL fus. | CDL N | CD agg. | CD totale | CL totale |
|------|-----------|---------|-------|-------|----------|-----------|---------|----------|-------|----------|-------|---------|----------|---------|---------|-----------|-----------|
| -4 | -4 | -0,166 | -0,17 | -0,03 | 0,006 | 0,0011 | 0,01 | 0,001875 | 0,001 | 0,010 | 0,002 | 0,00002 | 0,000139 | 0,00016 | 0,0025 | 0,022 | -0,174 |
| -2 | -2 | 0,014 | 0,01 | -0,03 | 0,005 | 0,00008 | 0,01 | | | | | 0,00002 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,020 | 0,006 |
| 0 | 0 | 0,195 | 0,19 | -0,03 | 0,007 | 0,00151 | 0,01 | | | | | 0,00002 | 0 | 0,00000 | | 0,024 | 0,187 |
| 2 | 2 | 0,376 | 0,37 | -0,03 | 0,008 | 0,0056 | 0,01 | | | | | 0,00001 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,029 | 0,368 |
| 4 | 4 | 0,556 | 0,55 | -0,03 | 0,009 | 0,0123 | 0,02 | | | | | 0,00001 | 0,000139 | 0,00016 | | 0,037 | 0,549 |
| 6 | 6 | 0,737 | 0,73 | -0,03 | 0,011 | 0,0217 | 0,03 | | | | | 0,00001 | 0,000469 | 0,00054 | | 0,048 | 0,730 |
| 8 | 8 | 0,918 | 0,91 | -0,03 | 0,013 | 0,0336 | 0,05 | | | | | 0,00001 | 0,001112 | 0,00128 | | 0,064 | 0,911 |
| 10 | 10 | 1,1 | 1,09 | -0,02 | 0,016 | 0,0482 | 0,06 | | | | | 0,00001 | 0,002171 | 0,00250 | | 0,083 | 1,094 |
| 12 | 12 | 1,28 | 1,27 | -0,02 | 0,020 | 0,065 | 0,08 | | | | | 0,00001 | 0,003751 | 0,00432 | | 0,108 | 1,274 |
| 14 | 14 | 1,382 | 1,38 | -0,02 | 0,026 | 0,085 | 0,11 | | | | | 0,00001 | 0,005957 | 0,00686 | | 0,138 | 1,376 |
| 16 | 16 | 1,411 | 1,41 | -0,02 | 0,035 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00001 | 0,008892 | 0,01024 | | 0,176 | 1,405 |
| 17 | 17 | 1,385 | 1,38 | -0,02 | 0,037 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00001 | 0,010666 | 0,01228 | | 0,182 | 1,379 |

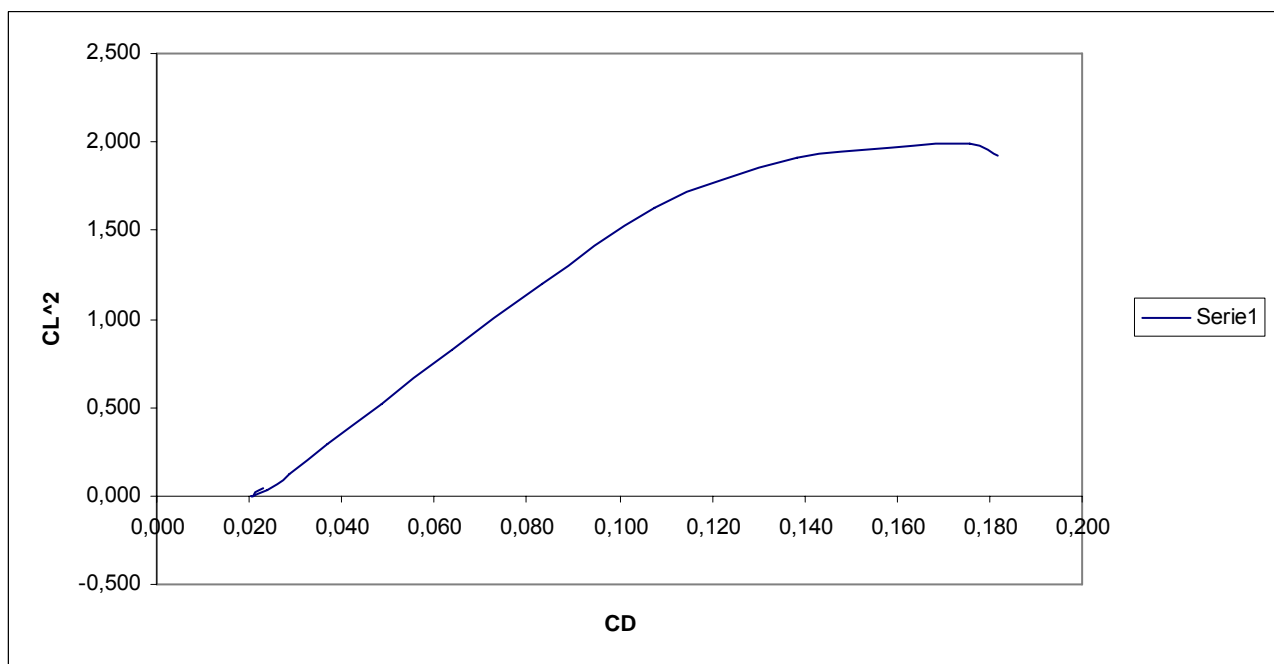
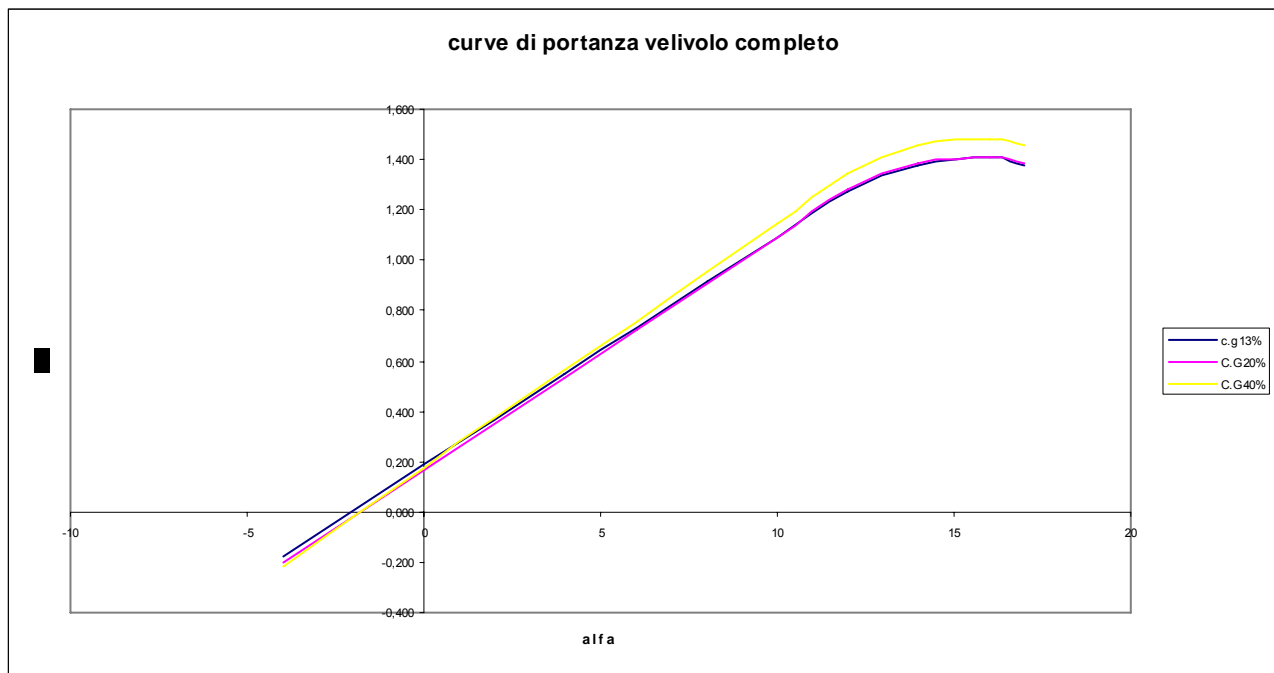
POLARE DEL VELIVOLO - BARICENTRO IN CROCIERA - 20%

| alfa | alfa wing | CL wing | CL | CL H | CD0 wing | CD i wing | CD wing | CDo H | CDo V | CDo fus. | CDo N | CDi H | CDL fus. | CDL N | CD agg. | CD totale | CL totale |
|------|-----------|---------|-------|--------|----------|-----------|---------|----------|-------|----------|-------|---------|----------|---------|---------|-----------|-----------|
| -4 | -4 | -0,166 | -0,20 | -0,149 | 0,006 | 0,0011 | 0,01 | 0,001875 | 0,001 | 0,010 | 0,002 | 0,00036 | 0,000139 | 0,00016 | 0,0025 | 0,023 | -0,203 |
| -2 | -2 | 0,014 | -0,02 | -0,132 | 0,005 | 0,00008 | 0,01 | | | | | 0,00028 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,021 | -0,019 |
| 0 | 0 | 0,195 | 0,17 | -0,114 | 0,007 | 0,00151 | 0,01 | | | | | 0,00021 | 0 | 0,00000 | | 0,024 | 0,166 |
| 2 | 2 | 0,376 | 0,35 | -0,097 | 0,008 | 0,0056 | 0,01 | | | | | 0,00015 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,029 | 0,352 |
| 4 | 4 | 0,556 | 0,54 | -0,079 | 0,009 | 0,0123 | 0,02 | | | | | 0,00010 | 0,000139 | 0,00016 | | 0,037 | 0,536 |
| 6 | 6 | 0,737 | 0,72 | -0,062 | 0,011 | 0,0217 | 0,03 | | | | | 0,00006 | 0,000469 | 0,00054 | | 0,048 | 0,722 |
| 8 | 8 | 0,918 | 0,91 | -0,044 | 0,013 | 0,0336 | 0,05 | | | | | 0,00003 | 0,001112 | 0,00128 | | 0,064 | 0,907 |
| 10 | 10 | 1,1 | 1,09 | -0,027 | 0,016 | 0,0482 | 0,06 | | | | | 0,00001 | 0,002171 | 0,00250 | | 0,083 | 1,093 |
| 12 | 12 | 1,28 | 1,28 | -0,009 | 0,020 | 0,065 | 0,08 | | | | | 0,00000 | 0,003751 | 0,00432 | | 0,108 | 1,278 |
| 14 | 14 | 1,382 | 1,38 | 0,001 | 0,026 | 0,085 | 0,11 | | | | | 0,00000 | 0,005957 | 0,00686 | | 0,138 | 1,382 |
| 16 | 16 | 1,411 | 1,41 | 0,003 | 0,035 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00000 | 0,008892 | 0,01024 | | 0,176 | 1,412 |
| 17 | 17 | 1,385 | 1,39 | 0,001 | 0,037 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00000 | 0,010666 | 0,01228 | | 0,182 | 1,385 |

POLARE DEL VELIVOLO - BARICENTRO MAX ARRETRATO - 40%

| alfa | alfa wing | CL wing | CL | CL H | CD0 wing | CD i wing | CD wing | CD0 H | CD0 V | CD0 fus. | CD0 N | CDi H | CDL fus. | CDL N | CD agg. | CD totale | CL totale |
|------|-----------|---------|-------|--------|----------|-----------|---------|----------|-------|----------|-------|---------|----------|---------|---------|-----------|-----------|
| -4 | -4 | -0,166 | -0,21 | -0,191 | 0,006 | 0,0011 | 0,01 | 0,001875 | 0,001 | 0,0096 | 0,002 | 0,00059 | 0,000139 | 0,00016 | 0,0025 | 0,023 | -0,214 |
| -2 | -2 | 0,014 | -0,02 | -0,136 | 0,005 | 0,00008 | 0,01 | | | | | 0,00030 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,021 | -0,020 |
| 0 | 0 | 0,195 | 0,17 | -0,080 | 0,007 | 0,00151 | 0,01 | | | | | 0,00010 | 0 | 0,00000 | | 0,024 | 0,175 |
| 2 | 2 | 0,376 | 0,37 | -0,025 | 0,008 | 0,0056 | 0,01 | | | | | 0,00001 | 1,74E-05 | 0,00002 | | 0,029 | 0,370 |
| 4 | 4 | 0,556 | 0,56 | 0,030 | 0,009 | 0,0123 | 0,02 | | | | | 0,00002 | 0,000139 | 0,00016 | | 0,037 | 0,564 |
| 6 | 6 | 0,737 | 0,76 | 0,086 | 0,011 | 0,0217 | 0,03 | | | | | 0,00012 | 0,000469 | 0,00054 | | 0,049 | 0,758 |
| 8 | 8 | 0,918 | 0,95 | 0,141 | 0,013 | 0,0336 | 0,05 | | | | | 0,00032 | 0,001112 | 0,00128 | | 0,064 | 0,953 |
| 10 | 10 | 1,1 | 1,15 | 0,197 | 0,016 | 0,0482 | 0,06 | | | | | 0,00063 | 0,002171 | 0,00250 | | 0,084 | 1,149 |
| 12 | 12 | 1,28 | 1,34 | 0,252 | 0,020 | 0,065 | 0,08 | | | | | 0,00103 | 0,003751 | 0,00432 | | 0,109 | 1,343 |
| 14 | 14 | 1,382 | 1,45 | 0,283 | 0,026 | 0,085 | 0,11 | | | | | 0,00131 | 0,005957 | 0,00686 | | 0,140 | 1,453 |
| 16 | 16 | 1,411 | 1,48 | 0,292 | 0,035 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00139 | 0,008892 | 0,01024 | | 0,177 | 1,484 |
| 17 | 17 | 1,385 | 1,46 | 0,284 | 0,037 | 0,107 | 0,14 | | | | | 0,00131 | 0,010666 | 0,01228 | | 0,183 | 1,456 |





L'ultimo grafico riporta in condizioni di crociera il coefficiente di resistenza in funzione del quadrato di quello di portanza. Dal valore nullo di questo si ricava $C_{D0} = 0.021$. Per cui tenendo conto che $AR = 8$ e che $e = 0.74$ fattore di Oswald, possiamo ricavare la polare parabolica:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR \cdot e} = 0.021 + 0.0531 C_L^2$$

