

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.

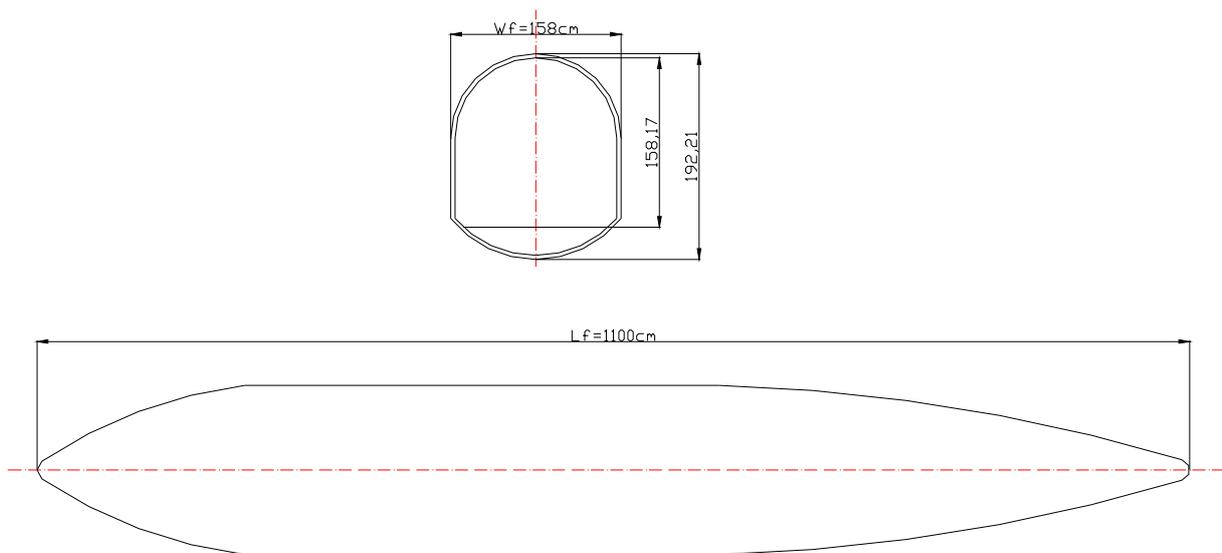
L'incidenza effettiva dell'ala è $\alpha_w = \alpha_B + i_w$ con $i_w = 0$ angolo di calettamento dell'ala.

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

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



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

$$\begin{cases} X_{ACwb} = X_{ACw} - \frac{C_{M\alpha F}}{C_{L\alpha w}} = 0.24 - \frac{0.0049}{0.09} = 0,186 \\ C_{MACwb} = C_{MACw} + C_{M0F} = -0.0466 - 0.090 = -0.137 \end{cases}$$

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 $C_{d0H} = \mathbf{0,00187}$

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 : $C_{D0F} = \mathbf{0.0096}$

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

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

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:

$$\eta = 0,625$$

Cd_c 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%

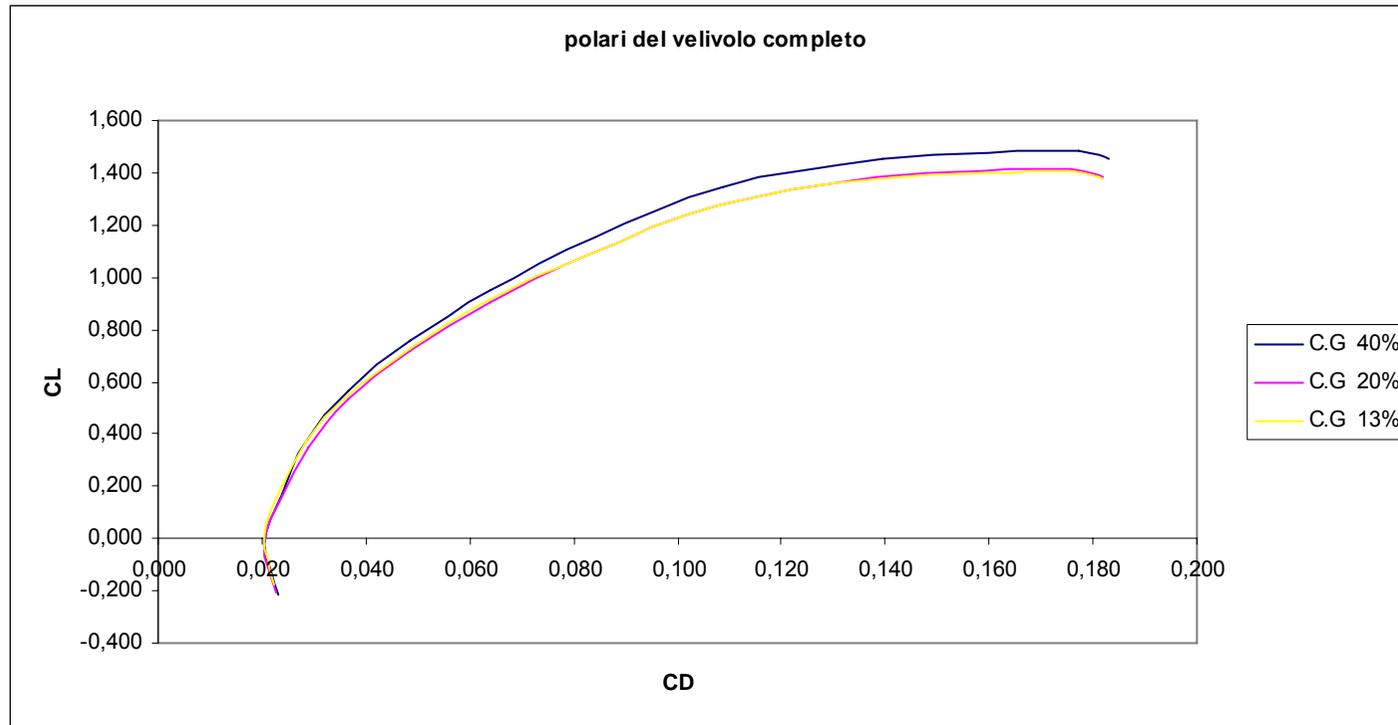
alfa	alfa wing	CL wing	CL	CL H	CD0 wing	CD i wing	CD wing	CDo H	CDo V	CDo fus.	CDo N	CDi H	CDL fus.	CDL N	CD agg.	CD totale	CL totale
-4	-4	-0,166	-0,17	-0,03	0,006	0,0011	0,01	0,001875	0,001	0,010	0,002	0,00002	0,000139	0,00016	0,0025	0,022	-0,174
-2	-2	0,014	0,01	-0,03	0,005	0,00008	0,01					0,00002	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

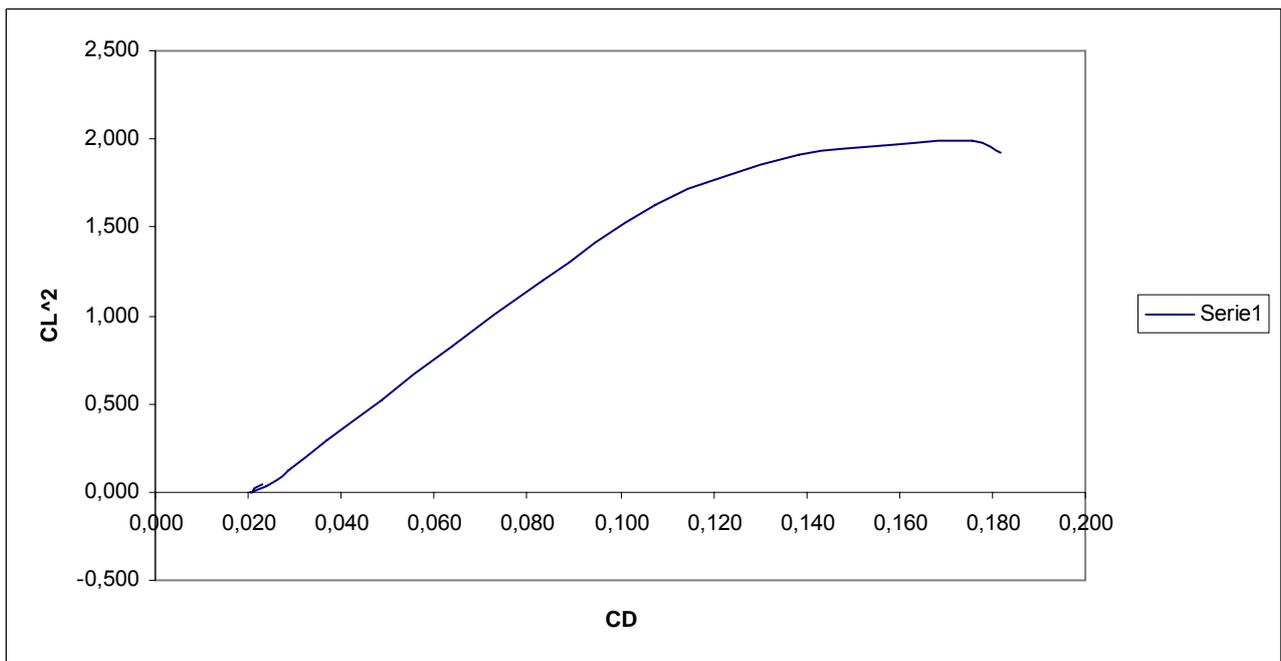
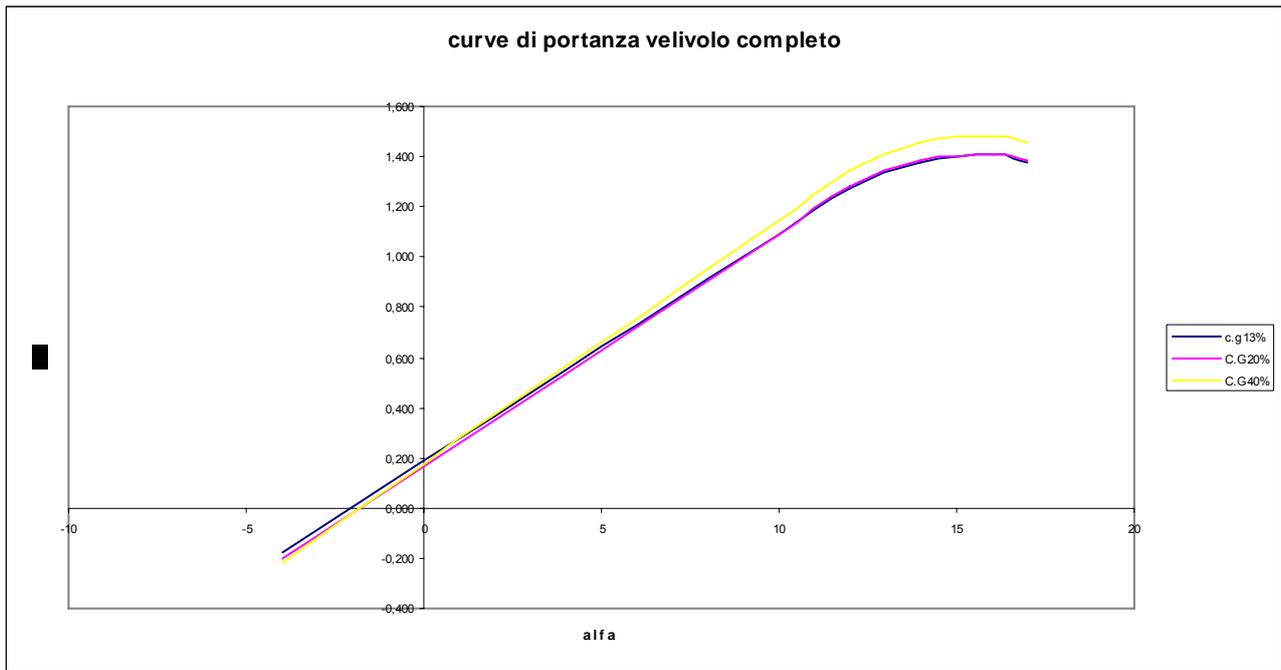
POLARE DEL VELIVOLO - BARICENTRO IN CROCIERA - 20%

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:

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

