

7 POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

7.1 INTRODUZIONE

Per determinare il coefficiente di resistenza del velivolo completo ci riferiremo alla procedura riportata negli appunti del corso, nei quali il C_D è dato dalla seguente relazione :

$$C_D = C_{D_{oW}} + C_{D_{iW}} + C_{D_{oH}} + C_{D_{oV}} + C_{D_{oF}} + C_{D_{oN}} + C_{D_{iH}} + C_{D_{iF}}$$

Dove :

$C_{D_W} = C_{D_{oW}} + C_{D_{iW}}$ = Coefficiente di resistenza dell'ala

$C_{D_{oH}} = C_{D_o}$ del piano di coda orizzontale

$C_{D_{oV}} = C_{D_o}$ del piano di coda verticale

$C_{D_{oF}} = C_{D_o}$ della fusoliera

$C_{D_{oN}} = C_{D_o}$ delle gondole motore o serbatoi esterni

$C_{D_{iH}} =$ Coefficiente di resistenza indotta del piano di coda orizzontale

$C_{D_{iF}} =$ Coefficiente di resistenza viscosa della fusoliera ad incidenza

Le grandezze caratteristiche dell'ala, compresa la retta di portanza e la polare, sono state determinate nel capitolo 4.

7.2 CALCOLO DEI CONTRIBUTI AL C_{D_o}

7.2.1 – Introduzione

Le polari del velivolo completo vanno calcolate per le condizioni di baricentro massimo avanzato, in crociera e per il baricentro massimo arretrato, in quanto cambia il trimmaggio dell'aeromobile e quindi cambiano il C_{L_h} e il C_{D_h} .

Per calcolare il C_{D_o} di ogni componente useremo il Numero di Reynolds relativo alle condizioni di crociera.

7.2.2 – Determinazione del $C_{D_{oh}}$

Conoscendo il profilo e il Reynolds di crociera, dal programma “Javafoil” o equivalentemente dall’ “Abbott” ricaviamo il $C_{D_{oh}}$:

NACA0006

$$\text{Re}_{cr_h} = 2.7 \cdot 10^6 \Rightarrow C_{d_{oh}} = 0.00371$$

$$\bar{c}_h = \frac{S_h}{b_h} = 2.35 \text{ ft}$$

$$\text{Per cui il } C_{D_{oh}} \text{ è dato da : } C_{D_{oh}} = C_{d_{oh}} \frac{S_h}{S} \quad \begin{array}{l} S_h = 28.49 \text{ ft}^2 \\ S = 137.06 \text{ ft}^2 \end{array}$$

$$\boxed{C_{D_{oh}} = 7.71 \cdot 10^{-4}}$$

7.2.3 – Determinazione del $C_{D_{ov}}$

Usando la stessa procedura usata per il piano di coda orizzontale, avremo:

$$C_{D_{ov}} = C_{d_{ov}} \frac{S_v}{S}$$

Dove in questo caso :

NACA0009

$$\text{Re}_{cr_v} = 3.6 \cdot 10^6 \Rightarrow C_{d_{ov}} = 0.00373$$

$$\bar{c}_v = \frac{S_v}{b_v} = 3.27 \text{ ft}$$

$$\boxed{C_{d_{ov}} = 4.50 \cdot 10^{-4}}$$

7.2.4 – Determinazione del $C_{D_{oF}}$

Il $C_{D_{oF}}$ può essere stimato con la seguente formula:

$$C_{D_{oF}} = R_{W_F} C_{f_{Fus}} \left\{ 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f} \right)^3} + 0.0025 \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right\} \frac{S_{wet}}{S} + C_{D_{b-Fus}}$$

$$C_{D_{b-Fus}} = \left[0.029 \left(\frac{d_b}{d_f} \right)^3 \left\{ C_{D_{oFus-base}} \left(\frac{S}{S_{Fus}} \right) \right\}^{\frac{1}{2}} \right] \frac{S_{wet}}{S}$$

Dove:

- $C_{D_{b-Fus}}$ = Coefficiente di resistenza di base della fusoliera
- R_{W_F} = Fattore di Interferenza ala-fusoliera=1.05

R_{W_F} è rappresentato graficamente in funzione del Numero di Reynolds della fusoliera e del numero di Mach:

$$Re_{Fus} = 2.71 \cdot 10^7 \quad M_{cruise} = 0.27$$

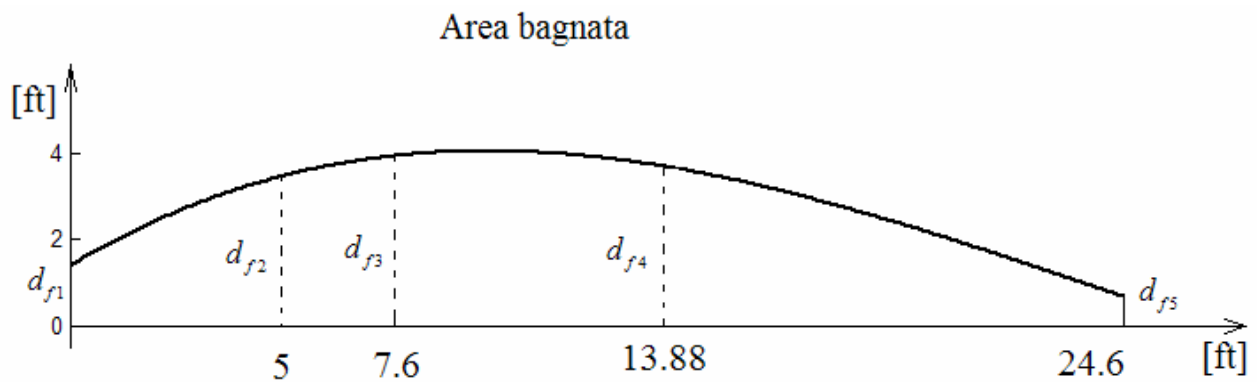
- $C_{f_{Fus}}$ = Coefficiente di attrito equivalente di una lastra piana

$C_{f_{Fus}}$ è rappresentato in funzione del Re_{Fus} , M_{cruise} , e dal tipo di superficie. Nel nostro caso abbiamo scelto una vernice standard:

$$k = \text{rugosità superficiale} = 0.4 \cdot 10^{-3}$$

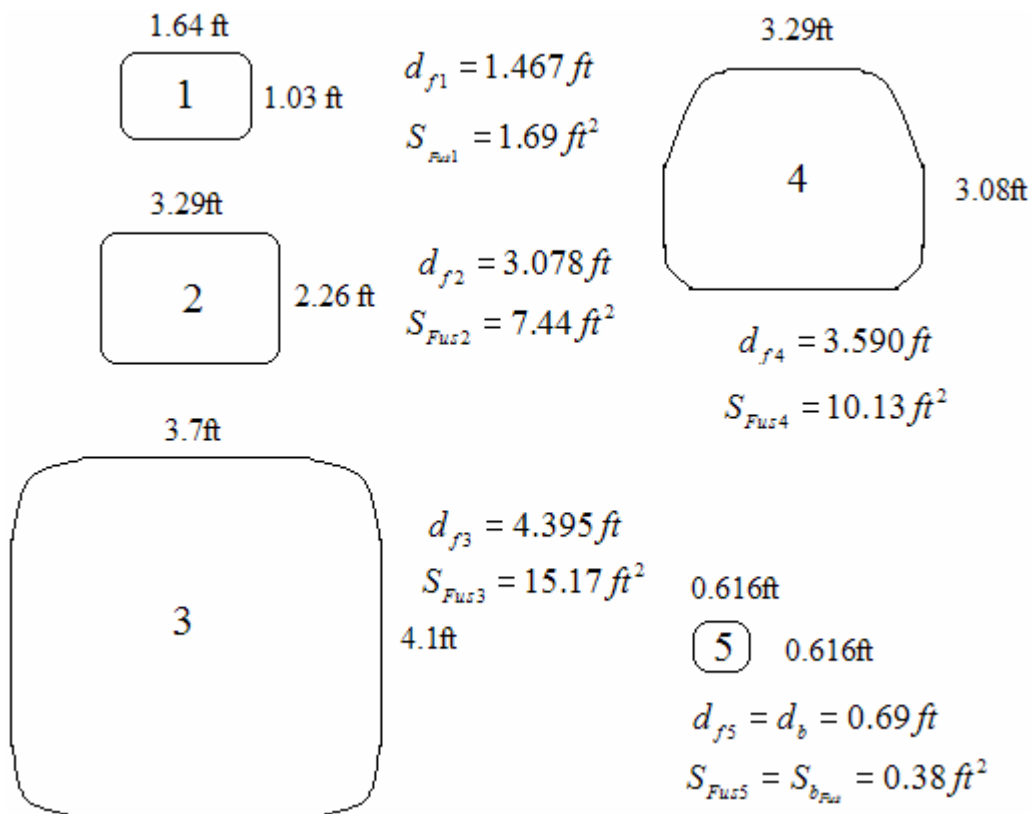
$$\boxed{C_{f_{Fus}} = 2.7 \cdot 10^{-3}}$$

- S_{wet} = Area bagnata della fusoliera



Dove d_f è il diametro del cerchio equivalente in termini di area ad ogni sezione considerata:

$$d_f = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_{Fus}}$$



- $C_{D_{b-Fus}}$ = Coefficiente di resistenza di base della fusoliera

$$S_{b_{Fus}} = 0.38 ft^2 \quad d_b = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_{b_{Fus}}} = 0.69 ft$$

- S_{Fus} = Superficie della massima area frontale

$$S_{Fus} = 15.17 ft^2$$

Avremo quindi: $C_{D_{b-Fus}} = 3.22 \cdot 10^{-6}$ ed infine

$$\boxed{C_{D_{oF}} = 7.42 \cdot 10^{-3}}$$

7.2.5 – Determinazione del $C_{D_{oN}}$

Non ci sono gondole esterne sul nostro velivolo

7.2.6 – Determinazione del C_{D_W}

Il C_{D_W} è visibile come : $C_{D_W} = C_{D_{oW}} + C_{D_{iW}}$

Entrambi noti dallo studio della polare dell'ala.

7.3 CALCOLO DEI CONTRIBUTI AL C_{D_i}

7.3.1 – Determinazione del $C_{D_{iF}}$

Il coefficiente di resistenza della fusoliera dovuto alla portanza è quello di un corpo fusiforme posto ad incidenza rispetto alla corrente:

$$C_{D_{iF}} = 2\alpha^2 \frac{S_{b_{Fus}}}{S} + \eta C_{d_c} \alpha^3 \frac{S_{plf}}{S}$$

Dove: $\alpha = \alpha_B = \alpha_W - i_W$

- η = Rapporto tra la resistenza di un cilindro finito e quella di un cilindro infinito

$$\boxed{\eta = 0.635} \quad \text{ed è funzione del rapporto di snellezza della fusoliera} \quad \frac{l_f}{d_f} = 6$$

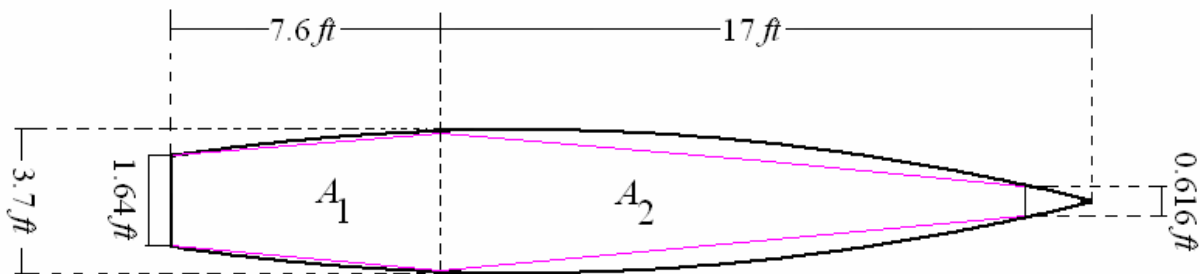
- C_{d_c} = Coefficiente sperimentale di resistenza di CROSS-FLOW in stazionario per un cilindro a sezione circolare

C_{d_c} è funzione del Numero di Mach di Cross Flow, $M_{CF} = M_{cruise} \sin \alpha$, che è da ritenersi costante essendo il numero di Mach di crociera minore di 0.3.

$$\boxed{C_{d_c} = 1.2}$$

- S_{plf} = Area della forma in pianta della fusoliera

Tale area è stata calcolata considerando le aree dei due trapezi in essa contenuti e maggiorate opportunamente.



$$\boxed{S_{plf} = 60.5 \text{ ft}^2}$$

7.3.2 – Determinazione del $C_{D_{iN}}$

Assente

7.3.3 – Determinazione del $C_{D_{ih}}$

Questo contributo va calcolato per le varie posizioni del baricentro, ed è dato da:

$$C_{D_{ih}} = \frac{C_{L_h}^2}{\pi A R_h u} \cdot \frac{S_h}{S}$$

u = Fattore di resistenza indotta=0.996

7.3.4 – Determinazione delle resistenze aggiuntive

Dobbiamo sommare la resistenza dell'impianto di raffreddamento:

$$C_{D_{Cool}} = 0.002$$

e quelle dovute a tutte le protuberanze quali antenne, rivetti ed altro:

$$C_{D_{misc}} = 0.15 C_{D_{tot}}$$

7.4 POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

A questo punto possiamo finalmente tracciare le polari del velivolo completo per le varie posizioni del baricentro.

baricentro massimo avanzato

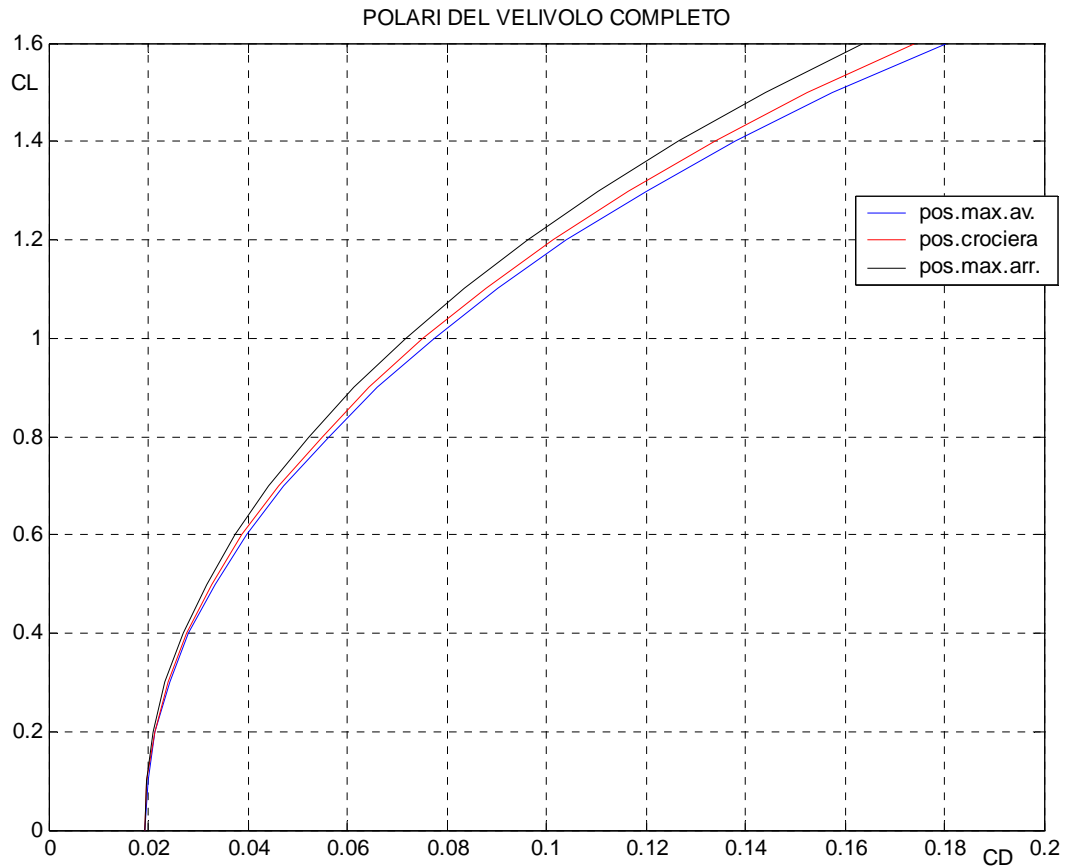
CL	CLw	CLh	CDW	CDoH	CDoV	CDoF	CDiF	CDiH	CDcool	ΣCD	CDtot+ CDmisc
0	0,0366	-0,1680	0,0058	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0004	0,0020	0,0169	0,0194
0,1	0,1360	-0,1652	0,0062	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0004	0,0020	0,0173	0,0199
0,2	0,2354	-0,1624	0,0077	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0004	0,0020	0,0187	0,0215
0,3	0,3348	-0,1596	0,0101	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0003	0,0020	0,0212	0,0243
0,4	0,4342	-0,1568	0,0134	0,0008	0,0005	0,0074	0,0001	0,0003	0,0020	0,0245	0,0282
0,5	0,5336	-0,1540	0,0178	0,0008	0,0005	0,0074	0,0001	0,0003	0,0020	0,0290	0,0333
0,6	0,6330	-0,1512	0,0232	0,0008	0,0005	0,0074	0,0003	0,0003	0,0020	0,0345	0,0397
0,7	0,7324	-0,1484	0,0295	0,0008	0,0005	0,0074	0,0006	0,0003	0,0020	0,0411	0,0472
0,8	0,8318	-0,1457	0,0369	0,0008	0,0005	0,0074	0,0010	0,0003	0,0020	0,0489	0,0562
0,9	0,9311	-0,1429	0,0450	0,0008	0,0005	0,0074	0,0015	0,0003	0,0020	0,0575	0,0661
1	1,0305	-0,1401	0,0541	0,0008	0,0005	0,0074	0,0022	0,0003	0,0020	0,0673	0,0774
1,1	1,1299	-0,1373	0,0643	0,0008	0,0005	0,0074	0,0031	0,0003	0,0020	0,0783	0,0901
1,2	1,2293	-0,1345	0,0753	0,0008	0,0005	0,0074	0,0042	0,0002	0,0020	0,0904	0,1040
1,3	1,3287	-0,1317	0,0879	0,0008	0,0005	0,0074	0,0055	0,0002	0,0020	0,1043	0,1200
1,4	1,4281	-0,1289	0,1020	0,0008	0,0005	0,0074	0,0071	0,0002	0,0020	0,1200	0,1380
1,5	1,5275	-0,1261	0,1171	0,0008	0,0005	0,0074	0,0089	0,0002	0,0020	0,1369	0,1575
1,6	1,6269	-0,1233	0,1347	0,0008	0,0005	0,0074	0,0111	0,0002	0,0020	0,1567	0,1802

Posizione del baricentro in crociera

CL	CLw	CLh	CDW	CDoH	CDoV	CDoF	CDiF	CDiH	CDcool	ΣCD	CDtot+Cdmisc
0	0,0366	-0,1680	0,0058	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0004	0,0020	0,0169	0,0194
0,1	0,1345	-0,1582	0,0062	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0003	0,0020	0,0172	0,0198
0,2	0,2324	-0,1484	0,0076	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0003	0,0020	0,0186	0,0214
0,3	0,3302	-0,1386	0,0099	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0003	0,0020	0,0209	0,0240
0,4	0,4281	-0,1288	0,0131	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0002	0,0020	0,0241	0,0277
0,5	0,5259	-0,1190	0,0174	0,0008	0,0005	0,0074	0,0001	0,0002	0,0020	0,0284	0,0327
0,6	0,6238	-0,1092	0,0227	0,0008	0,0005	0,0074	0,0003	0,0002	0,0020	0,0339	0,0389
0,7	0,7217	-0,0994	0,0288	0,0008	0,0005	0,0074	0,0005	0,0001	0,0020	0,0402	0,0462
0,8	0,8195	-0,0897	0,0359	0,0008	0,0005	0,0074	0,0009	0,0001	0,0020	0,0476	0,0548
0,9	0,9174	-0,0799	0,0438	0,0008	0,0005	0,0074	0,0014	0,0001	0,0020	0,0560	0,0644
1	1,0153	-0,0701	0,0525	0,0008	0,0005	0,0074	0,0021	0,0001	0,0020	0,0653	0,0751
1,1	1,1131	-0,0603	0,0643	0,0008	0,0005	0,0074	0,0029	0,0000	0,0020	0,0780	0,0897
1,2	1,2110	-0,0505	0,0733	0,0008	0,0005	0,0074	0,0040	0,0000	0,0020	0,0880	0,1012
1,3	1,3089	-0,0407	0,0854	0,0008	0,0005	0,0074	0,0052	0,0000	0,0020	0,1013	0,1165
1,4	1,4067	-0,0309	0,0990	0,0008	0,0005	0,0074	0,0067	0,0000	0,0020	0,1164	0,1339
1,5	1,5046	-0,0211	0,1134	0,0008	0,0005	0,0074	0,0085	0,0000	0,0020	0,1326	0,1525
1,6	1,6025	-0,0113	0,1300	0,0008	0,0005	0,0074	0,0105	0,0000	0,0020	0,1512	0,1739

Posizione del baricentro massimo arretrato

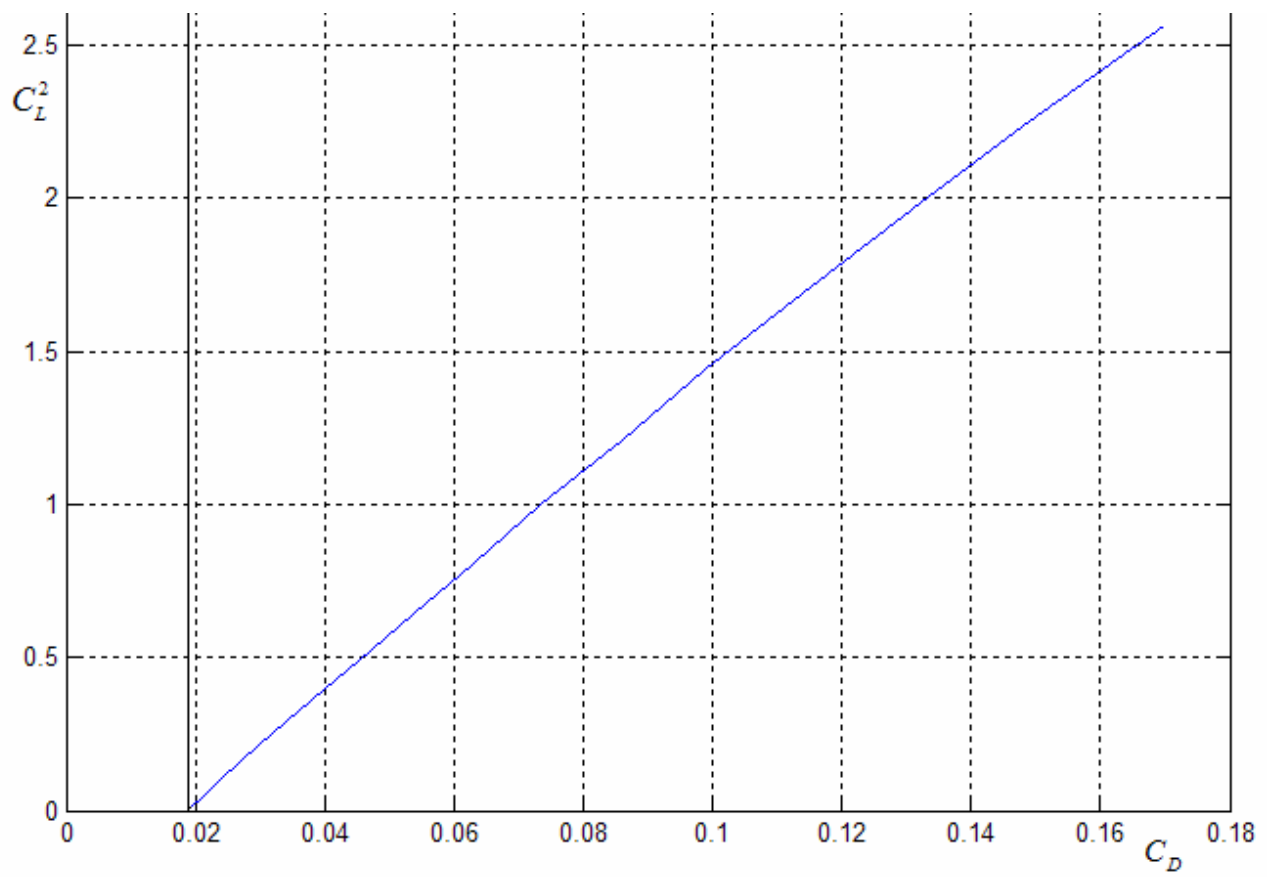
CL	CLw	CLh	CDW	CDoH	CDoV	CDoF	CDiF	CDiH	CDcool	ΣCD	CDtot+Cdmisc
0	0,0366	-0,1680	0,0058	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0004	0,0020	0,0169	0,0194
0,1	0,1314	-0,1442	0,0062	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0003	0,0020	0,0172	0,0197
0,2	0,2262	-0,1204	0,0075	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0002	0,0020	0,0184	0,0211
0,3	0,3211	-0,0966	0,0096	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0001	0,0020	0,0204	0,0235
0,4	0,4159	-0,0728	0,0127	0,0008	0,0005	0,0074	0,0000	0,0001	0,0020	0,0235	0,0270
0,5	0,5107	-0,0490	0,0168	0,0008	0,0005	0,0074	0,0001	0,0000	0,0020	0,0277	0,0318
0,6	0,6055	-0,0252	0,0216	0,0008	0,0005	0,0074	0,0003	0,0000	0,0020	0,0326	0,0375
0,7	0,7003	-0,0014	0,0273	0,0008	0,0005	0,0074	0,0005	0,0000	0,0020	0,0385	0,0443
0,8	0,7951	0,0223	0,0339	0,0008	0,0005	0,0074	0,0008	0,0000	0,0020	0,0454	0,0522
0,9	0,8899	0,0461	0,0414	0,0008	0,0005	0,0074	0,0013	0,0000	0,0020	0,0534	0,0614
1	0,9848	0,0699	0,0498	0,0008	0,0005	0,0074	0,0019	0,0001	0,0020	0,0624	0,0718
1,1	1,0796	0,0937	0,0591	0,0008	0,0005	0,0074	0,0026	0,0001	0,0020	0,0725	0,0834
1,2	1,1744	0,1175	0,0692	0,0008	0,0005	0,0074	0,0035	0,0002	0,0020	0,0836	0,0962
1,3	1,2692	0,1413	0,0803	0,0008	0,0005	0,0074	0,0047	0,0003	0,0020	0,0959	0,1103
1,4	1,3640	0,1651	0,0928	0,0008	0,0005	0,0074	0,0060	0,0004	0,0020	0,1099	0,1264
1,5	1,4588	0,1889	0,1066	0,0008	0,0005	0,0074	0,0076	0,0005	0,0020	0,1254	0,1442
1,6	1,5536	0,2127	0,1214	0,0008	0,0005	0,0074	0,0095	0,0006	0,0020	0,1422	0,1635



Sapendo che la polare è ben approssimabile alla polare parabolica :

$$C_D = C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

Per cui possiamo determinare il coefficiente di Oshwald del velivolo notando che nel grafico $C_L^2(C_D)$,esso è proprio il coefficiente angolare della retta uscente dall'origine e tangente la curva suddetta:



Da i nostri calcoli ricaviamo :

$$e = 0.82$$