

# POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

Una volta fatto il progetto e il dimensionamento dell'ala, dei piani di coda, della fusoliera e delle gondole motore e ricavatene le caratteristiche aerodinamiche, è possibile tracciare la polare del velivolo completo, tenendo ben presente i contributi alla resistenza totale dovuti ad ogni parte del velivolo. Possiamo scrivere che la resistenza totale data dal velivolo si calcola come

$$C_D = C_{D0w} + C_{diw} + C_{D0h} + C_{D0v} + C_{D0f} + C_{Dclf} + C_{D0n} + C_{Dih}$$

## 1. Calcolo del $C_{D0h}$ e del $C_{D0v}$

Una volta noto il profilo utilizzato per il piano di coda (vedi paragrafo precedente relativo al dimensionamento del piano di coda), si considera il  $C_{D0}$  bidimensionale in base al numero di Reynolds di crociera e lo si riporta nella:

$$C_{D0h} = C_{D0} \cdot (S_h/S)$$

La superficie del piano di coda  $S_h$  è di  $170 \text{ m}^2$  ed il  $C_{D0}$  è pari a 0,0058; sostituendo, otteniamo:

$$C_{D0h} = 0,00166$$

Procediamo analogamente per il piano di coda verticale ed otteniamo

$$C_{D0v} = 0,00046$$

## Calcolo del $C_{D0f}$ e del $C_{DCLf}$

Il  $C_{D0}$  della fusoliera può essere ottenuto tramite la formula

$$C_{D0f} = R_{wf} \cdot C_{ff} \cdot \left\{ 1 + \frac{60}{\left( \frac{l_f}{d_f} \right)^3} + 0.0025 \left( \frac{l_f}{d_f} \right) \right\} \cdot \frac{S_{wefus}}{S_w}$$

dove  $R_{wf}$  e  $C_{ff}$  sono rispettivamente il fattore di interferenza ala-fusoliera e il coefficiente di attrito superficiale. Considerato il numero di Reynolds della fusoliera, calcolato in condizioni di

crociera, pari a  $Re = 418'174'164$ , dai grafici otteniamo  $R_{wf} = 1.015$  (valutando una rugosità superficiale  $K = 6.35 \times 10^{-3} m$ ) e dall'*Abaco di Moody*  $C_{ff} = 1.7 \times 10^{-3}$ . Sostituendo si ottiene

$$C_{D0f} = 0,004$$

Sempre per la fusoliera viene aggiunto un contributo di resistenza variabile con l'assetto, dato dalla relazione

$$C_{DCLfus} = \eta c_{dc} \alpha^3 \frac{S_{plffus}}{S_w}$$

dove  $\alpha$  è l'angolo d'attacco della fusoliera in radianti (sarà pari a quello del velivolo parziale),  $\eta$  è il rapporto tra la resistenza di un cilindro finito ed un cilindro infinito, parametrato in funzione del rapporto di snellezza e pari a 0.675,  $c_{dc}$  è la resistenza di cross-flow parametrata per un cilindro circolare in funzione del valore  $M \sin \alpha$ .  $S_{plffus}$  è la superficie in pianta della fusoliera, per la quale si è ottenuto  $S_{plffus} = 322.547 m^2$ . La formula applicata per definire questo contributo in funzione del  $C_L$  del velivolo, tenuto conto di tutti i contributi, è la seguente

$$C_{DCLfus} = 0,0029 \times C_{Le}^3$$

E' da osservare che i contributi di resistenza di base della fusoliera sono stati trascurati in virtù della conformazione "appuntita" del cono di coda.

## 2. Calcolo del $C_{D0n}$

Il  $C_{D0n}$  lo si valuta tramite la :

$$C_{D0n} = 0.5/12 * \pi * D_{exit} * 0.2 / S_{ref}$$

Sostituendo otteniamo:

$$C_{D0n} = 0,0009$$

## 3. Calcolo dei contributi per l'equilibrio

Dobbiamo valutare i  $C_{Lh}$  per l'equilibrio del nostro velivolo. Le equazioni per l'equilibrio sono:

$$L = W = L_w + L_h$$

$$L_w x_w - L_h (l_t - x_w) + C_{macwb} = 0$$

Che scritte in termini di coefficienti saranno:

$$C_{Lw} + C_{Lh} (S_h / S) = C_L$$

$$C_{Lw}(x_w/c) - C_{Lh}(l_t - x_w)/c(S_h/S) + C_{macwb} = 0$$

Risolviamo questo sistema per tre condizioni di equilibrio, relative a :

- C.G. max avanzato ( $x_w = 0,396902$  MAC, atterraggio)
- C.G. max arretrato ( $x_w = 0,437202$  MAC, decollo)
- C.G. crociera ( $x_w = 0,417052$  MAC, crociera)

Troveremo i seguenti valori:

$$x_w/c = 0.396902$$

CL	CLw	CLh
0	0.1674	-0.5135
0.1	0.2677	-0.5145
0.2	0.3680	-0.5154
0.3	0.4683	-0.5164
0.4	0.5686	-0.5173
0.5	0.6689	-0.5182
0.6	0.7693	-0.5192
0.7	0.8696	-0.5201
0.8	0.9699	-0.5211
0.9	1.0702	-0.5220
1	1.1705	-0.5229
1.1	1.2708	-0.5239
1.2	1.3711	-0.5248
1.3	1.4714	-0.5258
1.4	1.5717	-0.5267
1.5	1.6720	-0.5276

$$X_{w/c} = 0,417052$$

CL	CLw	CLh
0	0.1632	-0.5071
0.1	0.2495	-0.4865
0.2	0.3358	-0.4660
0.3	0.4221	-0.4455
0.4	0.5084	-0.4249
0.5	0.5947	-0.4044
0.6	0.6810	-0.3839
0.7	0.7673	-0.3634
0.8	0.8536	-0.3428
0.9	0.9399	-0.3223
1	1.0262	-0.3018
1.1	1.1126	-0.2812
1.2	1.1989	-0.2607
1.3	1.2852	-0.2402
1.4	1.3715	-0.2196
1.5	1.4578	-0.1991

$$X_{w/c} = 0,437202$$

CL	CLw	CLh
0	0.1632	-0.5006
0.1	0.2495	-0.4586
0.2	0.3358	-0.4166
0.3	0.4221	-0.3746
0.4	0.5084	-0.3326
0.5	0.5947	-0.2906
0.6	0.6810	-0.2486
0.7	0.7674	-0.2066
0.8	0.8537	-0.1646
0.9	0.9400	-0.1226
1	1.0263	-0.0806
1.1	1.1126	-0.0386
1.2	1.1989	0.0034
1.3	1.2852	0.0454
1.4	1.3715	0.0874
1.5	1.4578	0.1294

Ottenuti questi valori possiamo ora ricavare i valori della resistenza indotta dalla portanza, sia per l'ala che per il piano di coda, e per quest'ultimo si avrà la :

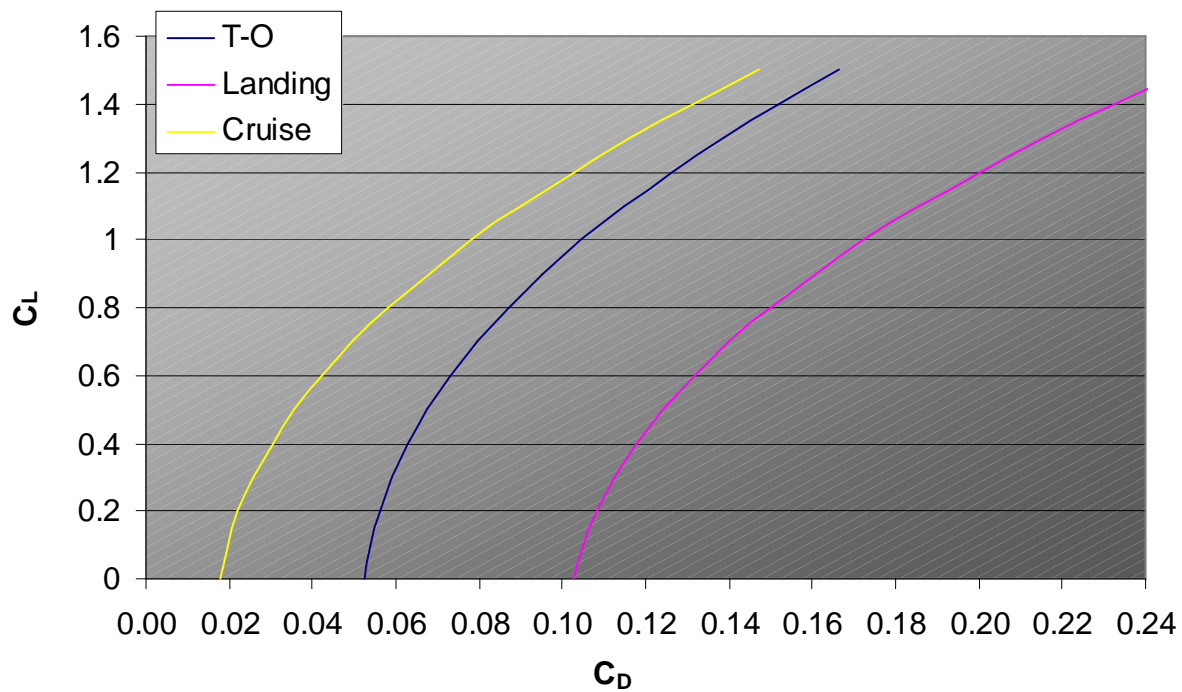
$$C_{Dih} = (C_{Lh}^2 / (\pi A R u)) (S_h / S)$$

dove u rappresenta il fattore di Oswald per il piano di coda. Una formula analoga vale per l'ala. Per le tre condizioni di baricentro possiamo ora ricavare i contributi di resistenza indotta:

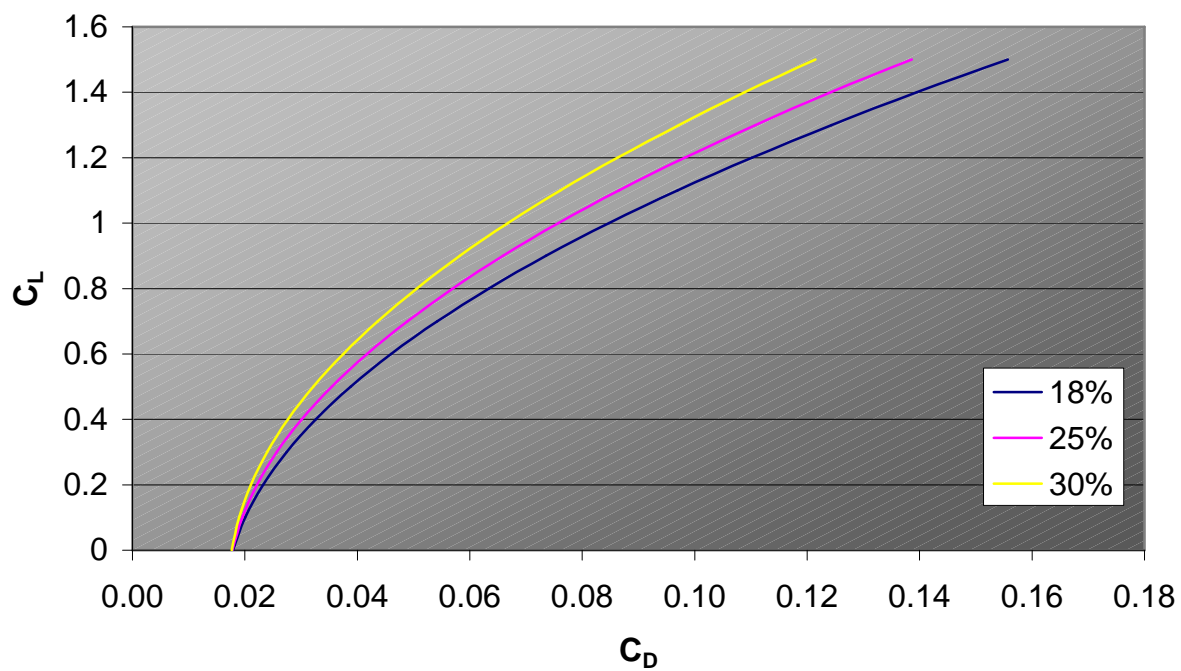
<b>Xw/c = 0,396902</b>			<b>Xw/c = 0,417052</b>			<b>Xw/c = 0,437202</b>		
<b>Cdh</b>	<b>Cdw</b>	<b>Cdf</b>	<b>Cdh</b>	<b>Cdw</b>	<b>Cdf</b>	<b>Cdh</b>	<b>Cdw</b>	<b>Cdf</b>
0,0047	0,0080	0.0040	0,0088	0,0080	0.0040	0,0128	0,0079	0.0040
0,0047	0,0103	0.0040	0,0077	0,0100	0.0040	0,0108	0,0097	0.0040
0,0047	0,0137	0.0040	0,0068	0,0130	0.0040	0,0089	0,0123	0.0040
0,0047	0,0182	0.0041	0,0060	0,0169	0.0041	0,0072	0,0157	0.0041
0,0047	0,0237	0.0042	0,0052	0,0217	0.0042	0,0057	0,0198	0.0042
0,0048	0,0303	0.0043	0,0045	0,0275	0.0043	0,0043	0,0247	0.0043
0,0048	0,0379	0.0046	0,0040	0,0341	0.0046	0,0032	0,0303	0.0046
0,0048	0,0466	0.0049	0,0035	0,0417	0.0049	0,0022	0,0368	0.0049
0,0048	0,0564	0.0053	0,0031	0,0502	0.0053	0,0014	0,0439	0.0053
0,0048	0,0673	0.0059	0,0028	0,0596	0.0059	0,0008	0,0519	0.0059
0,0048	0,0792	0.0066	0,0026	0,0699	0.0066	0,0003	0,0606	0.0066
0,0049	0,0922	0.0075	0,0025	0,0811	0.0075	0,0001	0,0701	0.0075
0,0049	0,1063	0.0085	0,0024	0,0933	0.0085	0,0000	0,0803	0.0085
0,0049	0,1214	0.0097	0,0025	0,1064	0.0097	0,0001	0,0913	0.0097
0,0049	0,1376	0.0111	0,0027	0,1203	0.0111	0,0004	0,1031	0.0111
0,0049	0,1548	0.0128	0,0029	0,1352	0.0128	0,0009	0,1156	0.0128

Sommando tutti i contributi sinora ricavati possiamo rappresentare la polare del velivolo completo per le differenti condizioni di volo e per differenti posizioni del baricentro (con riferimento alla condizione di crociera).

## Polare completa del velivolo nelle tre configurazioni



## Polare del velivolo completo ( escursione del baricentro)



Abbiamo rappresentato nel primo grafico l'andamento della polare del nostro velivolo a seconda della posizione del baricentro e tenendo direttamente conto dell'incremento di resistenza dovuto alla variazione della configurazione, per cui introducendo anche i  $\Delta C_{D0}$  dovuti all'estensione dei flaps e all'abbassamento del carrello nelle configurazioni di decollo e atterraggio, corrispondenti rispettivamente alle condizioni di baricentro massimo arretrato e avanzato.

Analizzando le polari sopra riportate, si nota come la resistenza raggiunga i valori più elevati nella configurazione di atterraggio, che quindi risulta essere la condizione più gravosa in termini di resistenza del velivolo.

Nel secondo grafico sono state invece riportate le polari per tre differenti posizioni del baricentro in configurazione da crociera. Notiamo come, a parità di assetto, le condizioni meno gravose siano quelle relative a posizioni più arretrate, poiché i valori di  $C_L$  per il piano di coda vedono una diminuzione in valore assoluto.