

POLARE ANALITICA DELL'AEROPLANO

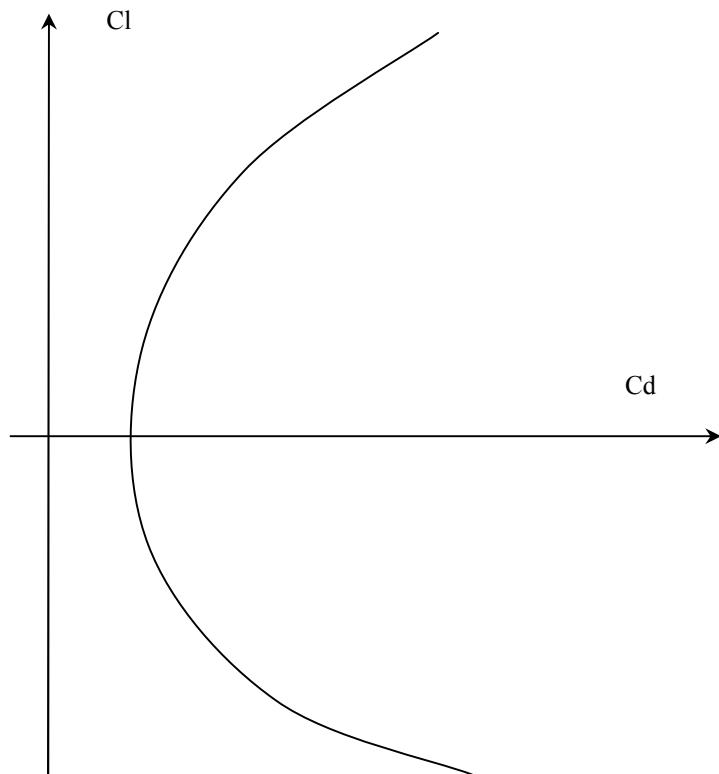
Per poter eseguire dei calcoli di aerotecnica sulle prestazioni dell'aeroplano, occorre determinare una espressione matematica (una formula) fra il coefficiente di portanza C_L ed il coefficiente di resistenza C_D dell'intero velivolo. Vediamo questa relazione.

Innanzitutto conviene mettere C_D in funzione di C_L e non viceversa, pertanto tracciamo la polare con l'asse dei C_L orizzontale.

Una notevole semplificazione che si attua è quella di considerare che il coefficiente di resistenza dell'intero aeroplano è la somma dei coefficienti di resistenza delle sue parti: fusoliera, piani di coda, motori, profilo alare, pianta alare (resistenza indotta).

Altra semplificazione consiste nel considerare che la portanza dell'aeroplano sia prodotta solo dall'ala, trascurando così il contributo della fusoliera e del piano di coda orizzontale. Ovviamente, questa semplificazione è accettabile se la superficie in pianta della fusoliera è piccola rispetto alla superficie alare.

Ancora un'altra semplificazione è quella di considerare che il profilo presenti una polare nella quale al minimo valore del coefficiente di resistenza corrisponda un valore nullo del coefficiente di portanza. Questa ipotesi semplifica l'espressione matematica ed è tanto più accettabile quanto il profilo alare è simile ad un profilo simmetrico.



Vediamo come si ricava l'espressione della polare analitica

Indicati con:

C_d : coefficiente di resistenza del profilo alare.

C_D : coefficiente di resistenza dell'intero aeroplano.

C_{D0} : coefficiente di resistenza minima dell'intero aeroplano, corrisponde al $C_L = 0$.

C_{d0} : coefficiente di resistenza minima del profilo alare, corrisponde al $C_l = 0$.

C_{Df} : coefficiente di resistenza del complesso fusoliera, piani di coda, carrello, motori e quant'altro che non riguardi l'ala.

C_{Di} : coefficiente di resistenza indotta.

C_L : coefficiente di portanza dell'intero aeroplano.

k_1 : costante caratteristica della polare del profilo.

k_2 : costante correttiva della resistenza indotta nel caso l'ala non sia a pianta ellittica.

λ : allungamento alare

Considerando che il coefficiente di resistenza dell'intero aeroplano è la somma dei coefficienti di resistenza delle sue parti, si ha:

$$C_D = C_{Df} + C_d + C_{Di}$$

Sviluppando le espressioni dei vari coefficienti si ha:

$$C_D = C_{Df} + C_{d0} + k_1 C_L^2 + \frac{C_L^2}{k_2 \pi \lambda} = C_{Df} + C_{d0} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda} \left(k_1 \pi \lambda + \frac{1}{k_2} \right)$$

A questo punto, si pone :

$$C_{D0} = C_{Df} + C_{d0}$$

$$\frac{1}{e} = \left(k_1 \pi \lambda + \frac{1}{k_2} \right)$$

pertanto l'espressione della polare analitica è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e \pi \lambda}$$

I parametri fondamentali di questa espressione sono:

C_{D0} : coefficiente di resistenza minima dell'aeroplano, racchiude la resistenza del complesso fusoliera, piani di coda, carrello, motori e quant'altro che non riguardi l'ala e la resistenza che compete al profilo quando la sua portanza è zero

e: la costante chiamata "coefficiente di Oswald", questa racchiude la dipendenza della resistenza dal quadrato della portanza dovuta sia al profilo che alla pianta alare. Tiene inoltre conto del fatto che l'ala può non avere la pianta ellittica.

Il prodotto (e λ), è detto allungamento effettivo

C_{D0} ed e , sono determinati o con prove in galleria del vento oppure con prove di volo sull'aeroplano vero. Possono anche essere stimate a partire da aeroplani simili a quello che si intende costruire. Il grafico della polare ha il seguente aspetto:

