13 STABILITA' DIREZIONALE

In questo capitolo determineremo il $C_{n\beta}$ del velivolo dato da:

$$C_{n\beta} = \left(C_{n\beta}\right)_{wing} + \left(C_{n\beta}\right)_{fus} + \left(C_{n\beta}\right)_{prop} + \left(C_{n\beta}\right)_{V-Tail} + \Delta_1 C_{n\beta}$$

13.1 CALCOLO DEL $C_{n\beta}$

Ala

$$\left(C_{n\beta}\right)_{wing} = -0.00006\left(\Lambda_{c/4}\right)^{\frac{1}{2}}$$

$$\left(C_{n\beta}\right)_{wing} = -0.000076$$

Fusoliera

$$\left(C_{n\beta}\right)_{fus} = \frac{\pi(k_1 - k_2)}{114.6 \cdot Sb}\int_0^{l_f} w_f^2\, dx \qquad (k_1 - k_2) = 0.86$$

$$\left(C_{n\beta}\right)_{fus} = 0.00109$$

Interferenza

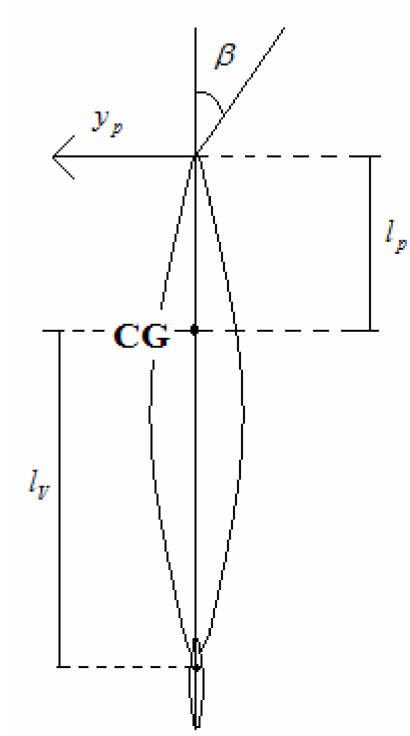
ala bassa $\Rightarrow \Delta_1 C_{n\beta} = 0$

Elica

$$C_n = \frac{Y_p l_p}{qSb}$$

$$\left(C_{n\beta}\right)_{prop} = \frac{\pi D^2 l_p \left(\dfrac{\partial C_{yp}}{\partial \beta}\right) N}{4Sb}$$

dove:



$$D = diametro\ dell'\ elica = 1.684m$$

$$N = numero\ di\ propulsori = 1 \qquad l_p = 2.33m$$

$$\left(\frac{\partial C_{yp}}{\partial \beta}\right)_{3blades} = 0.00235$$

supponendo inoltre un baricentro al 25% della CMA(configurazione di crociera), avremo:

$$\left(C_{n\beta}\right)_{prop-windmill} = 0.000099$$

$$\left(C_{n\beta}\right)_{prop-fullpower} = 1.5\left(C_{n\beta}\right)_{prop-windmill} = 0.000148$$

Piano di coda verticale

$$\left(C_{n\beta}\right)_{V-Tail} = -a_V\left(1-\frac{d\sigma}{d\beta}\right)\frac{S_V}{S}\frac{l_V}{b}\eta_V$$

dove:

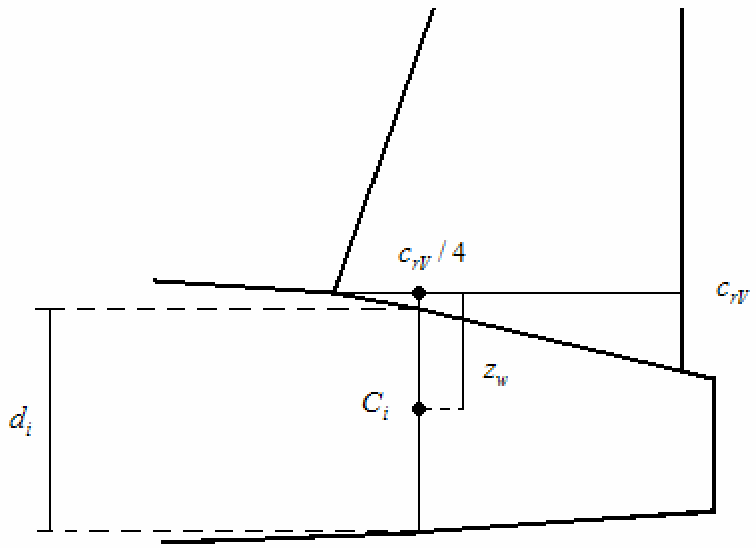
$$\left(1-\frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_V = 0.724 + 3.06\left(\frac{S_V/S}{1+\cos\Lambda_{c/4}}\right) + 0.4\frac{z_w}{d} + 0.009 AR_e$$

Dal dimensionamento preliminare del piano di coda verticale abbiamo le seguenti grandezze:

$$S_V = 1.54 m^2 \qquad AR_e = 1.55\frac{b^2}{S_V} = 2.406 \qquad \Lambda_{c/4} = 1.63^o \qquad l_V = 5.08 m$$

Dal grafico 8.88 del Perkins ricaviamo $a_V = 0.05\frac{1}{\deg}$.

Sapendo inoltre che la corda alla radice del piano verticale vale: $c_{rV} = 1.37m$



$$z_w = 0.269m \qquad\qquad d_i = 1.25m$$

$$\left(1-\frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_V = 0.963$$

$$\left(C_{n\beta}\right)_{V-Tail} = -0.00307$$

Calcolo del $\left(C_{n\beta}\right)$ totale

Sommando tutti i termini avremo: $\left(C_{n\beta}\right) = -0.00109$

Si noti che il $\left(C_{n\beta}\right)_{design}$ è molto prossimo a quello trovato, infatti esso vale:

$$\left(C_{n\beta}\right)_{design} = -0.0005\left(\frac{W}{b^2}\right)^{\frac{1}{2}} = -0.0017$$

13.2 CALCOLO DELLA POTENZA DI CONTROLLO DELLA DERIVA

La potenza di controllo della deriva è data da:

$$C_{n\delta_r} = \frac{dC_n}{d\delta_r} = -a_V \tau \frac{S_V}{S}\frac{l_V}{b}\eta_V$$

$$C_{n\delta_r} = -0.0014$$

13.3 CALCOLO DEL $C_{n\beta}$ A COMANDI LIBERI

Avendo scelto un rapporto tra la parte mobile e quella fissa del piano verticale, $\frac{c_r}{c_V} = 0.3$, avremo i seguenti coefficienti 2D:

$$c_{h_\alpha} = -0.013 \qquad c_{h_\delta} = -0.007$$

Che vengono corretti allo stesso modo di quanto fatto per il piano orizzontale:

$$C_{h_\alpha} = -0.006 \qquad C_{h_\delta} = -0.003$$

Scegliendo successivamente un rapporto tra le superfici dell parte mobile e della parte fissa $\frac{S_r}{S_V} = 0.35 \quad \Rightarrow \tau = 0.56$, avremo:_

$$\left(C_{n\beta}\right)_{free} = \left(C_{n\beta}\right)_{fix}\left(1 - \tau\frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}}\right) = 0.00016$$

13.4 VERIFICA A RAFFICA LATERALE

Bisogna verificare che in nessuna condizione la deflessione del timone necessaria all'equilibrio risulti maggiore di 20°, ovvero:

$$\delta_V = \frac{1}{\eta_V} \frac{SbC_{n\beta}}{S_V a_V \tau_V l_V} \beta$$

$$\beta = 5^o \Rightarrow \delta_V = 0.51^o$$

$$\beta = 10^o \Rightarrow \delta_V = 1.02^o$$

13.5 VERIFICA DEGLI SFORZI DI PEDALIERA

Bisogna verificare che per una velocità di 150 mph, il gradiente dello sforzo di pedaliera non superi il valore di 5 lb per grado.

$$\frac{dP_F}{d\beta} = \frac{-Gq\eta_V S_r c_r C_{h_{\delta r}} \left(C_{n\beta}\right)_{free}}{C_{n_{\delta r}}}$$

I valori di tutte le grandezze da inserire sono:

$$c_r = 0.30m \qquad c_V = 1m \qquad S_r = 0.54m^2 \qquad S = 1.54m^2 \qquad G = 85\frac{\deg}{m} = 25.9\frac{\deg}{ft}$$

$$\rho_{cruise} = 0.0018\frac{lb \cdot s^2}{ft^4} \qquad V = 150mph = 219.95\frac{ft}{s} \qquad q = \frac{1}{2}\rho V^2 = 43.78\frac{lb}{ft^2}$$

$$\eta_V = 0.9 \qquad C_{h_{\delta r}} = -0.0031 \qquad C_{n_{\delta r}} = -0.0014 \qquad \left(C_{n\beta}\right)_{free} = 0.00016$$

Da cui otteniamo:

$$\frac{dP_F}{d\beta} = 2.42 lb \cdot \deg$$

13.6 EFFETTO DIEDRO

Anche in questo caso dobbiamo sommare i vari contributi

Ala

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right) = -\frac{1+2\lambda}{3(1+\lambda)}\tan\Lambda$$

$$C_{l\beta} = C_{L_{cruise}}\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right) = -0.0027$$

Angolo di diedro

$$\left(C_{l\beta}\right)_{W_\Gamma} = -0.00021 K_\lambda K_{AR} K_\Lambda \Gamma \left(C_{l\beta}\right)_{W_\Gamma} = -0.00021 K_\Gamma K_{AR} K_\Lambda \Gamma$$

$K_\Lambda = 1.0$ $K_\lambda = 1.02$ $K_{AR} = 1.1$ $\Gamma = 6^o$

$$\left(C_{l\beta}\right)_{W_\Gamma} = -0.0014$$

Interferenza ala-fusoliera

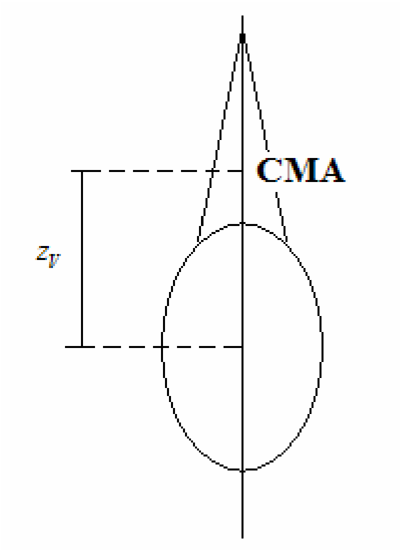
$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_1 = 0.0008$$

Piano verticale

$$\left(C_{l\beta}\right)_V = -a_V \eta_V \frac{S_V}{S}\frac{z_V}{b}$$

$$z_V = 1.31m$$

$$\left(C_{l\beta}\right)_V = -0.00074$$



Interferenza ala-piano verticale

$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_2 = 0.00016$$

Calcolo del $C_{l\beta}$ totale

$$\left(C_{l\beta}\right)_{TOT} = \left(C_{l\beta}\right)_W + \left(C_{l\beta}\right)_\Gamma + \left(C_{l\beta}\right)_V + \left(\Delta C_{l\beta}\right)_1 + \left(\Delta C_{l\beta}\right)_2$$

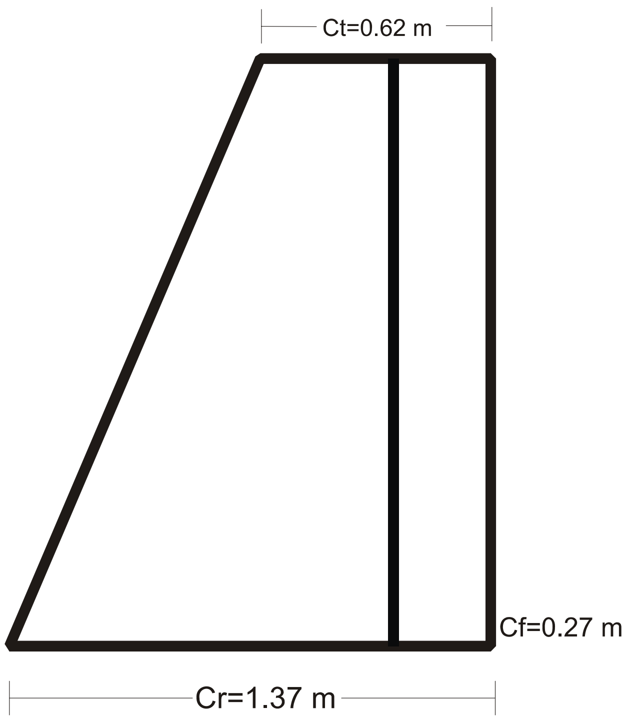
$$\left(C_{l\beta}\right)_{TOT} = -0.0038$$

si noti che

$$\frac{C_{n\beta}}{2} = 0.0028$$

13.7 DISEGNO DEL PIANO DI CODA VERTICALE

VISTA LATERALE



VISTA DALL'ALTO

VISTA PROSPETTICA