

PROGETTO DEI FLAPS

Il nostro obiettivo è quello di determinare il rapporto tra la superficie dell'ala destinata ai flaps e la superficie alare.

Abbiamo già trovato la polare del velivolo da cui si è visto che $Cl_{\max} = 1.41$, inoltre dallo studio preliminare del punto di progetto abbiamo ottenuto $Cl_{\max TO} = 1,9$ e $Cl_{\max L} = 2,5$, questo vuol dire che gli ipersostentatori devono garantire un surplus di portanza espresso dai seguenti coefficienti:

Decollo $\Delta Cl_{\max TO} = 1.06(Cl_{\max TO} - Cl_{\max}) = 0.49$

Atterraggio $\Delta Cl_{\max L} = 1.06(Cl_{\max L} - Cl_{\max}) = 1.09$

Dobbiamo valutare prima il Cl_{\max} bidimensionale dato dalla : $\Delta Cl_{\max} = \Delta Cl_{\max TO-L} \frac{K_{\Lambda}}{\frac{S_f}{S}}$

I valori per l'ala sono : $C_{L\alpha W} = 0.09$, $\Lambda = 0$, $\eta = 0.5$, $K_{\Lambda} = 0.92$

Scegliamo un flap di tipo slot con rapporto di corde $\frac{c_f}{c} = 0.25$, mentre le deflessioni massime

sono : $\delta_{fTO} = 15^\circ$ decollo , $\delta_{fL} = 45^\circ$ atterraggio , inoltre $C_{L\alpha f} = C_{L\alpha} \left(1 + \frac{c_f}{c}\right) = 0.137$

Dal Perkins (figura 2-58 , pag. 87) si ricavano dal grafico gli incrementi di portanza dato da un singolo profilo , per il decollo e per l'atterraggio:

Decollo : $\Delta C_L = C_{L\alpha f} K' \delta_{fTO} = 0.72 \rightarrow \frac{S_f}{S} = \frac{K_{\Lambda} \Delta C_{L\max TO}}{\Delta C_{L\max}} = 0.625$ per il decollo

Atterraggio : $\Delta C_L = C_{L\alpha f} K' \delta_{fL} = 1.45 \rightarrow \frac{S_f}{S} = \frac{K_{\Lambda} \Delta C_{L\max L}}{\Delta C_{L\max}} = 0.690$ per l'atterraggio

Scegliamo $\boxed{\frac{S_f}{S} = 0.690}$ da cui $S_f = 18.6m^2$ $S_F = \frac{S_f}{2} = 9.3m^2 \rightarrow$

$$\boxed{b_f = \frac{S_F}{C_m} = \frac{8.7}{1.83} = 5.08m}$$

Stime delle velocità di stallo:

$$V_{STO} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max TO}}} = 37 \frac{m}{s} = 134 \frac{Km}{h} , \quad V_{SL} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max L}}} = 31 \frac{m}{s} = 114 \frac{Km}{h}$$



