

## STABILITA' LATERO DIREZIONALE

### DIMENSIONAMENTO IMPENNAGGIO VERTICALE

#### CONDIZIONE PIANTATA MOTORE

Quando pianta uno dei due motori , il timone deve essere in grado di bilanciare il momento imbarante che nasce per via dell'unico motore attivo.

Il bilancio si scrive :  $M_T = M_V$

Dove  $M_T = \frac{\pi_a \eta_p l_p}{V}$  è il momento imbarante generato dall'unico motore attivo .

E  $M_V = Y_V l_V$  è il momento bilanciante del timone , con  $Y_V = C_{YV} q_V S_V \eta_V$  devianza del timone .

Tenendo conto che  $\pi_a = 450hp$  ,  $\eta_p = 0.8$  ,  $l_p = 2.125m$  distanza asse motore asse fusoliera .

$$M_T = \frac{57375}{V}$$

Se scegliamo in prima approssimazione un piano verticale con queste dimensioni :

$$b_V = 2m \quad S_V = 4.5m^2$$

Avremo:

$$C_{YV} = -a_v \tau \delta_V = -0.76 \quad , \quad \text{essendo } a_v = -0.050 \quad , \quad \delta_V = 25^\circ \quad , \quad \tau = 0.6 \quad \text{per } \frac{S_{ev}}{S_V} = 0.4$$

$$\text{inoltre } q_V = \frac{V^2}{16} \quad , \quad \text{e } \eta_V = 0.95$$

Si ottiene infine :

$$M_V = 0.28V^2$$

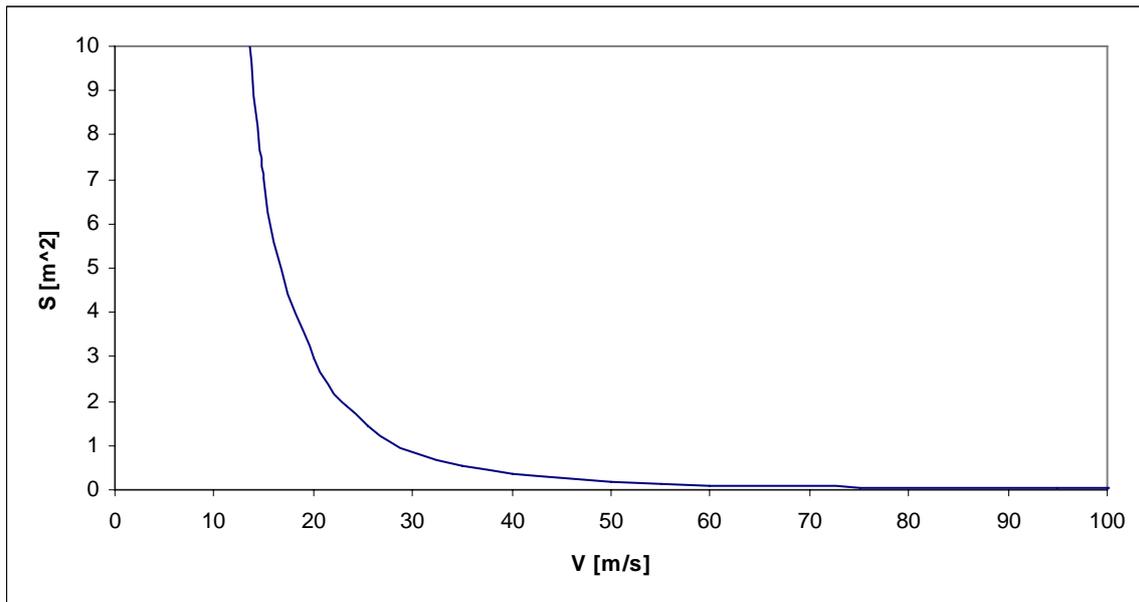
$$\text{Dal bilancio } M_T = M_V \quad , \quad \text{si trova che } 0.28V^2 = \frac{57375}{V} \quad \text{da cui : } \boxed{S_V = \frac{203546}{V^3}} \quad (1)$$

Diagrammando la curva si vede che se consideriamo la velocità di stallo prevista per il nostro aereo all'atterraggio  $V_s = 31 \frac{m}{s}$  , la condizione di di minimo controllo deve essere :

$$V_{MC} \leq 1.2V_s = 37.2 \frac{m}{s}$$

Ossia la velocità di minimo controllo deve essere almeno pari a 1.2 volte quella di stallo. In questo caso dal bilancio (1) appena ricavato , la superficie necessaria deve essere almeno pari a  $S_{Vn} = 3.95m^2$  . La superficie scelta però vale  $S_V = 4.5m^2$  , per cui è più che sufficiente . Anzi con questa superficie la velocità minima di controllo sarà :  $V_{MC} = 35.6 \frac{m}{s}$  che è più conveniente.

E' riportato il grafico della superficie in funzione della velocità in condizioni di piantata motore.



### PIANO VERTICALE SCELTO

$$\begin{aligned} b_V &= 2m \\ S_V &= 4.5m^2 \\ c_{Vm} &= 2.25m \end{aligned}$$

### VERIFICA STABILITA' DIREZIONALE

Bisogna valutare l'indice di stabilità direzionale e verificare se :

$$C_{n\beta} \leq -0.0005$$

Minimo margine di stabilità direzionale per baricentro al 30% CMA

L'indice di stabilità è dato dai seguenti contributi

$$C_{n\beta} = C_{n\beta w} + C_{n\beta fus} + C_{n\beta prop} + \Delta C_{n\beta} + C_{n\beta VT}$$

Vediamo quale è il peso dei vari contributi :

$C_{n\beta w} = 0$  contributo della freccia dell'ala , nel nostro caso la freccia è nulla .

$$C_{n\beta fus} = \frac{\pi(k_2 - k_1)}{114.6Sb} \int_0^l W_f^2 dx = 0.001325 \quad \text{contributo della fusoliera ricavato dalla discretizzazione.}$$

$$C_{n\beta prop} = \frac{\pi D^2 l_p \left( \frac{dC_{yp}}{d\beta} \right) N}{45b} = 0.000231 \quad \text{contributo dei propulsori entrambi funzionanti, } l_p = 2.125m$$

$\Delta C_{n\beta} = 0$  contributo di interferenza trascurabile

$$C_{n\beta VT} = -a_v \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{S_v l_v}{S b} \eta_v \quad \text{contributo del piano di coda verticale , dove :}$$

$$a_v = - \frac{a_{0v}}{1 + \frac{a_{0v} 57.3}{\pi 1.55 \frac{b_v^2}{S_v}}} = \frac{0.54 b_v^2}{4.87 b_v^2 + 5.15 S_v} = 0.05$$

$$l_v = 6.25m \quad \eta_v = 0.95$$

In definitiva si ha :  $C_{n\beta} = -0.00183$

Quindi è verificata la condizione di minimo margine di stabilità direzionale.

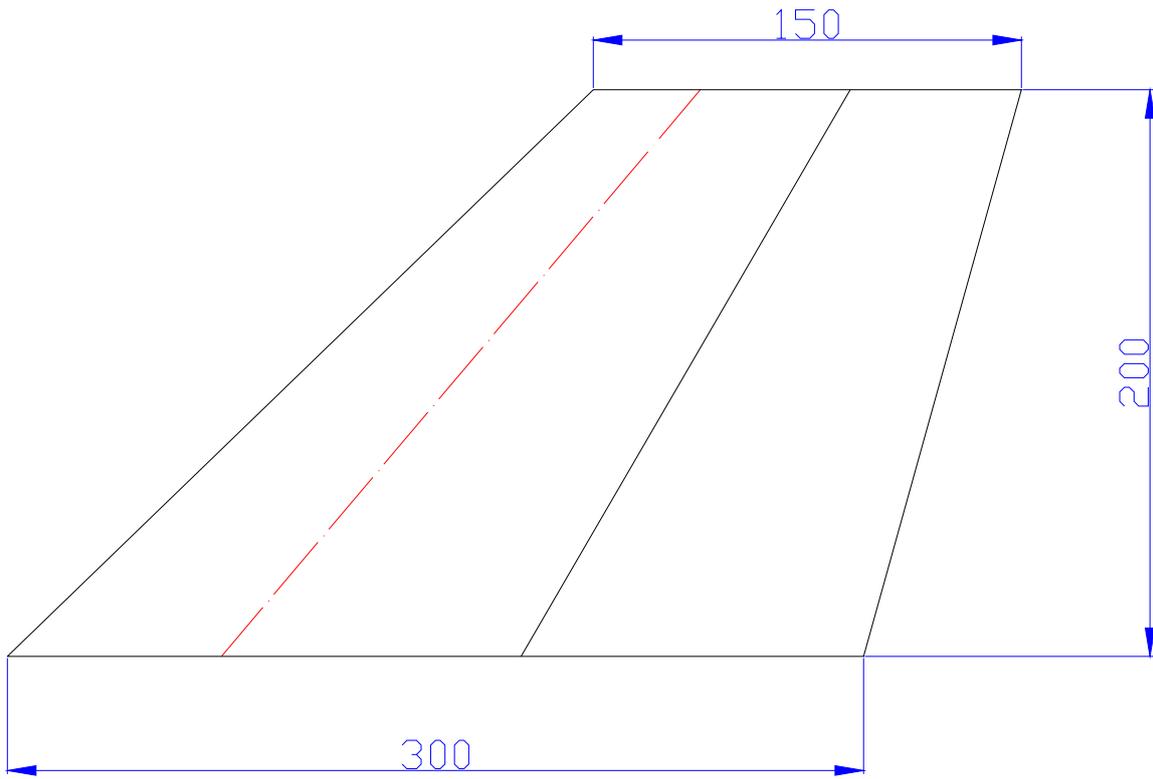
## VERIFICA RAFFICA LATERALE

Le norme stabiliscono che per una raffica laterale di  $5^\circ$  il piano verticale deve poter equilibrare il velivolo con una deflessione non superiore ai  $20^\circ$  .

Verifichiamo che il nostro piano scelto soddisfa questa condizione:

con  $C_{n\beta} = -0.00183$  ,  $\beta = 5^\circ$  ,  $S_v = 4.5m^2$  , avremo :

$$\delta_t = \frac{Sb C_{n\beta}}{\eta_v S_v a_v \tau_v l_v} \beta = 20^\circ \leq 20^\circ \quad , \text{ la condizione è soddisfatta .}$$



## DIMENSIONAMENTO DIEDRO ALARE

La stabilità laterale è direttamente correlata a quella direzionale.

Come al solito l'indice di stabilità deve essere negativo cioè:

$$C_{L\beta} < 0$$

L' indice di stabilità laterale è dato dalla:

$$C_{L\beta_{TOT}} = C_{L\beta W} + C_{L\beta \Gamma} + C_{L\beta V} + \Delta C_{L\beta_{FUS}} + \Delta C_{L\beta_2} \quad (1)$$

Dove i vari contributi sono:

$$C_{L\beta W} = 0 \quad \text{in quanto l'ala è a freccia nulla}$$

$$C_{L\beta \Gamma} = -0,00021 K_\lambda K_A K_\Lambda \Gamma = -0,00011 \cdot \Gamma \quad \text{i coefficienti sono ricavati dal McCormick}$$

$$\Delta C_{L\beta_{FUS}} = 0,0008 \quad \text{contributo di fusoliera}$$

$$\Delta C_{L\beta_2} = 0,00016 \quad \text{interferenza ala-piano di coda}$$

$$C_{L\beta V} = -a_v \eta_v \frac{S_v}{S} \frac{Z_v}{b} = -0,00106 Z_v \quad \text{con } Z_v = 0,8m \text{ distanza asse fusoliera-fuoco piano verticale}$$

$$\text{Imponendo che l'indice di stabilità laterale sia } \frac{1}{3} \text{ di quella direzionale, cioè } C_{L\beta} = \frac{1}{3} C_{n\beta}$$

Sostituendo tutti i contributi nella (1) si ottiene un angolo di diedro pari a:

$$\Gamma = 6,5^\circ$$

# LAYOUT FINALE

