

**VI ESERCIZIO****PIANO DI CODA ORIZZONTALE**

Per il velivolo A380 è stato realizzato un piano orizzontale di coda del tipo stabilizzatore – equilibratore; è stato scelto il profilo NACA 0009, le cui caratteristiche aerodinamiche sono riportate nella figura seguente

**Table 3.1 Experimental, Low Speed NACA Airfoil Data for Smooth Leading Edges**  
( Note: Data reproduced from Reference 3.1 for  $R_N = 9 \times 10^6$ )

Airfoil	$\alpha_0$ (deg)	$\bar{c}_{m_0}$	$c_{l_\alpha}$ (1/deg)	$\bar{x}_{ac}$	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	$\alpha^*$ (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4

Inoltre si è assunto un angolo di freccia pari a  $25^\circ$  e rapporto di rastremazione pari a .3.

Il rapporto tra la corda dell'elevatore e quella dello stabilizzatore è stato assunto pari a .35.

Il dimensionamento preliminare del piano di coda orizzontale viene effettuato tenendo conto di due condizioni critiche:

- condizione di minimo margine di stabilità a comandi liberi con baricentro massimo arretrato:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_{L_{cl}}} = x_a - \frac{a_t}{a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left( 1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \bar{V}'_t$$

- condizione di equilibrio all'atterraggio con baricentro massimo avanzato:

$$C_m = 0 = C_{m_{ACvp}} + \left[ x_a \frac{a_t}{a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}'_t \right] C_{L_e} - a_t \bar{V}'_t K (i_{T0} + \tau \delta_e - \alpha_{0w})$$

Risolvendo le due equazioni in termini di  $S_t$  in funzione di  $b_t$ , si ottengono due curve che rappresentano le coppie di valori limiti al di sotto dei quali il piano di coda non garantisce stabilità al velivolo.

La geometria del piano verrà poi determinata scegliendo una coppia di valori di superficie e apertura che si mantengano sufficientemente al di sopra di entrambe le curve.

### Analisi della condizione 1

La condizione 1 può essere riscritta esplicitando in particolare la superficie  $S_t$  in funzione dell'apertura  $b_t$ ; si ottiene dunque

$$S_t = \frac{(0.05 + x_a) \pi b_t^2}{\left( \frac{a_0 \pi b_t^2}{a} \right) \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left( 1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \frac{l}{S_w c} - (0.05 + x_a) 57.3 a_0}$$

Viene imposto che il massimo valore del margine di stabilità sia  $\frac{\partial C_{M_t}}{\partial C_L} = -0.05$ .

Quindi, considerando

$$x_{CG} = 0.30$$

posizione baricentro massimo arretrato

$$x_{ACvp} = 0.1317$$

$$x_a = x_{CG} - x_{ACvp}$$

$$a_0 = 0.109 / \alpha$$

Gradiente retta di portanza Profilo NACA 0009

$$a = 0.075 / \alpha$$

Gradiente retta di portanza del velivolo (stimato)

$$\tau = 0.71$$

Corrispondente al valore  $C_{\delta}/C_L = 0.35$

$$l = 41.2m$$

Distanza tra i centri aerodinamici

$$C_{h\alpha} = -0.007 / \alpha$$

Corretto in 3D

$$C_{h\delta} = -0.0152 / \alpha$$

Corretto in 3D

$$\frac{dz}{d\alpha} = \frac{dz}{d\alpha_{A=0^\circ}} \cdot \frac{\alpha}{\alpha(A=0^\circ)} = 0.412$$

Downwash sul piano di coda, con correzione per la freccia

Con tali valori si è determinata la curva mostrata in figura 1.

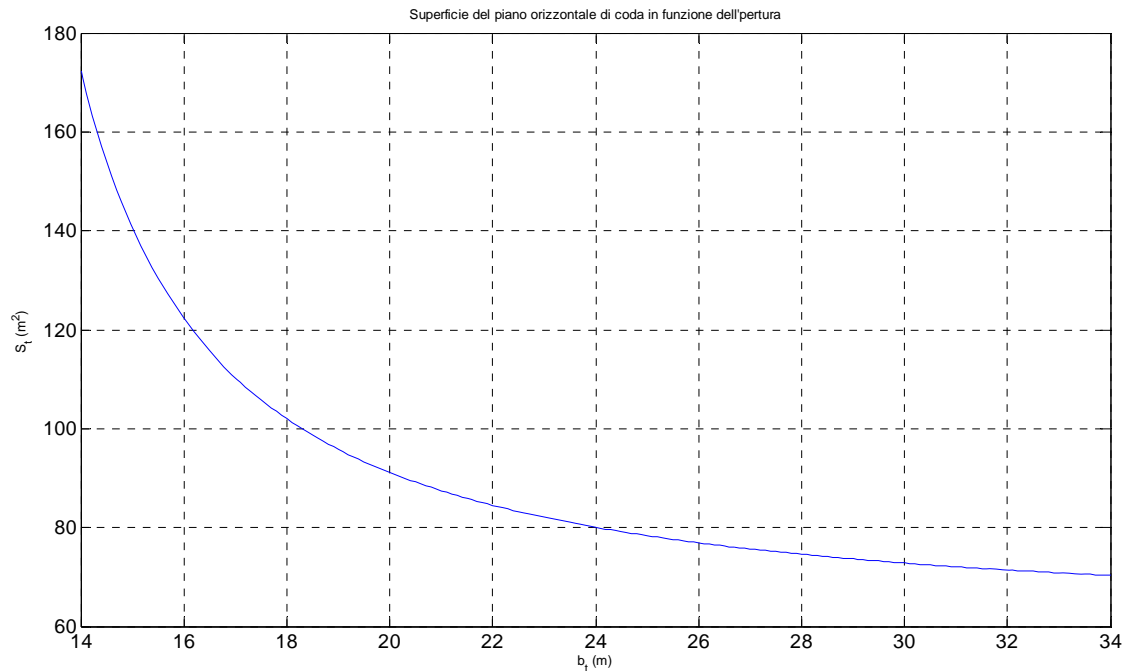


Figura 1. Superficie del piano orizzontale al variare dell'apertura – Condizione 1

### Analisi della condizione 2

Analogamente a quanto fatto nel caso della condizione 1, si procede ad esplicitare la superficie del piano orizzontale  $S_t$  in funzione dell'apertura  $b_t$ ; si ottiene, pertanto, la seguente relazione

$$S_t = \frac{\pi b_t^2 (C_{m_{ACyp}} + x_a C_{Le})}{\frac{a_0 \pi b_t^2 C_{Le}}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{l}{S_w c} + a_0 \pi b_t^2 \frac{l}{S_w c} K(i_{T0} + \tau \delta_e - \alpha_{0w}) - 57.3 a_0 (C_{m_{ACyp}} + x_a C_{Le})}$$

I valori di interesse, in questo caso, sono

$$K=0.90$$

$$x_{CG} = 0.18 \quad \text{posizione baricentro massimo avanzato}$$

$$\alpha_{0LW} = -6^\circ \quad \text{con flap deflessi in configurazione d'atterraggio}$$

$$\delta_e = -25^\circ \quad \text{deflessione massima dell'equilibratore}$$

$C_{L_e} = 2.8$  coefficiente di portanza di equilibrio all'atterraggio (prossimo al  $C_{L_{max}}$  all'atterraggio)

Inoltre sono stati modificati i gradienti delle rette di portanza per tenere in conto l'effetto suolo; il coefficiente correttivo è pari a  $\frac{a_1}{a} = 1.02$ .

L'angolo di calettamento dello stabilizzatore viene ricavato imponendo che sia nulla la deflessione dell'equilibratore in crociera; in formula

$$\delta_{e_{cr}} = 0 = \frac{\alpha_{0w} - i_{T0}}{\tau} - \frac{C_{m_{ACVP}}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{m_{cl}}}{C_{m\delta}} C_{L_{cr}}$$

Dove

$$C_{m\delta} = -a_t \bar{V}'_t K\tau \text{ e } C_{m_{CL}} = \frac{\partial C_m}{\partial C_{L_{cb}}} = x_a - \frac{a_t}{a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}'_t$$

**N.B.** Poichè il rapporto volumetrico ancora non è ancora noto, viene imposto un valore della superficie del piano che sia compatibile con la condizione 1, cioè una coppia di valori  $(b, S_t)$  ben al di sopra della condizione critica.

Si è ottenuto pertanto  $i_{t_0} = -6^\circ$

Infine il downwash viene decurtato del 10% per tenere in conto l'effetto suolo.

Di conseguenza, si ottiene la superficie del piano orizzontale al variare dell'apertura; l'andamento della curva è rappresentato in figura 2.

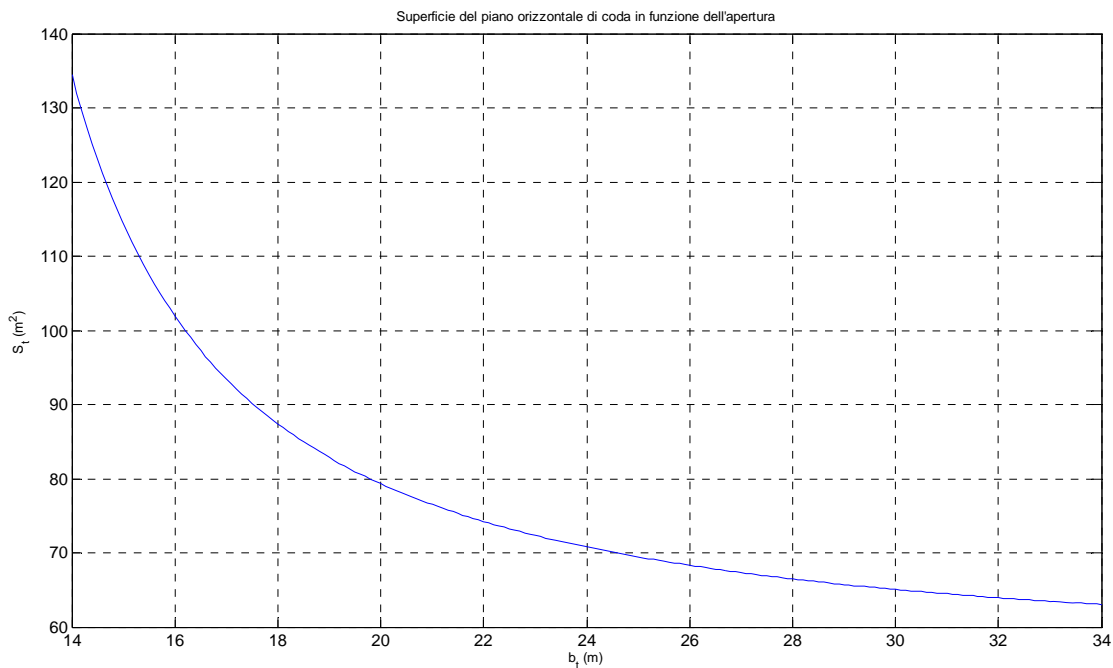


Figura 2. Superficie del piano orizzontale al variare dell'apertura – Condizione 2

Sovrapponendo le curve date dalle 2 condizioni critiche si ottengono gli andamenti in figura 3.

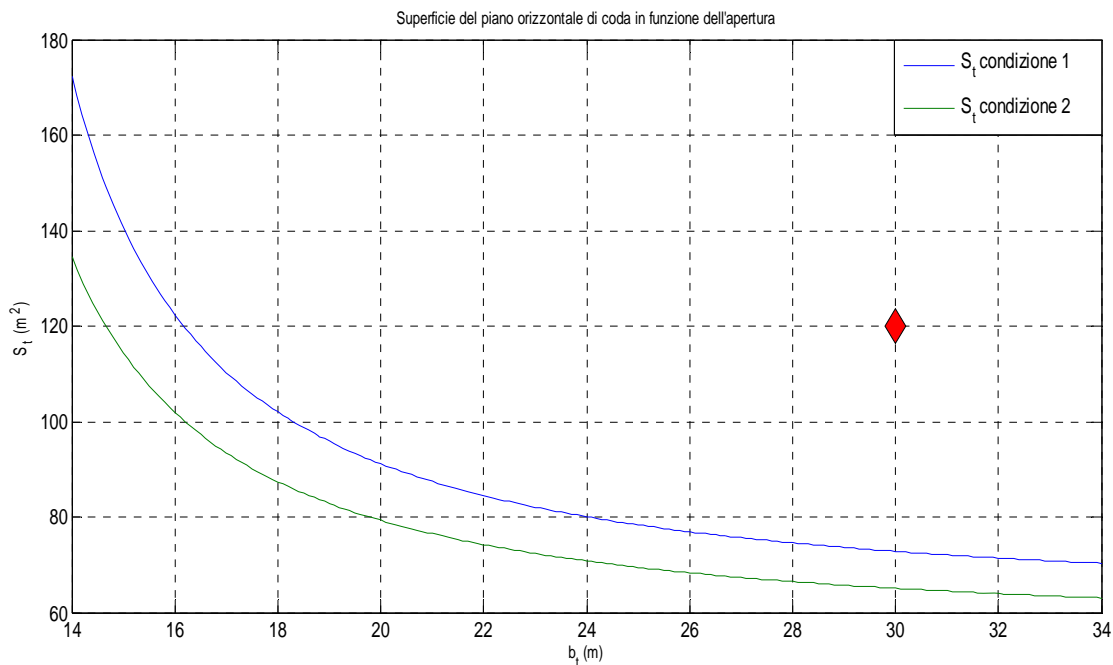


Figura 3. Superficie del piano orizzontale al variare dell'apertura

I valori scelti per il dimensionamento sono individuati dal simbolo rosso in figura 3, vale a dire

$$S_i = 120 \text{ m}^2 \quad \text{e} \quad b_i = 30 \text{ m}$$

Pertanto, il rapporto volumetrico sarà

$$V_h = \frac{S_i \cdot l}{S_w \cdot c} = 0.726$$

In figura 4 viene mostrata una vista qualitativa del velivolo, con il disegno del piano orizzontale realizzato secondo stima preliminare appena effettuata.

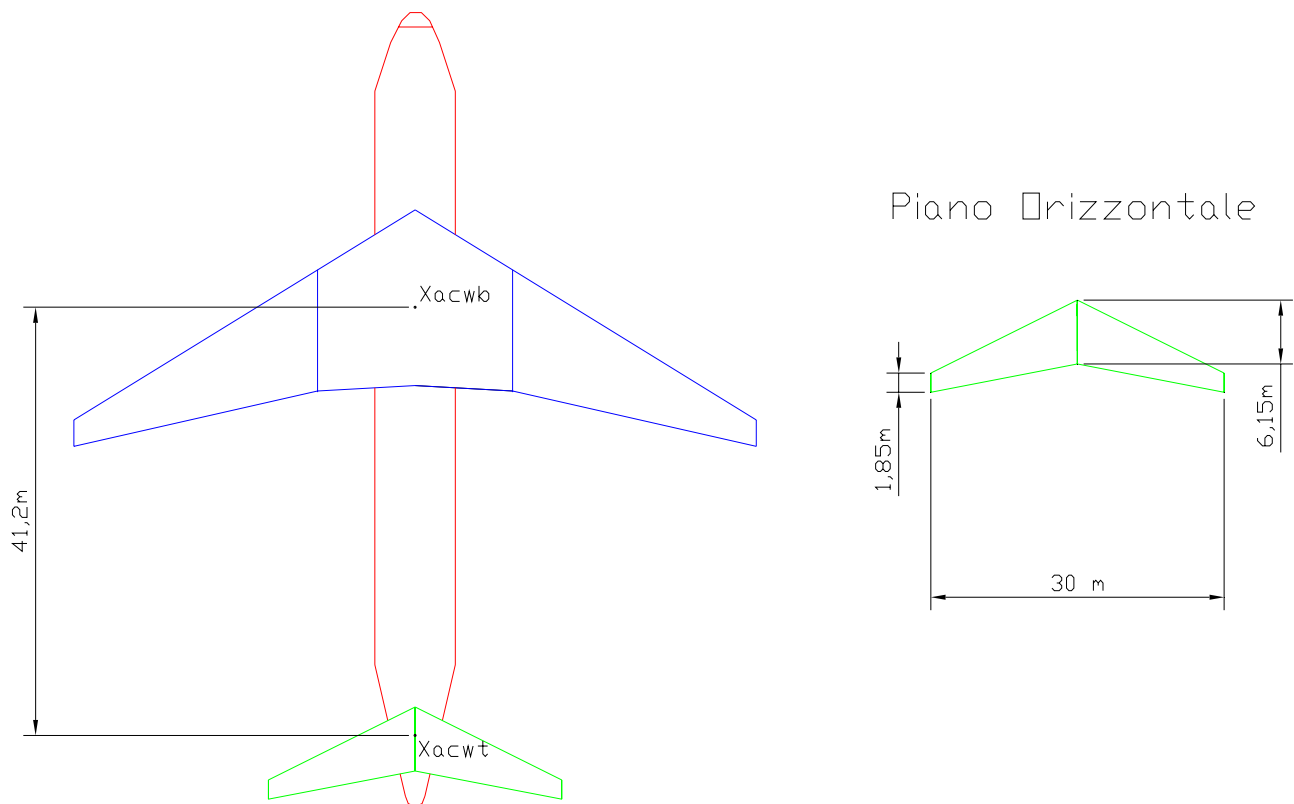


Figura 4. Disegno preliminare del piano orizzontale di coda