

11 DIMENSIONAMENTO DEL PIANO DI CODA ORIZZONTALE

Avendo già fatto un dimensionamento preliminare del piano di coda orizzontale, riportiamo i dati ottenuti da tale stima:

$$S_t = 2.7m^2$$

$$b_t = 3.72m \quad \text{profilo: NACA 0006}$$

$$AR_t = 5.15$$

Per effettuare il dimensionamento consideriamo due condizioni critiche:

1. minimo Margine di Stabilità a comandi liberi
2. equilibrio all'atterraggio

11.1 MINIMO MARGINE DI STABILITA' A COMANDI LIBERI

In tale condizione occorre considerare il baricentro nella posizione massima arretrata (30% della CMA). L'equazione che esprime la condizione di minimo margine di stabilità a comandi liberi è la seguente:

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{free} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \bar{V}_t' \leq -0.1 \quad (I)$$

Dove: $x_a = x_{CG} - x_{CA-VP} = 0.3 - .204 = 0.096$

Il gradiente della retta di portanza del piano di coda, a_t è dato dalla seguente formula

tratta dal Perkins :
$$a_t = \frac{a_o}{1 + 57.3 \frac{a_o}{\pi AR_t}}, \text{ in cui } a_o \text{ è il gradiente della retta di}$$

portanza del profilo scelto: $a_o = 0.108$.

Proseguendo nell'ordine, nell'equazione compare a , che è il gradiente della retta di portanza dell'ala, che vale: $a = 0.077$. Con $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ è espresso invece l'effetto del

downwash dell'ala, che è determinabile con la procedura proposta a pag. 487 del McCormick.

Calcolo dell'angolo di downwash

Cominciamo con il determinare la distanza l_{AC} , tra il centro aerodinamico dell'ala e quello del piano orizzontale. Tale distanza è immediatamente ricavabile dalla conoscenza della distanza del baricentro del velivolo parziale dal fuoco del piano di coda orizzontale ($x_h = 4.67m$), nota dal dimensionamento preliminare dei piani di coda. Per cui essendo la distanza baricentro-fuoco ala pari a 8cm avremo: $l_{AC} = 4.74m$.

Passiamo al fattore correttivo : $b' = \frac{\pi}{4}b = 7.57m$, dal quale otteniamo il rapporto

$\frac{l_{AC}}{b'} = 0.63$ e fissando $h_t = 0$, dove h_t è la distanza verticale tra il baricentro del velivolo parziale e fuoco del piano di coda orizzontale. Dal grafico 8.6.a otteniamo un valore : $AR \frac{\varepsilon_\alpha}{a} = 0.58$, da cui ricaviamo infine:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.35$$

Calcolo di τ

Per determinare τ , fissiamo il rapporto tra la superficie dell'equilibratore su quella totale dl piano: $\frac{S_e}{S_t} = 0.3$, e dal rispettivo grafico otteniamo: $\tau = 0.5$

Determinazione di $C_{h\alpha}$ e di $C_{h\delta}$

Cominciamo dal calcolo dei valori bidimensionali, indicati in minuscolo. Fissiamo il rapporto tra la corda del piano mobile rispetto a quella fissa: $\frac{c_f}{c} = 0.3$, con cui entrando nel grafico 6.7 del Perkins, ricaviamo:

$$c_{h\alpha} = -0.0075 \quad c_{h\delta} = -0.0135$$

Passiamo poi alla correzione 3D :

$$C_{h\alpha} = c_{h\alpha} \frac{a_t}{a_o} = -0.0045$$

$$C_{h\delta} = c_{h\delta} + \tau(C_{h\alpha} - c_{h\alpha}) = -0.012$$

e l'efficienza dell'equilibratore vale: $\tau = 0.5$

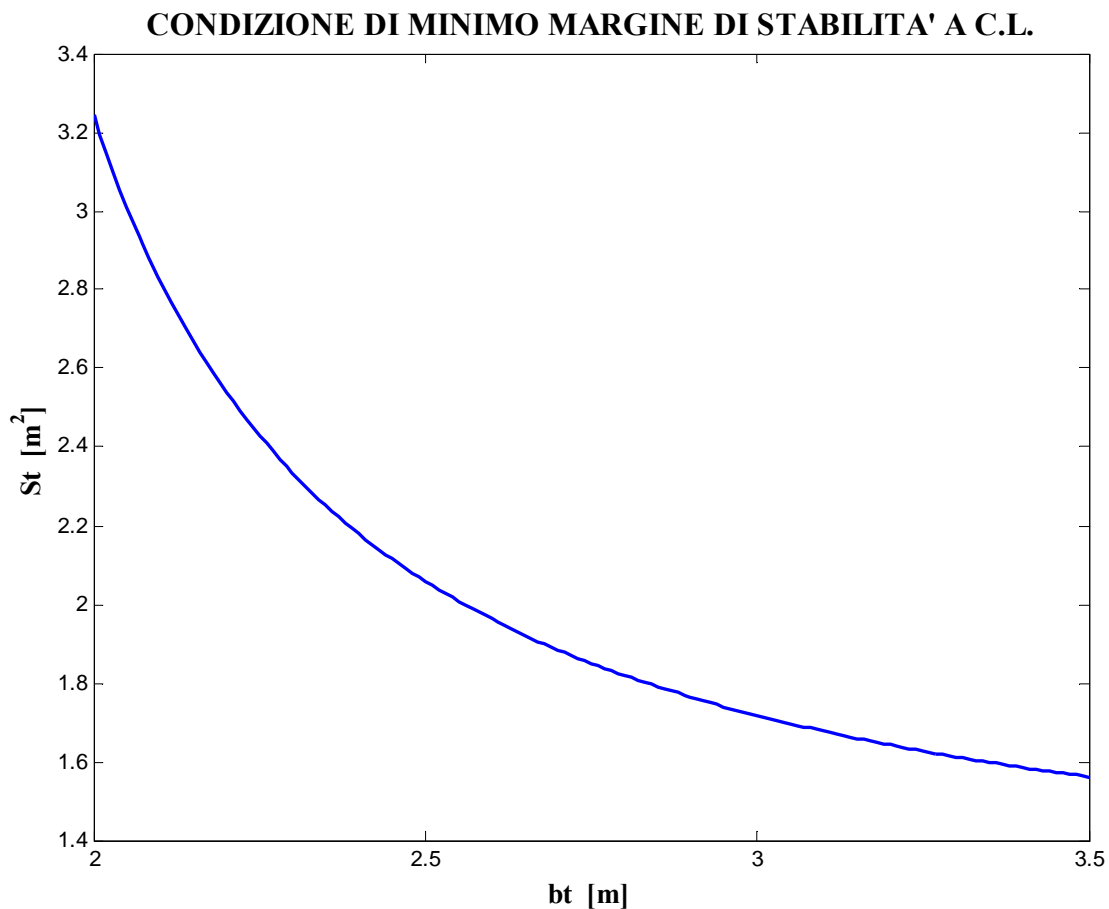
Determinazione della frazione volumetrica

Ci interessa esprimere tale frazione in funzione di S_t : $\overline{V_t} = \frac{S_t \cdot l_{AC}}{S \cdot CMA} = 0.27 S_t$

Condizione di minimo margine di stabilità a c.l.

Sostituendo tutti i valori ottenuti nell'equazione (I) si ottiene un'equazione che ha come incognita proprio S_t e b_t :

$$S_t \geq \frac{0.286b_t^2}{0.237b_t^2 - 0.574}$$



Ovviamente l'area utile è quella superiore alla curva.

11.2 CONDIZIONE DI EQUILIBRIO ALL'ATTERRAGGIO

In condizioni di atterraggio occorre considerare:

- Effetto suolo
- Flap con deflessione massima
- Baricentro massimo avanzato(18%CMA)

L'equazione che adotteremo è la seguente:

$$C_m = C_{m_{AC-VP}} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \overline{V_t'} \right] C_{La} - a_t \overline{V_t'} K (i_{to} + \tau \delta_e - \alpha_{ow}) = 0 \quad (II)$$

con: $x_a = .18 - .204 = -0.024$ sempre in % della CMA.

Determinazione della variazione del $C_{m_{AC-VP}}$ dovuta alla deflessione del flap

$$C_{m_{AC-VP}} = C_{m_{AC-VP}(\delta_f=0)} + \Delta C_{m_{AC-VP}\delta_f}$$

Con un $\delta_f = -40^\circ$ otteniamo dal grafico 2.64 del Perkins, un $\Delta C_{m_{AC-VP}\delta_f} = -0.0822$, relativo allo spessore percentuale del nostro piano e ad un flap di tipo "plain". Otteniamo quindi:

$$C_{m_{AC-VP}} = -0.13$$

Correzione dei gradienti delle rette di portanza per l'effetto suolo

Sia a_t , che a , vanno corrette di un fattore 1.02, per tener conto dell'effetto suolo; tale fattore correttivo ci è dato dal grafico 5.39 del Perkins.

Determinazione del downwash in condizioni di atterraggio

Seguiamo di nuovo la procedura consigliata dal McCormick, ma tenendo conto questa volta della vicinanza al suolo del nostro velivolo. Si modifica in sostanza l'espressione di l_{AC} :

$$l_{AC} = b + h_t = 10.12m \quad \frac{l_{AC}}{b} = 1.34$$

Dal grafico 8.6.a otteniamo $AR \frac{\varepsilon_\alpha}{a} = 0.525 \Rightarrow \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.308$.

Determinazione del coefficiente di portanza all'atterraggio

Usando le formule e i grafici da 3.32 a 3.34 del McCormick, l'incremento di portanza in configurazione di atterraggio è espresso da:

$$\Delta C_L = C_{L\alpha} \tau \eta \delta_{f \max}$$

Dove τ e η sono due fattori correttivi che si ricavano per via grafica una volta fissati, rispettivamente, i rapporti $\frac{S_e}{S_i} = 0.3$ e $\frac{c_f}{c} = 0.3$. In tali condizioni si ha:

$$\tau = 0.65 \qquad \eta = 0.45$$

Per cui avendo $\delta_f = -40^\circ$ e $C_{L\alpha} = 0.077$ avremo:

$$\Delta C_L = 1.252$$

Dal grafico 3.34 si ricava il rapporto $\frac{\Delta C_{L\max}}{\Delta C_L} = 0.65$, e da cui $\Delta C_{L\max} = 0.585$. Infine con una semplice composizione del massimo C_L della retta di portanza dell'ala 3D e questo incremento si ha un $C_{L\max\text{landing}} = 1.512 + 0.585 = 2.1$.

Scegliamo poi un coefficiente di portanza all'atterraggio pari al 90% di tale $C_{L\max\text{landing}}$:

$$C_{La} = 1.93$$

A questo punto è facile ricavare la variazione dell'angolo di portanza nulla:

$$\Delta \alpha_{oL} = \frac{\Delta C_L}{C_{La}} = 11.69^\circ$$

Determinazione dell'angolo di calettamento del piano di coda orizzontale

Imponiamo la condizione :

$$\delta_{e\text{-cruise}} = \frac{\alpha_{oW} - i_{To}}{\tau} - \frac{C_{mAC\text{-VP}}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mC_L}}{C_{m\delta}} C_{L\text{cruise}} = 0$$

Cominciamo dal C_{mC_L} ; per $\frac{c_f}{c} = 0.3$ dal grafico 3.31 del McCormick si ha un

$$C_{mC_L} = -0.155.$$

Il $C_{m\delta} = \Delta C_{m_{AC}} / \delta_f = -0.0044$, e dato dalla figura 5.40 del Perkins.

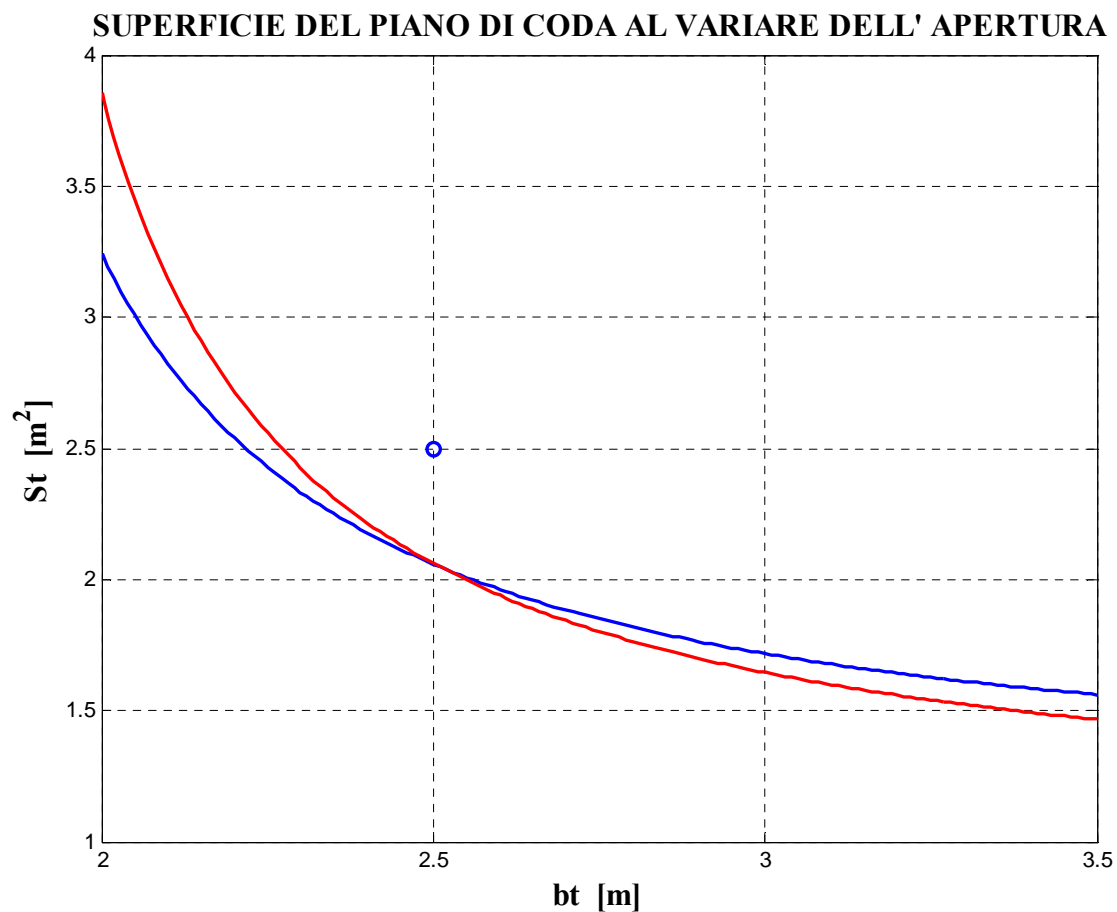
Sostituendo tutto nella formula sopra scritta otteniamo:

$$i_{To} = 0.04^\circ$$

Condizione di equilibrio all'atterraggio

Tornando all'equazione (II) e sostituendovi al suo interno i valori delle grandezze fin qui determinate otteniamo una nuova funzione nelle variabili S_t e b_t :

$$S_t = \frac{0.263b_t^2}{0.233b_t^2 - 0.66}$$

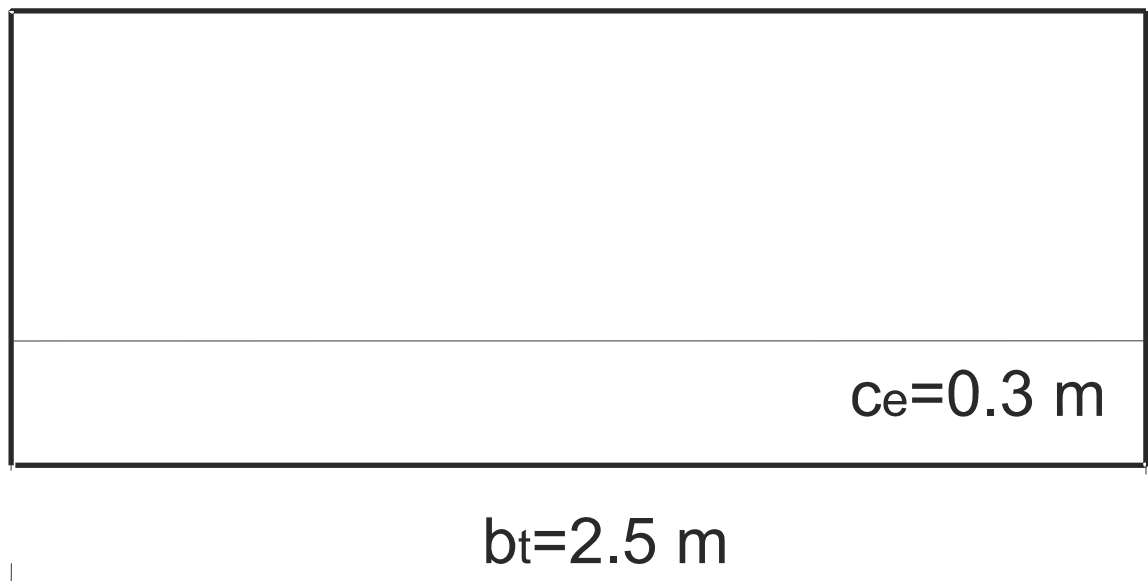


In definitiva :

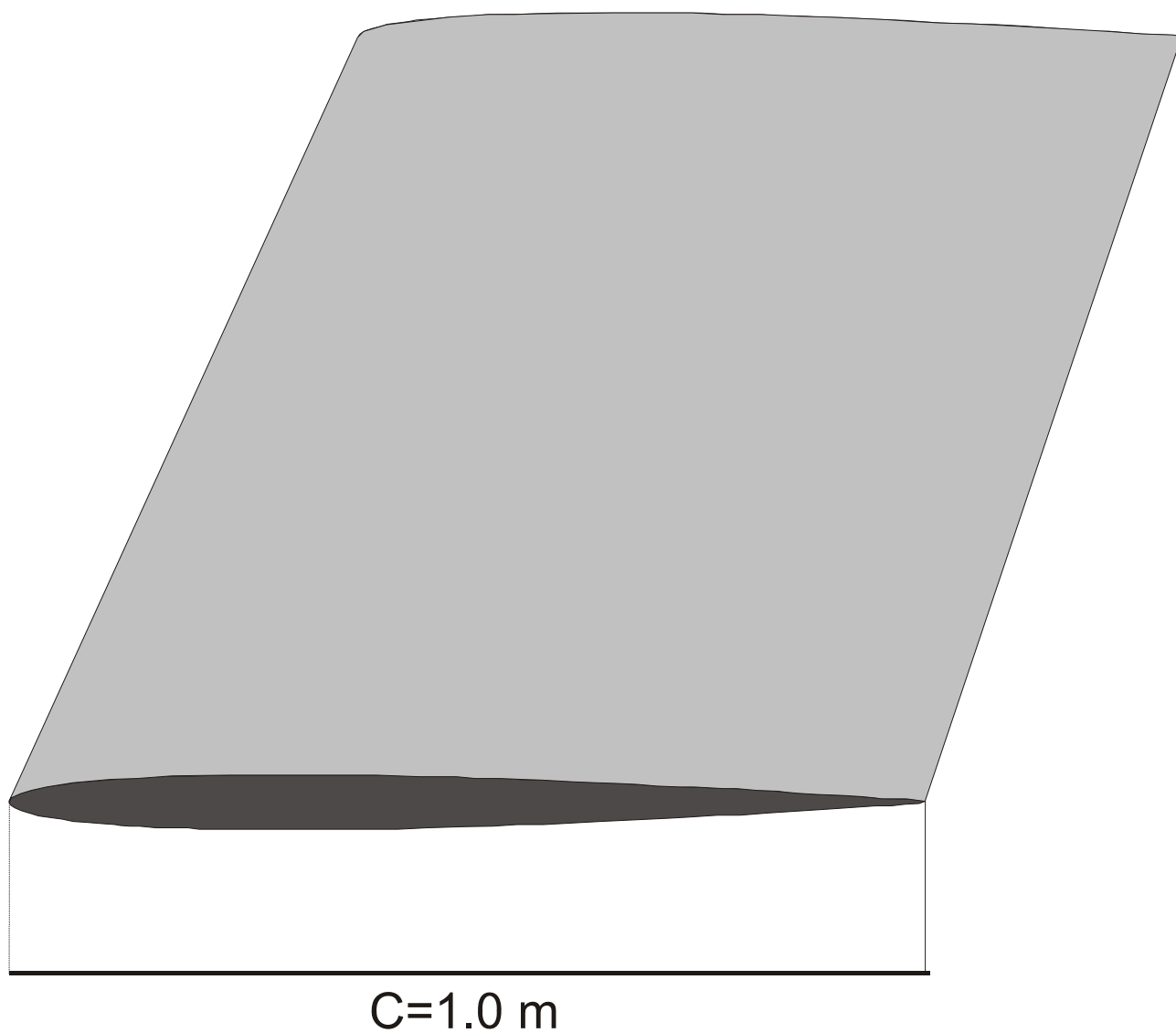
$$\left[\begin{array}{l} S_t = 2.5m^2 \\ b_t = 2.5m \\ AR = 2.15 \\ c_r = c_t = 1m \end{array} \right.$$

11.3 DISEGNO DEL PIANO DI CODA ORIZZONTALE

PIANTA



VISTA PROSPETTICA



VISTA PROSPETTICA CON MOVIMENTO DELL'EQUILIBRATORE

