STABILITA' LONGITUDINALE

DIMENSIONAMENTO PIANO DI CODA ORIZZONTALE

Il dimensionamento del piano di coda orizzontale consiste nel ricercare la coppia di valori geometrici b_t apertura, S_t superficie che soddisfa le due condizioni critiche :

1) Minimo margine di stabilità , posizione del baricentro $X_{C.G} = 0.30$ massimo arretrato.
2) Equilibrio all'atterraggio , posizione del baricentro $X_{C.G.} = 0.18$ massimo avanzato.

La prima è critica nei confronti della stabilità , mentre la seconda è critica nei confronti dell'equilibrio, cioè bisogna verificare che nella configurazione di atterraggio si riesca con la deflessione massima del piano a raggiungere l'equilibrio allo stallo.

<u>Condizione 1) Condizione critica per la stabilità</u>

Si considera l'espressione dell'indice di stabilità a comandi liberi che è quella più gravosa per la

stabilità : $\dfrac{\partial C_m}{\partial C_{L_{CL}}} = X_a - \dfrac{a_t}{a}\left(1 - \dfrac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1 - \tau \dfrac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)\overline{V}_t$, si impone $\dfrac{\partial C_m}{\partial C_{L_{CL}}} \le -0.05$ ossia un margine di stabilità del 5% .

<u>Calcoliamo i vari parametri da inserire nella espressione dell'indice di stabilità</u> :

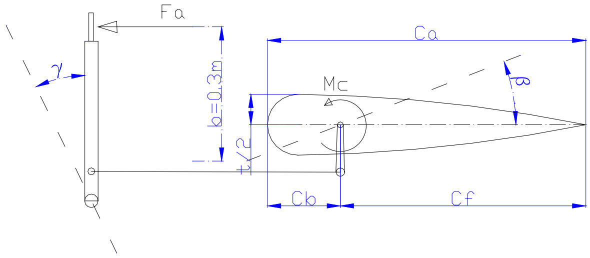
$$X_a = X_{C.G.} - X_{CA_{VP}} = 0.30 - 0.175 = 0.125$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.4 \quad \text{Valore critico di downwash} \rightarrow \quad \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 0.6$$

$\overline{V}_t = \dfrac{S_t l}{S_w c} = 0.137 S_T$ con $S_w = 27m^2$, $c = 1.83m$, $l = 6.76m$ distanza tra i fuochi tra i due piani.

Scelto un rapporto tra le superfici $\dfrac{S_{equilib}}{S_{tail}} = 0.4 \quad \rightarrow \quad \tau = 0.6$ efficacia dell'equilibratore

Con la stessa procedura fatta per gli alettoni , calcoliamo i coefficienti di cerniera.



Scegliamo un rapporto corde $\frac{c_t}{c}=0.4$, $\frac{c_b}{c_f}=0.30 \rightarrow \begin{Bmatrix} C_{h\alpha}=-0.183 \\ C_{h\delta}=-0.244 \end{Bmatrix}$, quindi $\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}=0.75$ e $\left(1-\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)=0.55$ si è scelto un profilo naca 0012 . l'asse di cerniera è al 20% della corda dell'equilibratore. I valori dei coefficienti sono ricavati dal McCornick.

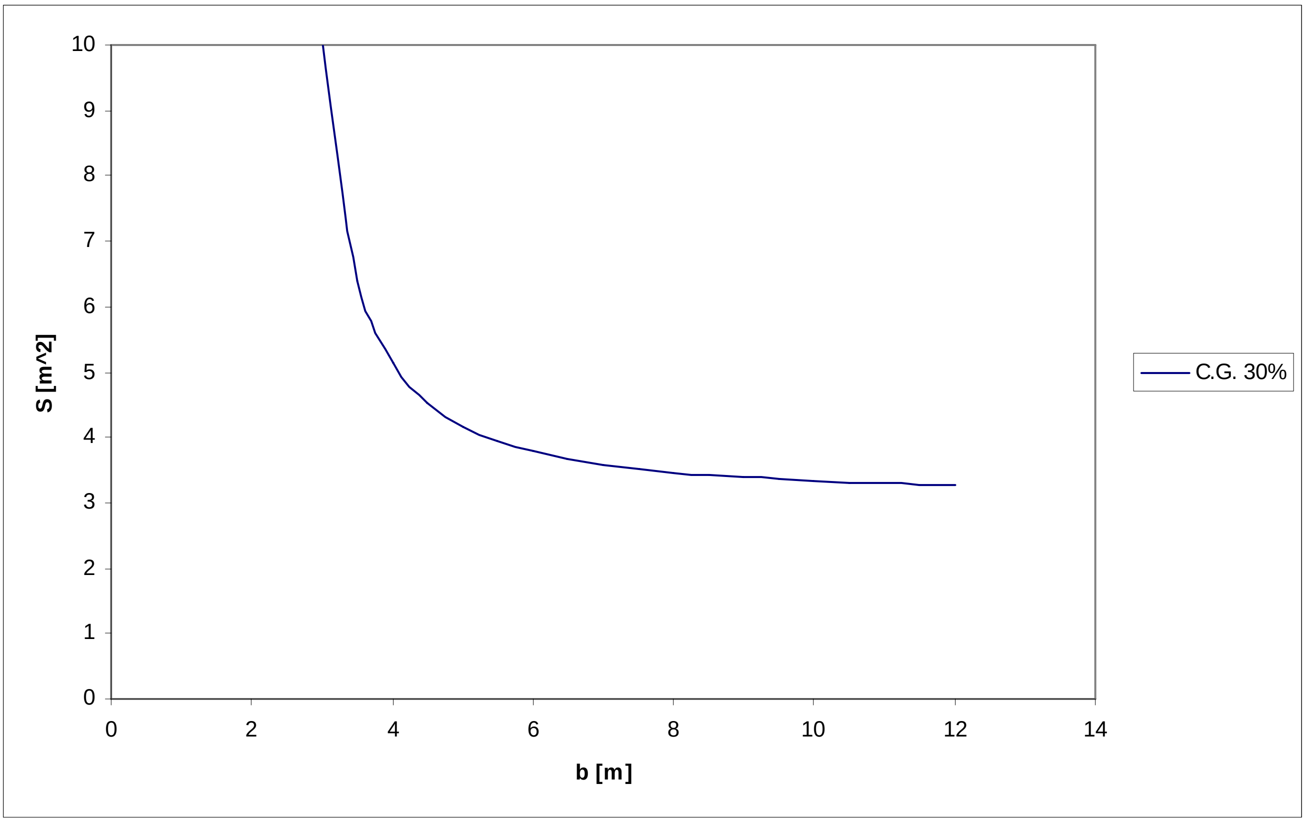
Inoltre $a_t=\frac{a_0}{1+\frac{57.3a_0}{\pi\frac{b_t^2}{S_t}}}=\frac{0.35b_t^2}{\pi b_t^2+6.3S_t}$ è pendenza retta di portanza del piano di coda , con $a_0=0.11°$ pendenza della lastra piana.

Sostituendo tutti questi dati nella espressione dell'indice di stabilità otteniamo la prima curva limitativa $f(b_t,S_t)$. Andando a sviluppare i conti, deve essere:

$$X_a-\frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1-\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)\bar{V}_t=-0.05 \quad\rightarrow\quad 0.125-\frac{3.89b_t^2}{\pi b_t^2+6.3S_t}\cdot 0.6\cdot 0.55\cdot 0.137S_t=-0.05$$

da cui si ottiene:

$$\boxed{S_t=\frac{0.55b_t^2}{0.176b_t^2-1.1}}$$



CONDIZIONE 2) Condizione critica per il controllo longitudinale

Per la condizione di equilibrio si usa l'espressione del coefficiente di momento e lo si impone nullo.

$$C_m = C_{mAC_{VP}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t \right] C_{Le} - a_t \bar{V}_t K \left[i_{T0} + \tau\delta_e - \alpha_{0W} \right]$$

Bisogna considerare due condizioni all'atterraggio :

1) effetto suolo
2) Flap deflessi , nel nostro caso $\delta_F = 45°$

Per l'effetto suolo il downwash si riduce del 10% , quindi $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.563$, $\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 0.437$

Inoltre $\frac{a_t}{a}$ va scalato per 1.03 , indice ricavato dal Perkins con AR=8 e $\frac{d_g}{b/2} = 1$ con d_g distanza dal suolo .

$X_a = X_{C.G.} - X_{CA_{VP}} = 0.18 - 0.175 = 0.005$

Per effetto dei flap deflessi avremo un nuovo angolo di portanza nullo $\alpha_{0W} = -15.15°$

$C_{mCA_{VP}} = C_{mCA_{VP\delta=0}} + \Delta C_{mCA_{VP\delta=45°}} = -0.111 - 0.39 = -0.50$, dove $\Delta C_{mCA_{VP\delta=45°}}$ è ricavato dal Perkins

$C_{Le} = 0.3$ in crociera

K = 0.9 valore sperimentale

$\delta_e = \delta_{e\max} = -25°$ a cabrare

Per quanto riguarda il calettamento i_{T0} , esso si ricava dal δ_e di equilibrio in crociera , imponendo cioè che esso sia nullo in quanto vogliamo che in crociera ci sia la minore resistenza parassita.

Quindi imponendo $\delta_{ee_{Cr}} = \frac{\alpha_{0w} - i_{T0}}{\tau} - \frac{C_{mCA_{VP}}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL_B}}{C_{m\delta}} C_{Le} = 0$

Tenendo conto che $C_{mCL_B} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\bar{V}_t = -0.11$ e $C_{m\delta} = -a_t V_t K\tau = -0.030$

Si suppone che l' angolo di portanza nulla dell' ala con flap deflessi di 45° sia :

$$\alpha_{0w} = -2.15° - 4° = -6.15°$$

Imponendo dalla condizione 1) $b_t = 5.0m$, $S_t = 4.5m^2$ $\rightarrow$ $V_t = 0.62$

Si ottiene che $i_{T0} = -1.76°$ calettamento del piano di coda per la crociera

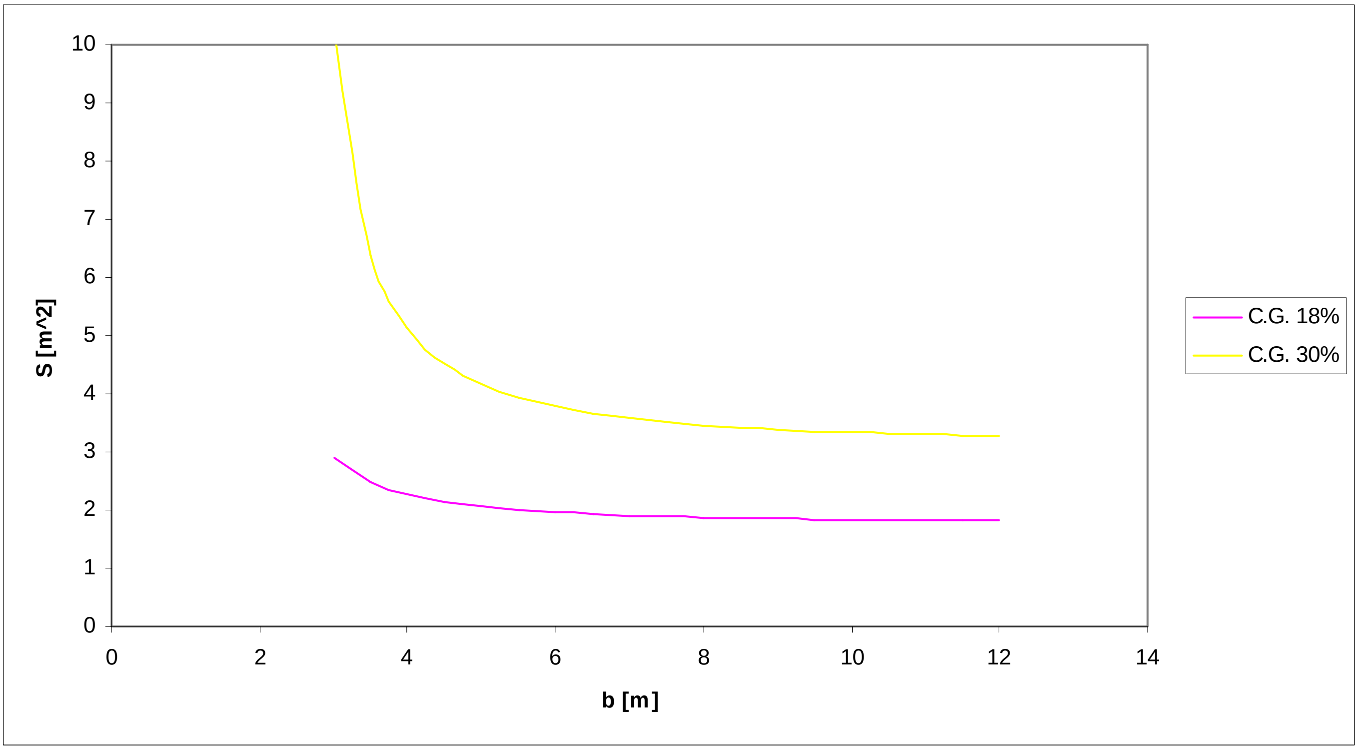
A questo punto abbiamo tutti i parametri da inserire nella espressione del momento , in cui sviluppando tutti i passaggi otteniamo una seconda curva limitativa relativa alla condizione critiche all'atterraggio.

$$-0.5+\left[0.005-\frac{3.89b_t^2}{\pi b_t^2+6.3S_t}\cdot 0.6\cdot 0.137S_t\right]\cdot 0.3-\frac{0.35b_t^2}{\pi b_t^2+6.3S_t}\cdot 0.137S_t\cdot 0.9\cdot\left[-1.75+0.6(-25)-6.15\right]=0$$

sviluppando ancora : $-0.5+0.0015-\dfrac{0.096b_t^2S_t}{\pi b_t^2+6.3S_t}+\dfrac{0.985b_t^2S_t}{\pi b_t^2+6.3S_t}=0 \rightarrow 0.5=\dfrac{0.889b_t^2S_t}{\pi b_t^2+6.3S_t}$ si ha:

$$\boxed{S_t=\frac{1.57b_t^2}{0.889b_t^2-3.15}}$$

Riportando sullo stesso grafico entrambe le curve , possiamo scegliere le dimensioni del piano di coda nella regione al di sopra di entrambe , per restare in sicurezza.



Come si può vedere i valori di apertura e superficie imposti per l'equilibrio in crociera sono abbastanza validi , per cui in definitiva si sceglie un piano orizzontale con queste dimensioni:

$$\boxed{\begin{aligned} b_t &= 5.0m \\ S_t &= 4.5m^2 \\ c_t &= 0.9m \end{aligned}}$$

VERIFICA DI STABILITA'

La verifica della stabilità consiste nel calcolare i margini statici a comandi bloccati e a comandi liberi, questo sia in condizioni di equilibrio che in manovra.

VOLO EQUILIBRATO

Margine a comando bloccato :

$$X_{C.G} = 0.18 \qquad \rightarrow \qquad \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\right)_{BL} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\overline{V}_t = -0.33$$

$$X_{C.G} = 0.30 \qquad \rightarrow \qquad \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\right)_{BL} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\overline{V}_t = -0.21$$

Punto neutro a comandi bloccati

$\boxed{N_0 = 0.51}$ CMA

Margine a comando libero :

$$X_{C.G} = 0.18 \qquad \rightarrow \qquad \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\right)_{FREE} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1 - \tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)\overline{V}_t = -0.18$$

$$X_{C.G} = 0.30 \qquad \rightarrow \qquad \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\right)_{FREE} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1 - \tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)\overline{V}_t = -0.06$$

Punto neutro a comandi liberi

$\boxed{N'_0 = 0.36}$ CMA

VOLO MANOVRATO

$$N_m = N_0 - \frac{63 g l_t C_{m\delta}\rho}{2\frac{W}{S}\tau} = 0.51 + 0.049 = 0.56 \qquad \boxed{N_m = 0.56}$$

$$N'_m = N'_0 - 57.3\frac{C_{m\delta}}{C_{h\delta}}\frac{S}{W}\left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h\alpha} - 1.1\frac{C_{h\delta}}{\tau}\right)\right] = 0.36 + 0.045 = 0.4 \qquad \boxed{N'_m = 0.40}$$

SFORZI DI BARRA - TAB

Per il calcolo degli sforzi di barra seguiamo le leggi del Perkins .

Per lo stabilizzatore - equilibratore $F_S = G S_e c_e \left(\frac{W}{S}\right)\frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}}\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Free}\left[1-\left(\frac{V}{V_{TRIM}}\right)^2\right]$ dove

$C_{m\delta} = -a_t V_t K \tau = -0.030$,

G = 0.3 rapporto di trasmissione

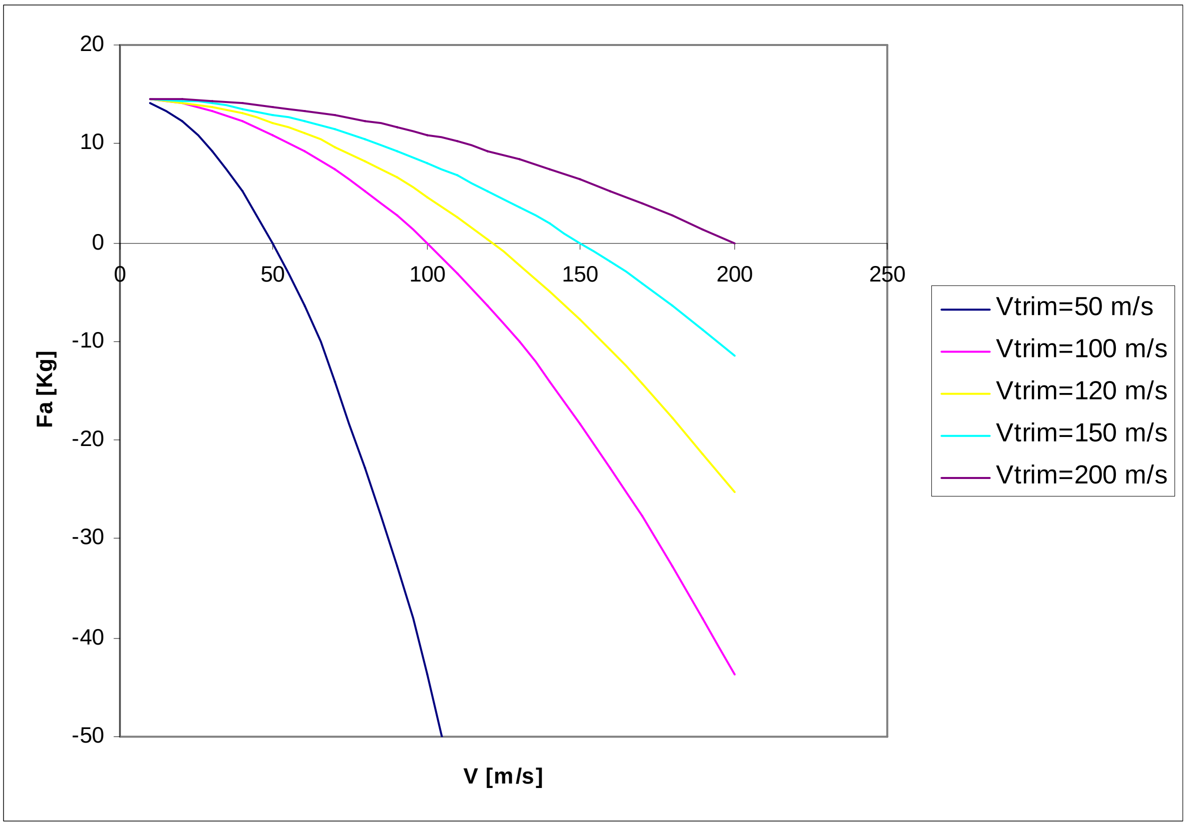
$\frac{S_e}{S_t} = 0.4$, $S_e = 0.4 \cdot 4.5 = 1.8 m^2$

$\frac{c_e}{c_{tail}} = 0.4$, $c_e = 0.4 \cdot 0.9 = 0.36 m$ $\tau = 0.6$

$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Free} = X_a - \frac{a_t}{a}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\left(1-\tau\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right)\overline{V}_t = -0.06$ Si ha infine:

$$F_S = 14.7 \cdot \left[1-\left(\frac{V}{V_{TR}}\right)^2\right]$$

Diagrammiamo lo sforzo richiesto sulla barra in funzione della velocità e quindi dell'assetto al variare della velocità di trimmaggio . In crociera $V = 120\frac{m}{s}$ circa .



Per il progetto del tab dobbiamo determinare la deflessione del tab necessaria affinché si abbia lo sforzo nullo sulla barra alla velocità di crociera di $120\frac{m}{s}$ circa , che rappresenta quindi la velocità di trimmaggio.

Occorre stabilire la superficie occupata dal tab rispetto a quella dell'equilibratore.

Scegliamo $\frac{b_{tab}}{b_e} = 0.25$ da cui $b_{tab} = 0.25 \cdot 5 = 1.25m$

Inoltre essendo $c_e = 0.36m$ e scegliendo $\frac{c_{tab}}{c_e} = 0.20 \rightarrow$ $c_{tab} = 0.072m$
La superficie del tab sarà : $S_{TAB} = 0.09m^2$

Dal McCormick si ricava che $\frac{b_3}{k} = 0.7$ da cui $C_{h_{\delta t}} = -0.157$ valore già scalato per l'apertura

quindi la deflessione del tab sarà :

$$\delta_t = -\frac{2 \cdot GS_e c_e}{\rho V_{Trim}^2 S_t c_t C_{h\delta t}}$$

Sostituendo i valori si ottiene la legge al variare della velocità di trimmaggio :

$$\delta_t = \frac{47445}{V_{Trim}^2}$$

In particolare alla velocità di crociera $120\frac{m}{s}$ sarà necessario per un volo trimmato $\delta_t = 3.3°$

Per le altre velocità avremo :g

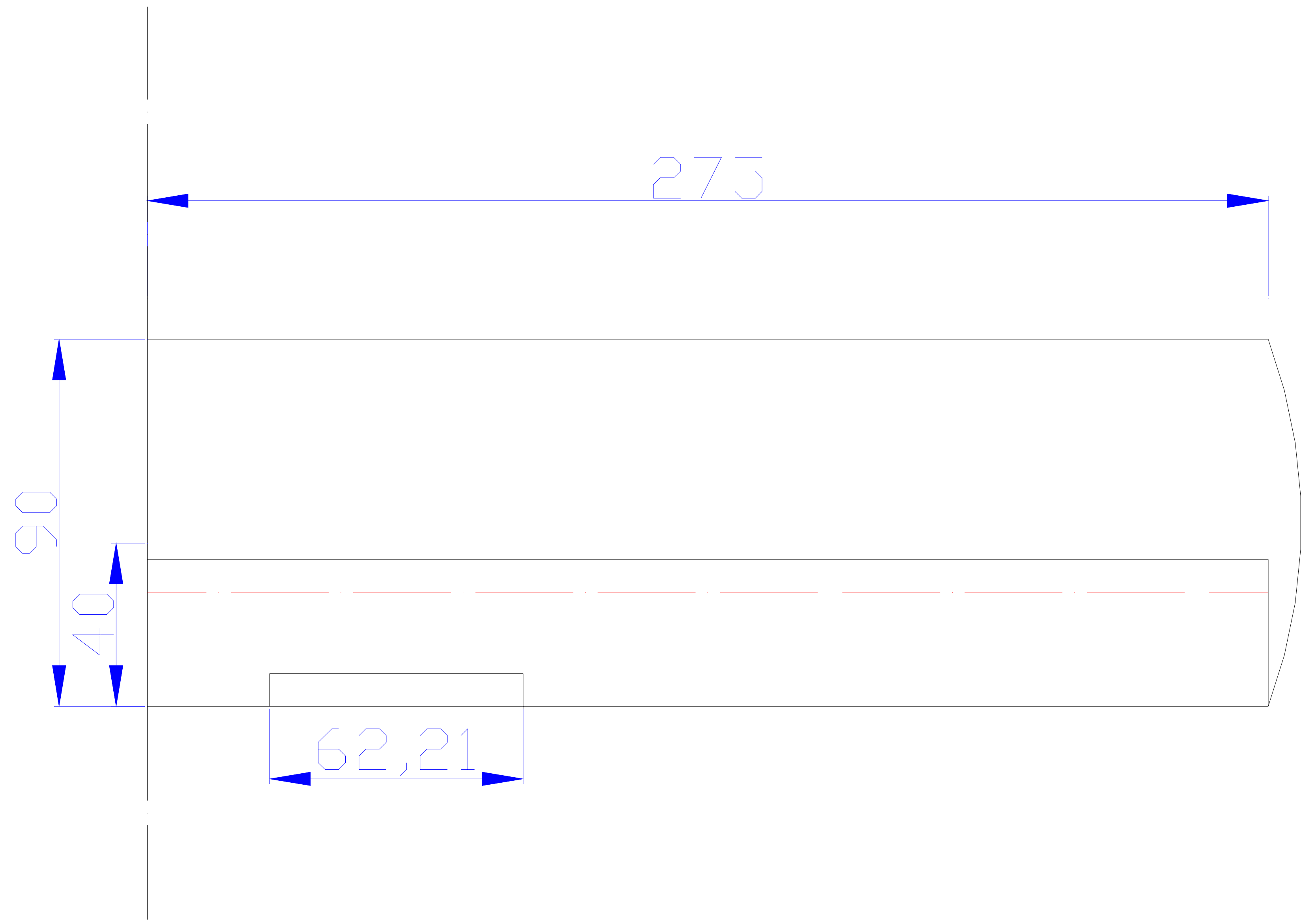
$$50\frac{m}{s} \rightarrow \delta_t = 18°$$

$$100\frac{m}{s} \rightarrow \delta_t = 4.74°$$

$$150\frac{m}{s} \rightarrow \delta_t = 2.11°$$

$$200\frac{m}{s} \rightarrow \delta_t = 1.18°$$

Riportiamo il disegno del piano di coda : (le misure sono in cm)



275
90
40
62,21