

DETERMINAZIONE DEL BARICENTRO DEL VELIVOLO

Noto il peso a vuoto del velivolo (EW) supponiamo che questo sia ripartito sulle componenti ala e fusoliera in proporzione alle rispettive aree totali. Questo perché si ritiene che tale massa a vuoto sia unicamente di carattere strutturale e avionico. In particolare, inizialmente è stata tolta la massa dei propulsori dal conteggio del peso a vuoto, per poi aggiungerla ancora al peso della sola ala.

La ripartizione fatta vede i pesi assegnati secondo quanto riportato in Tab. .1

	fusoliera	ala
Superficie bagnata	1100 m ²	1099.4 m ²
peso	82146 Kg	97943 Kg

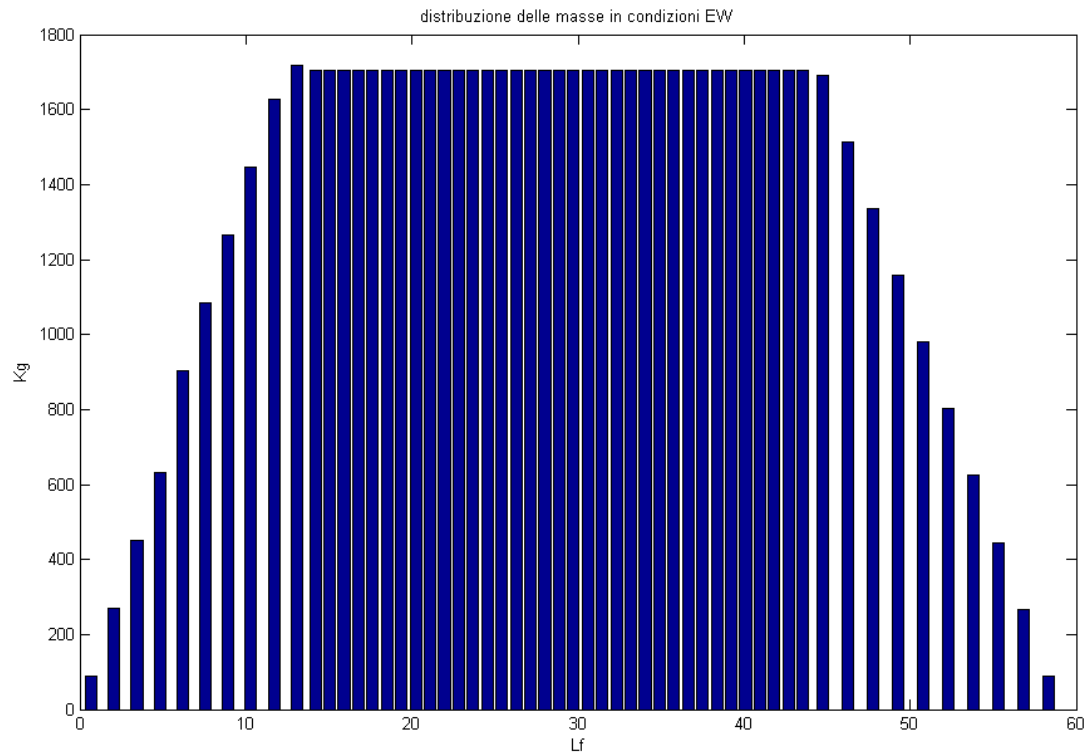
Tab .1

Fatto questo, si passa alla discretizzazione dei componenti in esame ed alla determinazione della rispettiva posizione del baricentro

- Fusoliera

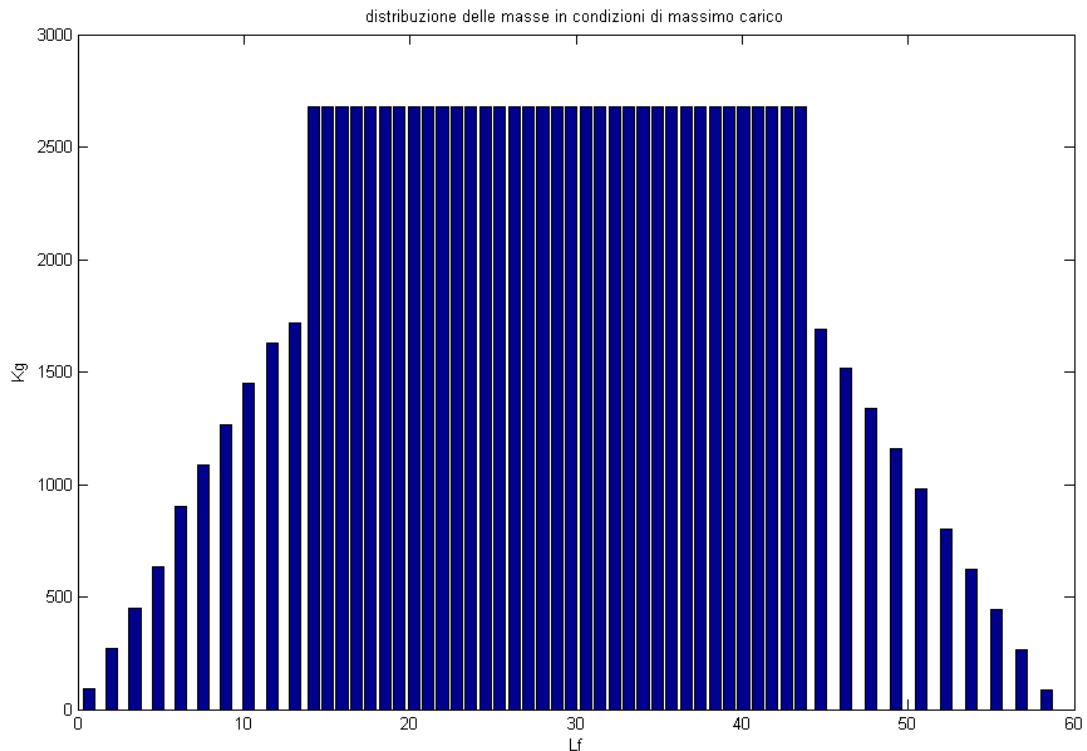
Abbiamo suddiviso la fusoliera in tre tronchi essenziali: frontale, cabina e caudale; anche in questo caso è stata effettuata la ripartizione della massa a vuoto della fusoliera in funzione dell'area di ogni singola parte, avendo preventivamente assegnato una forma geometrica solida ad ogni tronco (paraboloide di rotazione al frontale, cilindro alla cabina e cono al tronco caudale). Si è passati dunque al sezionamento di ogni singolo tronco, assegnando ad ogni sezione una massa secondo i criteri visti sopra. Avendo considerato un numero di sezioni pari a dieci per la parte frontale e caudale e trentacinque per la cabina, determinando poi la distanza di ogni singolo tronco dal muso del velivolo, è stato possibile determinare il baricentro a vuoto della fusoliera, espresso come distanza dal muso

$$Xcg_{EW} = \frac{\sum X_i m_i}{m_{tot}} = 27.6354m$$



Analogamente, aggiungendo ai tronchi di cabina la massa di dieci passeggeri completi di bagaglio ed alle sezioni più arretrate del tronco frontale la massa del personale di volo, possiamo ottenere il baricentro della fusoliera a pieno carico, che coinciderà col baricentro del velivolo

$$Xcg_{FP} = \frac{\sum X_i m_i}{m_{tot}} = 27.9927m$$



- Ala

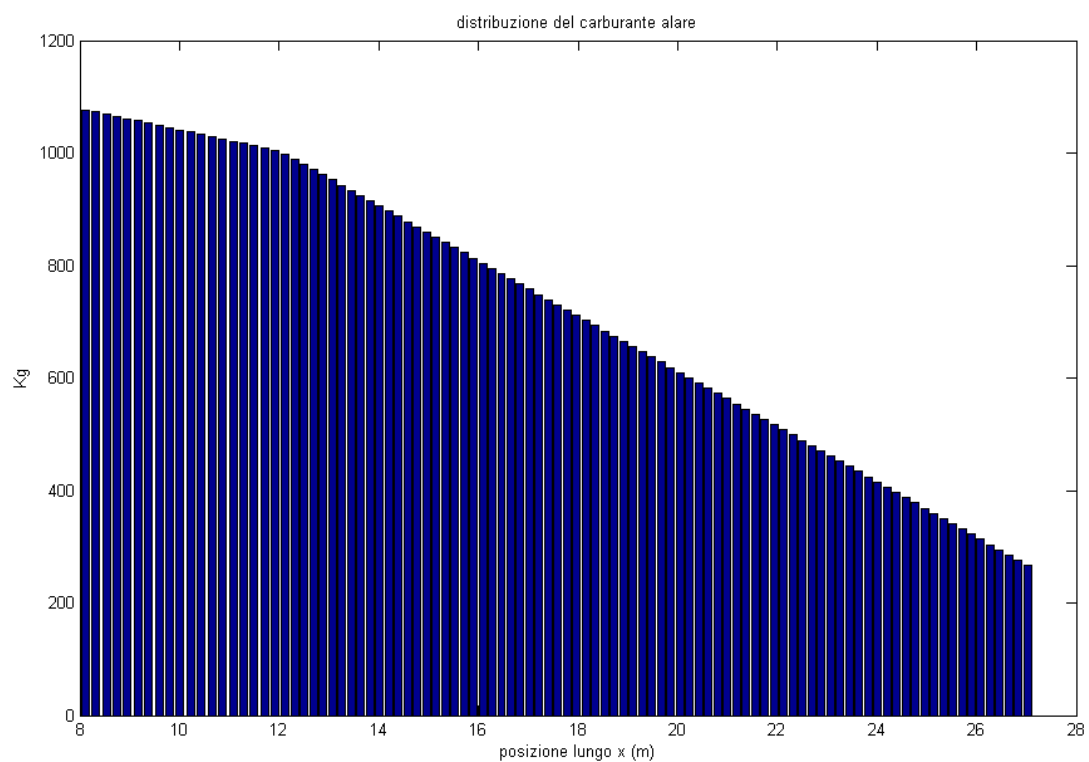
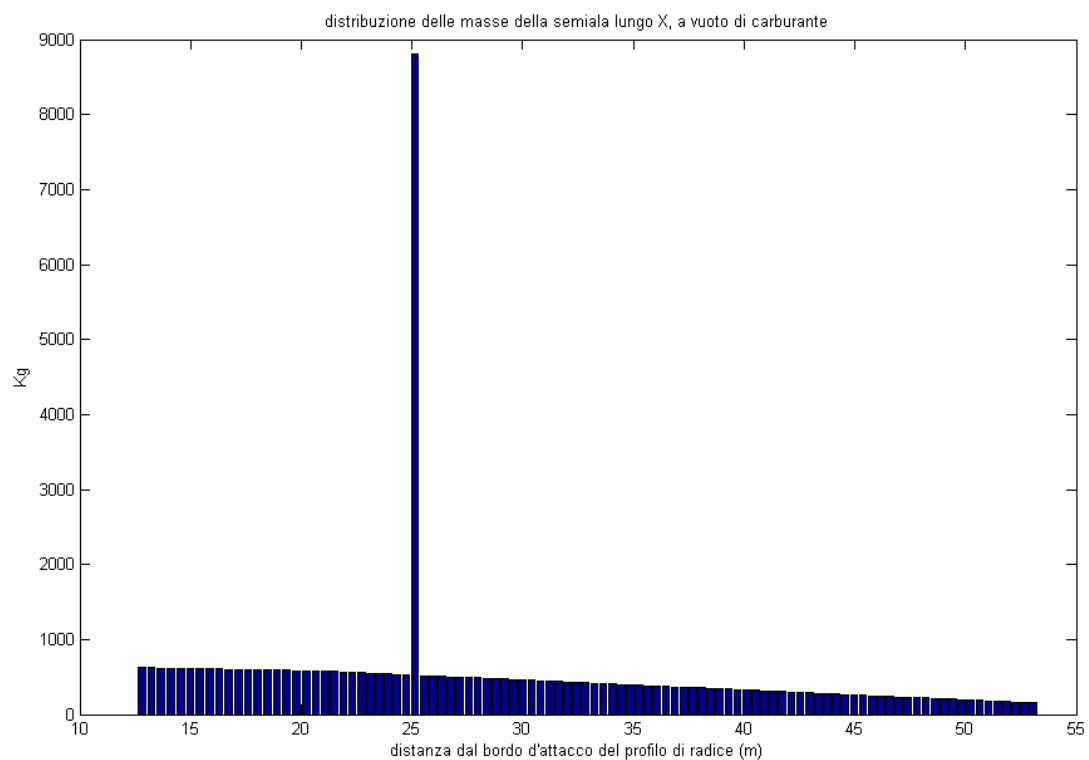
Per la determinazione del baricentro a vuoto dell'ala seguiamo un procedimento analogo, dividendo la forma in pianta in sezioni adiacenti, approssimabili a trapezi, ai quali associamo una massa pesata in funzione della frazione di ala del tronco, rapportata all'area in pianta.

Tale baricentro si determina come distanza dal bordo d'attacco del profilo di radice e vale 14.3046 m. Il picco nel seguente grafico è legato alla presenza del propulsore;

Assunto poi che tutto il carburante (MIFW) sia conservato nei serbatoi alari, per ipotesi situati, nella forma in pianta, tra le linee passanti per $\frac{1}{2}$ e per $\frac{3}{4}$ della corda, determiniamo la posizione del baricentro del combustibile (15,8238 m dal bordo d'attacco del profilo di radice). Facendo poi la media pesata tra la posizione dei baricentri dell'ala a vuoto e del solo carburante, otteniamo il baricentro dell'ala a pieno carico

$$Xcg_{wfull} = 15.2006m$$

Tale baricentro coincide con quello della fusoliera.



Posta quest'ultima condizione, il bordo d'attacco del profilo di radice dell'ala si verrà a trovare, rispetto al muso, ad una distanza pari a 12.7922 m , ed il centro aerodinamico dell'ala ad una distanza pari a 24.34421m dal muso, entrambi lungo il riferimento di fusoliera.

Analogamente posso stimare la posizione del baricentro in condizioni di assenza di carburante (atterraggio). In questo caso, il baricentro si trova a 27,5845m dal muso.

DETERMINAZIONE DEL CENTRO AERODINAMICO DEL VELIVOLO TOTALE

Note, dal titolo precedente, le caratteristiche della fusoliera discretizzata, è possibile determinarne il $C_{M\alpha}$ ed il C_{M0} rispettivamente dalle formule

$$C_{M\alpha} = \frac{1}{36,5 \cdot S_w \cdot CMA} \left\{ \int_0^{lf1} W_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 + \int_0^{lf2} W_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 \right\}$$

$$C_{M0} = \frac{k_2 - k_1}{36,5 \cdot S_w \cdot CMA} \sum_0^l W_F [(\alpha_0)_{WING} + (i_{cl})_F] \Delta x$$

con $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ coefficienti di downwash valutati ed elaborati con opportune tabelle

W_F larghezza delle sezioni considerate

k_2-k_1 valutato in funzione della snellezza della fusoliera

α_{0Wing} e i_{cl} angolo di portanza nulla dell'ala rispetto ad un riferimento di fusoliera ed angolo di calettamento rispetto ad un riferimento di fusoliera.

Applicando tali formule anche alle gondole motore otteniamo

	C_{M0}	$C_{M\alpha}$
Fusoliera	-0.3059	0.0125
Gondola motore	-0.0050	0.0011

Noti i $C_{M\alpha}$, applicando la relazione

$$\Delta X_{ACvp} = -\frac{C_{M\alpha fus}}{C_{L\alpha W}}$$

otteniamo che il centro aerodinamico del velivolo parziale si trova a 23.56428m lungo l'ascissa di fusoliera.

DETERMINAZIONE DEL DOWNWASH

Utilizziamo a questo scopo il software DOWNW, nel quale consideriamo i seguenti input

0 iw [deg] (calettamento del piano di coda orizzontale)

12.98 cw [m] (corda alare di radice)

5.8 ch [m] (corda del piano orizzontale di coda)

12.7922 xlew [m] (distanza del bordo d'attacco dell'ala dal muso del velivolo)

52.29 xleh [m] (distanza del bordo d'attacco del piano orizzontale dal muso del velivolo)

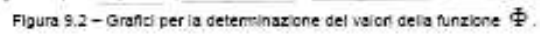
1.25 dzwh [m] (dist tra i due fuochi neg se il piano coda e' sotto l'ala)

65 bw [m] (apertura alare)

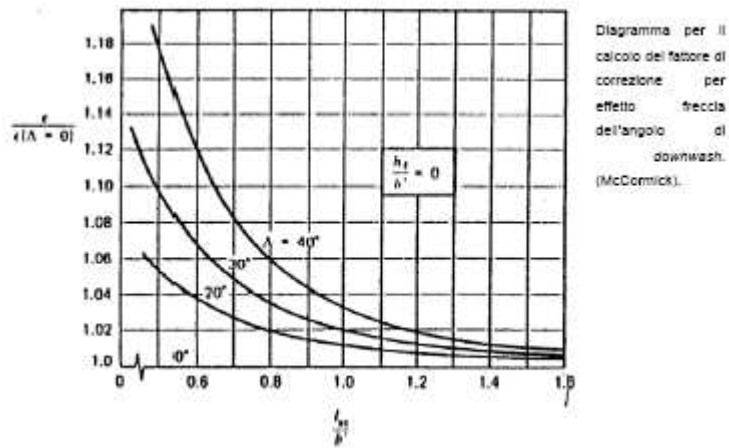
8.08 AR

il tutto insieme ai valori della costante ϕ determinati dai grafici seguenti. In essi, r è pari all'inverso del rapporto di rastremazione. Va specificato nel file di input il valore presente in alto nel grafico

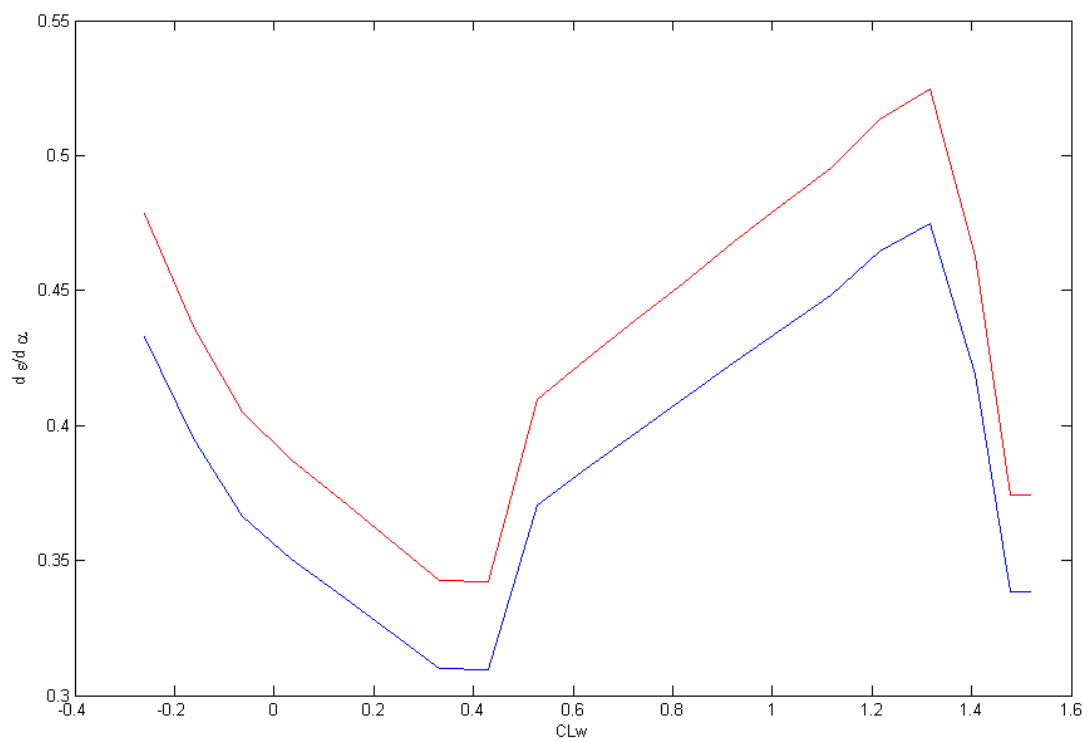
per $x = 40\% \frac{b}{2}$ per il rapporto di rastremazione considerato.

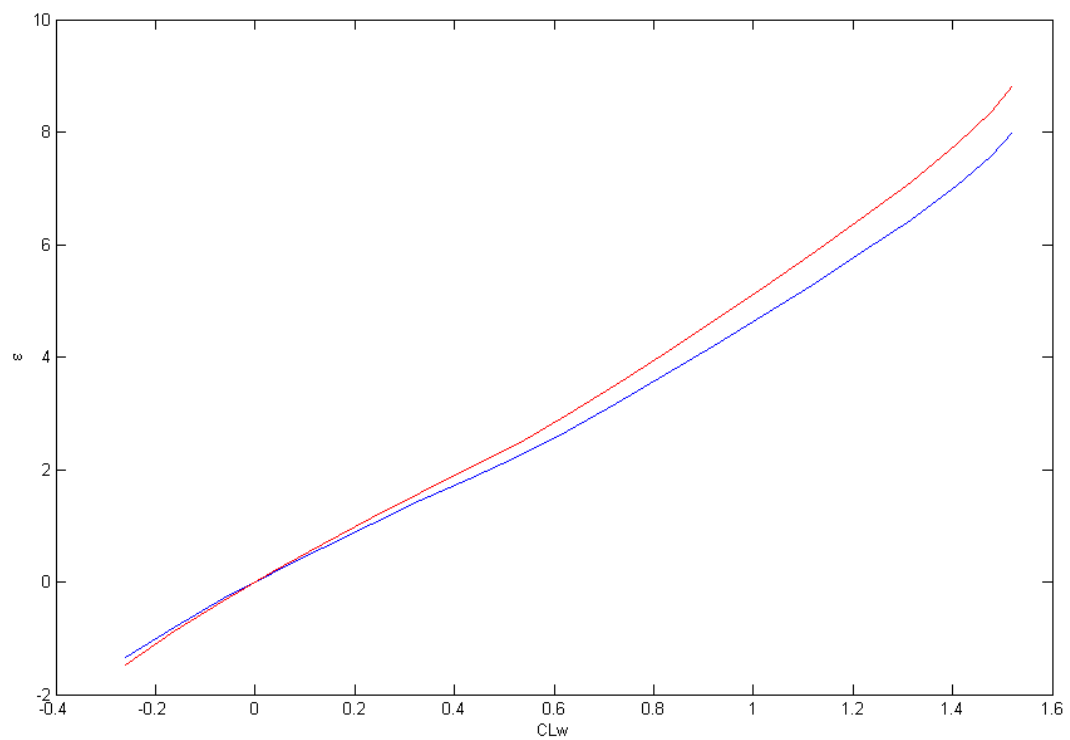


Il tutto in un grande intervallo di assetti; I valori acquisiti in output vengono poi corretti con un fattore che tiene conto dell'angolo di freccia, diagrammato nella seguente figura.



Fatto ciò è possibile diagrammare l'andamento del $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ e dell'angolo di downwash per gli assetti considerati





In rosso riportiamo le curve corrette per effetto della freccia, in blu quelle considerate in assenza di effetto freccia. Ovviamente, tale trattazione non tiene conto dell'effetto suolo.

DIMENSIONAMENTO DEL PIANO DI CODA ORIZZONTALE

Per il dimensionamento del piano di coda orizzontale si considerano le due condizioni critiche per la stabilità:

- Baricentro massimo arretrato con minimo margine di stabilità a comandi liberi
- Baricentro massimo avanzato in fase di atterraggio

Riportiamo quindi la distanza del baricentro massimo avanzato e massimo arretrato dal centro aerodinamico del velivolo parziale, espresso in frazioni di corda media aerodinamica (ciò risulta possibile avendo determinato le posizioni di tali punti sull'ascissa di fusoliera)

$$X_{aARR} = .437202CMA$$

$$X_{aAV} = .396902CMA$$

PRIMA CONDIZIONE

Valutiamo la seguente disequazione per il margine di stabilità

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_{L_{CL}}} = X_{aARR} - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \bar{V}_t' \leq -0.05$$

Per questa condizione sono stati scelti i seguenti parametri iniziali

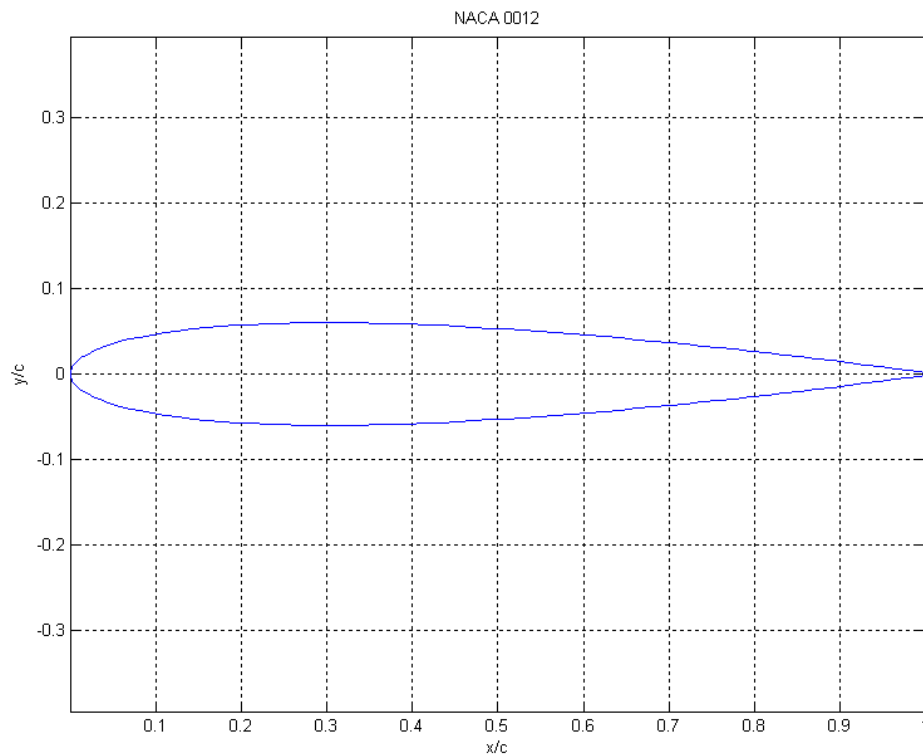
$\partial \varepsilon / \partial \alpha$ (minimo)	0.3
b_t	Compreso tra 2 e 50 m
S_t	Compreso tra 2 e 400 m ²
C_{eq} / C_t	0.2
τ	0.5
$C_{h\alpha}$	-0.004
$C_{h\delta}$	-0.011
Λ	20°
ℓ (tra i centri aerodinamici)	35m

Scelto un profilo (NACA 0012), consideratane la pendenza della retta di portanza pari a $.11^\circ$, si determina il valore della corrispondente grandezza in campo tridimensionale dalla relazione

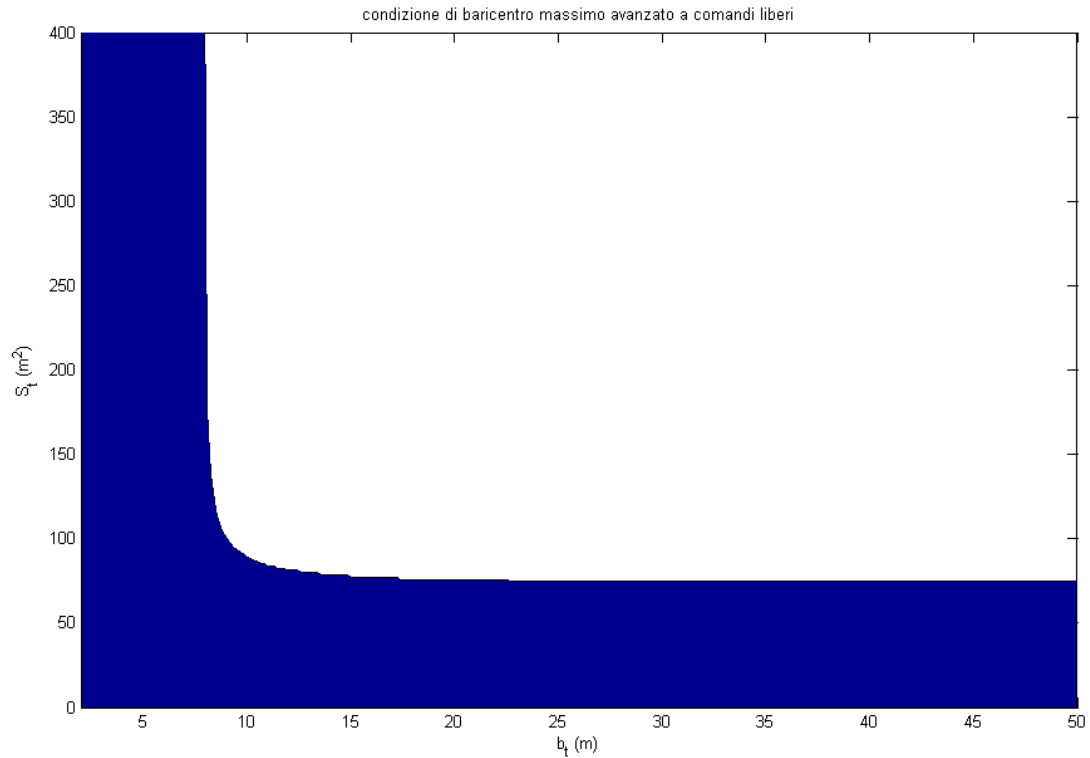
$$a_t = \frac{2\pi AR}{\left\{ 2 + \sqrt{\frac{AR^2 \beta^2}{\kappa^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda}{\beta^2} \right) + 4} \right\}}$$

con $\beta^2 = 1 - M_{cr}^2$ e $\kappa = \frac{a_\infty}{2\pi/\beta}$. Tale calcolo viene effettuato per tutti gli AR derivanti dalla

combinazione di tutti i b_t e S_t .



Considerate quindi tutte le combinazioni possibili si determina un'area di non realizzabilità, che orienta le nostre scelte in termini dei parametri S_t e b_t . In figura, l'area colorata è relativa alle configurazioni che non permettono il verificarsi della condizione.



SECONDA CONDIZIONE

Valutiamo ora le configurazioni che permettono di rispettare la seconda equazione

$$C_m = C_{mACvp} + \left[X_{aAV} - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \bar{V}_t' \right] C_{Le} - a_t \bar{V}_t' k [i_{t0} + \tau \delta_{e\max} - \alpha_{0w}] = 0$$

Essendo una condizione di atterraggio, dobbiamo considerare le seguenti assunzioni

- consideriamo un flap di tipo doppio slot con una deflessione di 30° che porta l'angolo di portanza nulla dell'ala a $\alpha_{0w} = 6^\circ$ ed offre un incremento al coefficiente di momento focale del velivolo pari a -0.2 ;
- L'effetto del downwash è quello determinato per alti assetti, ridotto del 10%. Tale valore risulta essere pari a 0.3367 . Sempre per effetto suolo, assumendo la distanza del piano di coda dal terreno pari alla semiapertura, all'allungamento alare considerato, moltiplichiamo a_t per un coefficiente $K=1.01$;
- Assumiamo che la deflessione dell'equilibratore sia la massima possibile, con $\delta_{eMAX} = -25^\circ$ allo stesso valore di τ considerato nella prima condizione;

- Considero il CL_{MAX} pari a 2.87, come definito nella determinazione del punto di progetto;

Col contributo del flap, il coefficiente di momento focale del velivolo parziale risulta essere pari a

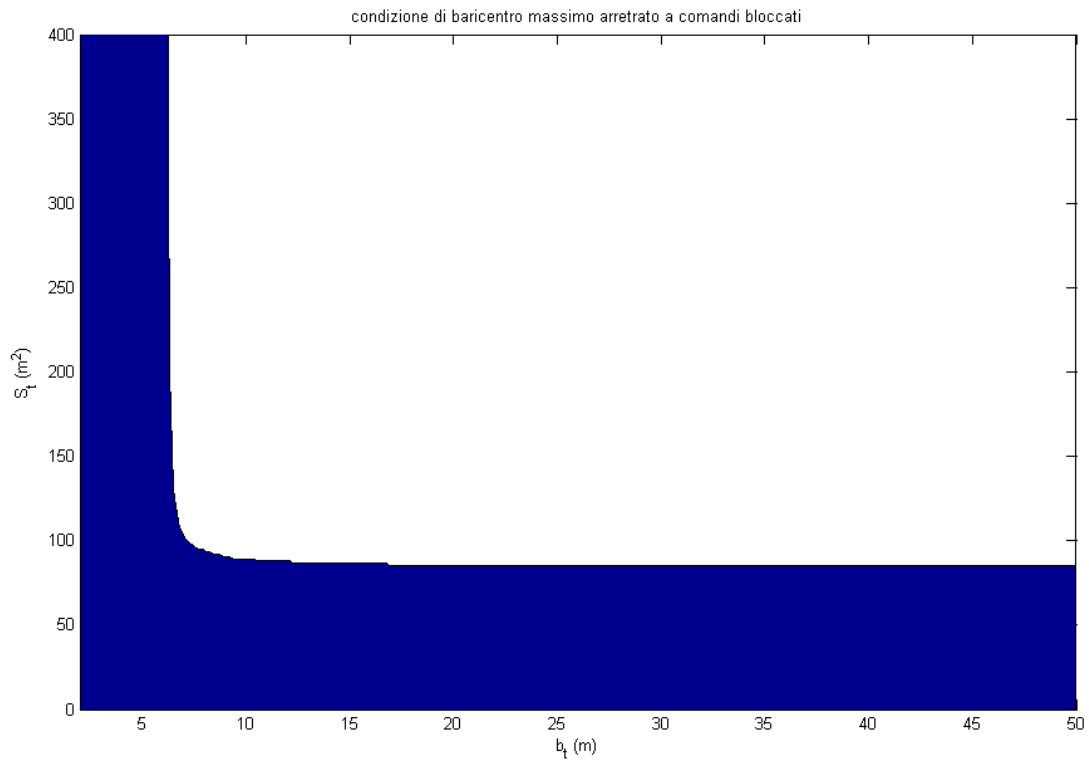
$$C_{mACvp} = C_{m0W} + C_{m0FUS} + C_{m0G} + \Delta C_{m0FLAP} = -0.5836.$$

Per la determinazione dell'angolo di calettamento dello stabilizzatore, ci riferiamo alla condizione di crociera, con equilibratore non deflesso e $CL_{ecr} = 0.4$, per la quale si deve verificare

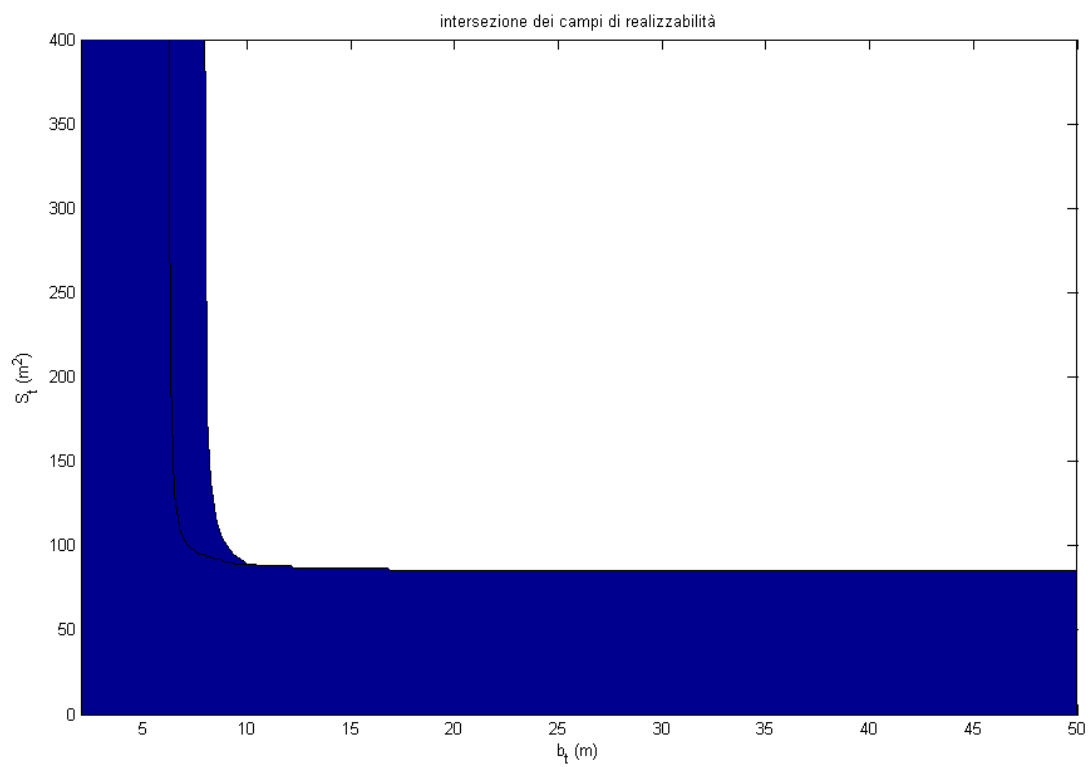
$$\delta_{eCR} = 0 = \frac{\alpha_{0W} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{mACvp} - C_{mCL} CL_{cr}}{C_{m\delta}}$$

$$\text{con } C_{m\delta} = -a_t \bar{V}_t' tK, K=0.92$$

Per ogni configurazione del piano è possibile ricavare l'angolo di calettamento desiderato. Ed in ognuna di queste configurazioni valutiamo il margine di stabilità nelle condizioni assunte. Nella seguente figura viene riportata l'area di non realizzabilità del piano di coda rispetto alla condizione vista.



Dall'intersezione dei due campi si determina la zona di realizzabilità.



La configurazione scelta viene riassunta nella seguente tabella

b_t	22.44 m
S_t	170m ²
Λ	20°
AR	3.36
Cr	8 m
Ct	5.36 m
λ	0.67

DIMENSIONAMENTO DEL PIANO DI CODA VERTICALE

La condizione critica da considerare è quella di piantata motore alla velocità di minimo controllo

($V_{mc} = 1.2V_s$) in fase di decollo, con baricentro massimo arretrato. Consideriamo i seguenti dati

lv	32 m (dal baricentro max arr)
CLmax	1.75
lp	9.75 m
Tmax	512880 N
η_v	.95
S_e/S_t	0.4
τ	0.6
a_{v0}	.11/°
b _v	12m
S _v	100m ²
AR	1.44

Consideriamo il rapporto tra spinta massima a velocità nulla e spinta attuale ad una certa velocità V

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 2.52 \cdot 10^{-3} V_{\infty} + 4.34 \cdot 10^{-6} V_{\infty}^2$$

Dato che la velocità di stallo in configurazione di decollo è pari a 79 m/s, la velocità di minimo controllo sarà pari a 94.86 m/s. Valutando dunque il rapporto di spinta a quest'ultima velocità, diventa possibile determinare il momento dovuto all'unico motore operativo

$$M_T = T_{\max} \cdot \frac{T}{T_0} \cdot l_p = 4 \cdot 10^6 \text{ Nm}$$

Valutiamo dunque a_v in campo tridimensionale dalla formula

$$a_v = \frac{a_0}{1 + a_0 \frac{57.3}{\pi AR_{eff}}} = 0.058$$

Con $AR_{eff} = 1.55AR$. Supponendo ancora una deflessione massima del timone pari a 20° , otteniamo la quantità $C_v = a_v \tau \delta_{vMAX} = 0.6951$, con la quale possiamo finalmente imporre la condizione di equilibrio per il piano verticale in condizioni O.E.I. di decollo

$$M_T = \frac{1}{2} \rho_{SL} \eta_v C_v V_{mc}^2 S_v l_v$$

da cui determiniamo l'apertura del piano di coda corretta, nonché la rispettiva superficie (mantenendo lo stesso AR).

I dati salienti sono raccolti nella seguente tabella

AR	1.44
S_v	46.7574 m ²
b_v	8.2 m
Cr	8 m
Ct	3.4 m
λ	0.43