

IL PROGETTO DEL PIANO ORIZZONTALE DI CODA

5.1 - GENERALITA'.

Per completare lo studio di un progetto preliminare di un velivolo, dopo aver stabilito le prestazioni, il progetto dell'ala completa anche degli effetti dei flap e slat, ed il progetto della fusoliera, si può passare allo studio del progetto del piano di coda.



Figura 5. 1 – Piano di coda.

Questo è fondamentale per mantenere l'equilibrio dei classici velivoli, e va quindi dimensionato opportunamente per permettere al pilota di compiere alcune manovre desiderate ed equilibrare il velivolo in qualsiasi condizione esso si trovi, anche la più estrema.

Il piano di coda infatti viene dimensionato sulla base di condizioni critiche per il velivolo, le quali comportano, per la sicurezza del volo, che questo riesca con le sue superfici ad agire in quella condizione con successo.

Possiamo suddividere in questa fase preliminare lo studio del piano orizzontale e quello verticale, supponendo che questi agiscano isolati nelle condizioni nelle quali sono chiamati ad agire.

In questo capitolo ci concentreremo sul dimensionamento del piano di coda orizzontale, esso necessita della conoscenza di una serie di informazioni, da ricavarsi in via preliminare, quali il posizionamento geometrico dello stesso piano, strettamente connesso con il calcolo del *downwash* prodotto dall'ala ai vari angoli di attacco, il posizionamento del centro aerodinamico del velivolo parziale ed il valore del coefficiente di momento focale del velivolo parziale. Ciascuna di queste informazioni può essere ricavata in modo più o meno approssimato a seconda del metodo di valutazione che si sceglie di adottare. In particolare, nel corso dei paragrafi seguenti, vengono brevemente descritti le metodologie di calcolo per le quali si è optato ed i corrispondenti risultati per velivoli scelti come esempio.

5.2 - METODO PER IL PROGETTO DEL PIANO ORIZZONTALE DI CODA

5.2.1 - IL CALCOLO DEL DOWNWASH

L'approccio utilizzato per il calcolo del Downwash dell'ala è stato quello proposto da Roskam in bibl. [21]. Esso è funzione del posizionamento della scia vorticosa prodotta dall'ala e considerata piana.

Quello che viene fatto è che data la posizione del piano di coda rispetto l'ala, vengono calcolati i valori di "m" ed "r", che rappresentano le distanze dei punti a c/4 della radice dell'ala e del piano di coda, adimensionalizzati rispetto alla semiapertura alare.

In figura 4.2 viene rappresentato un rapido sketch dove vengono mostrate le distanze appena descritte.

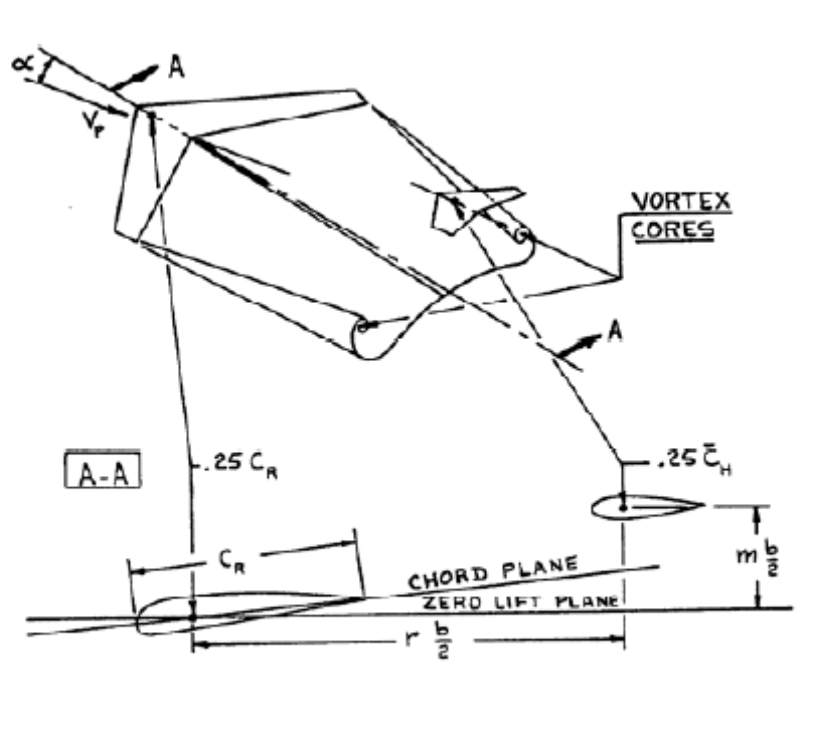


Figura 5. 2 – Geometria per il calcolo del Downwash.

Si procede quindi a stimare prima il contributo del downwash senza l'effetto della freccia, $\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)_{\Lambda=0}$, interpolando per i valori dell'allungamento alare AR, del rapporto di rastremazione λ e dei valori di "m" ed "r" nei grafici che vengono di seguito mostrati in figura 4.3.

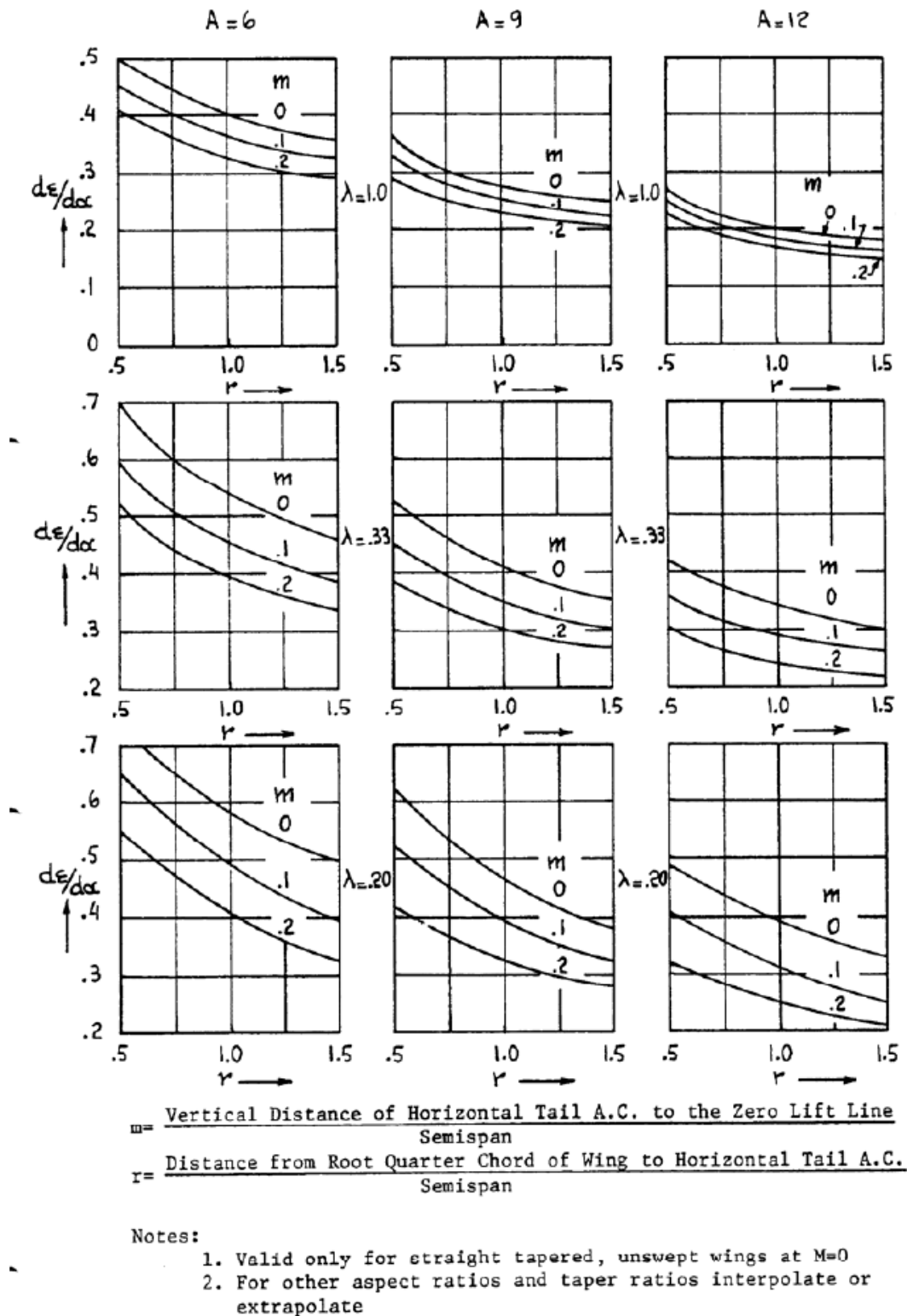


Figura 5.3 – Stima del Downwash per ali non a freccia mediante Roskam.

Dopo di che si procede alla correzione del downwash ricavato dalle tabelle precedenti mediante la figura seguente 4.4, interpolando per il valore della freccia desiderato.

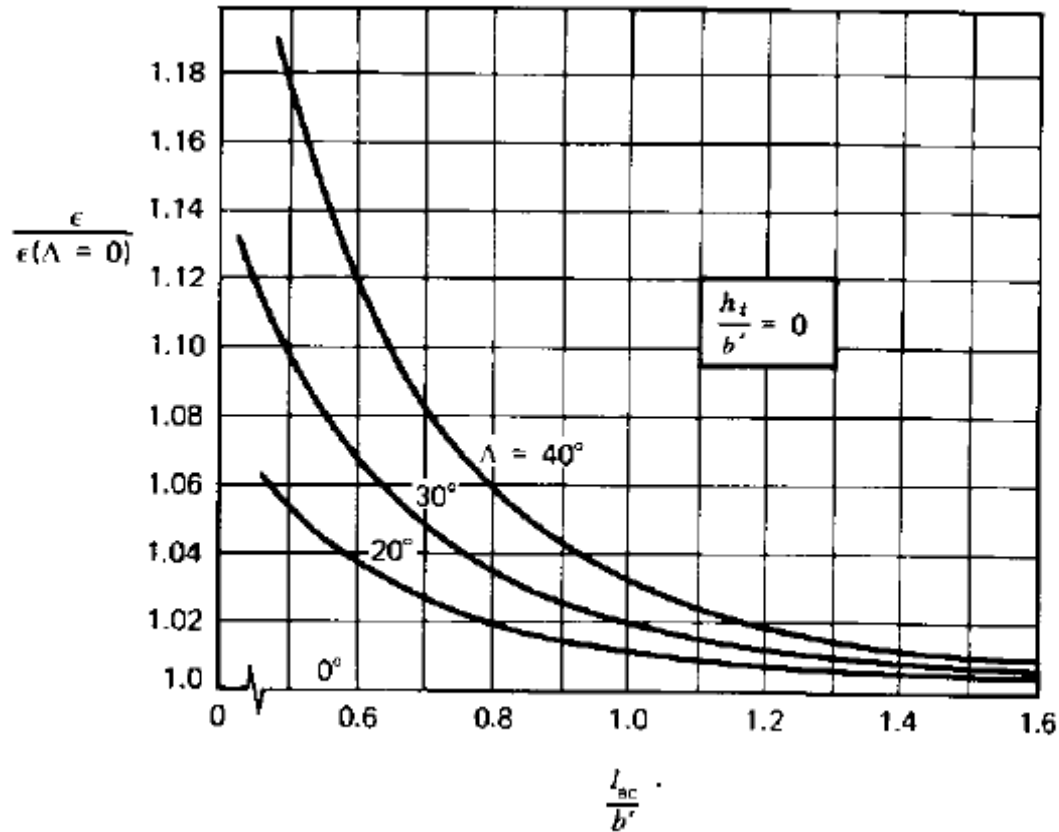


Figura 5. 4 – Correzione sul Downwash per ali a freccia.

In ADAS 3.0 sono state implementate equazioni che permettano di entrare in questi grafici che sono stati convertiti in relative equazioni, dai dati inseriti dall'utente e quindi fare una stima rapida ed accurata.

5.2.2 - IL COEFFICIENTE DI MOMENTO FOCAL DEL VELIVOLO PARZIALE

Il coefficiente di momento focale del velivolo parziale, computato rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale stesso, può essere calcolato attraverso la seguente formula:

$$\left(C_m^{wb}\right)_{ac} = C_{m_{ac}}^w + C_{L_\alpha}^w \cdot \alpha \cdot (x_{ac}^{wb} - x_{ac}^w) + C_{m_o}^{fus} + C_{m_\alpha}^{fus} \cdot \alpha + C_{m_o}^{nac} + C_{m_\alpha}^{nac} \cdot \alpha$$

In essa vengono considerati i contributi dell'ala, della fusoliera e delle gondole motrici, ciascuno dei quali è stato ricavato nei rispettivi moduli.

Tale relazione ci consente di determinare con maggiore precisione la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale semplicemente derivandola rispetto all'angolo d'attacco. Difatti:

$$\frac{\partial \left(C_m^{wb}\right)_{ac}}{\partial \alpha} = 0 \Rightarrow x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{m_\alpha}^{fus} + C_{m_\alpha}^{nac}}{C_{L_\alpha}^w} \quad (1)$$

In ADAS 3.0 se sono stati svolti correttamente i moduli che si riferiscono all'ala, alla fusoliera ed alle gondole motore, il valore di x_{ac}^{wb} viene automaticamente mostrato tra i dati preliminari.

5.2.3 - DIMENSIONAMENTO DEL PIANO ORIZZONTALE DI CODA

Il dimensionamento del piano di coda orizzontale richiede l'analisi delle due condizioni critiche di funzionamento più significative.

- **PRIMA CONDIZIONE:** *minimo margine di stabilità statica longitudinale, a comandi liberi, con baricentro in posizione massima arretrata.*

Si impone che il margine statico a comandi liberi rispetti la seguente relazione:

$$\left(\frac{\partial C_m^{c.g.}}{\partial C_L}\right)_{free} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right) \cdot \overline{V}_t' \leq MSScl \quad (2)$$

Prima di poter sfruttare la relazione (1) ai fini del dimensionamento, si rende necessaria la determinazione di alcune quantità che compaiono in essa e che inizialmente sono sconosciute.

X_a viene dato in pratica dall'utente che inserisce la posizione massima arretrata del baricentro, la formula è la seguente:

$$X_a = X_{c.g.} - X_{ac_{WB}} \quad (3)$$

a_t è coefficiente della retta di portanza dell'impennaggio orizzontale, esso viene ricavato da una formula proposta in bibl.[3]:

$$a_t = \frac{a_0 \cos \Lambda}{\sqrt{1 - M_\infty^2 \cos^2 \Lambda + \left[(a_0 \cos \Lambda) / (\pi AR) \right]^2} + (a_0 \cos \Lambda) / (\pi AR)} \quad (4)$$

Una stima orientativa del fattore di efficacia dell'equilibratore τ è possibile effettuarla attraverso il diagramma di seguito riportato, una volta assegnato il rapporto tra la superficie dell'equilibratore e la superficie dell'intero piano orizzontale, in ADAS 3.0 in input viene inserito dall'utente semplicemente il rapporto desiderato tra la corda del piano di coda e la corda dell'equilibratore, e la percentuale di estensione della superficie mobile. Il codice calcola automaticamente il rapporto tra le superfici ed entra nel seguente diagramma convertito in equazione.

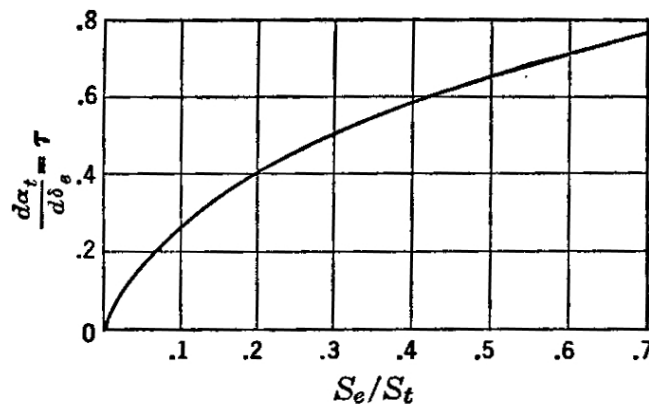


Figura 5. 5 – Diagramma per il calcolo del fattore di efficacia dell'equilibratore.

$C_{h\alpha}$ derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di attacco viene ricavato attraverso il metodo suggerito dal McCormick e di seguito proposto per la determinazione di tale parametro, richiede la conoscenza di alcuni dati caratteristici della geometria dell'impennaggio orizzontale. L'utente può inserire se vuole oltre ai dati tipici, anche altri che sono specifici dell'equilibratore che si vuole adoperare, in particolare la posizione della cerniera.

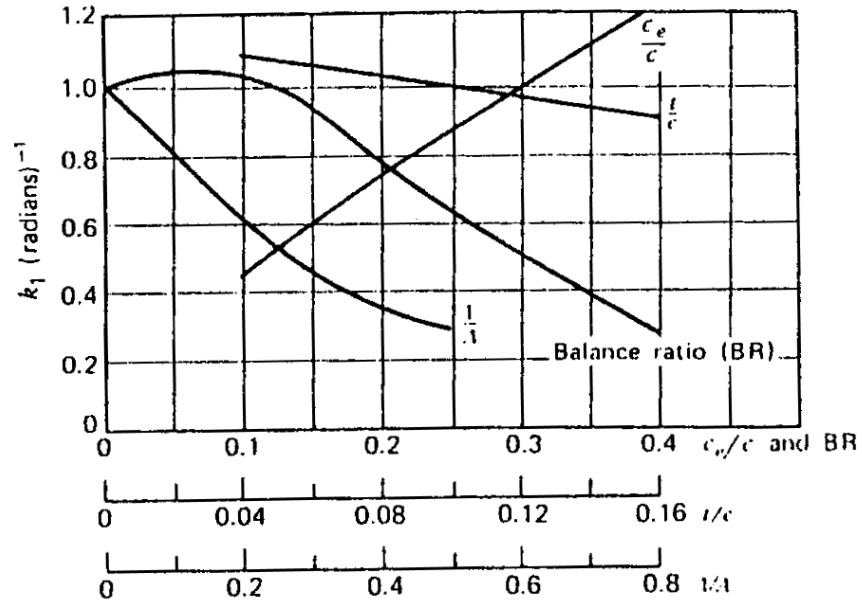


Fig. 5.7 – Diagramma per valutare la derivata del coefficiente di momento di cerniera rispetto all'angolo d'attacco

Dal diagramma si ricavano dunque i seguenti K

$$K_1\left(\frac{c_e}{c}\right)$$

$$K_1(BR)$$

$$K_1\left(\frac{t}{c}\right)$$

$$K_1\left(\frac{1}{AR_t}\right)$$

Infine si vanno ad inserire nella seguente relazione:

$$C_{ha} = -\left(K_1\left(\frac{c_e}{c}\right) \cdot K_1(BR) \cdot K_1\left(\frac{t}{c}\right) \cdot K_1\left(\frac{1}{AR_t}\right)\right) \cdot \frac{b_e}{b} \quad (5)$$

La derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di deflessione $C_{h\delta}$, Può essere ricavato utilizzando il metodo esposto al paragrafo precedente per determinare la grandezza cercata. Questa volta, però, il grafico al quale si fa riferimento è il seguente.

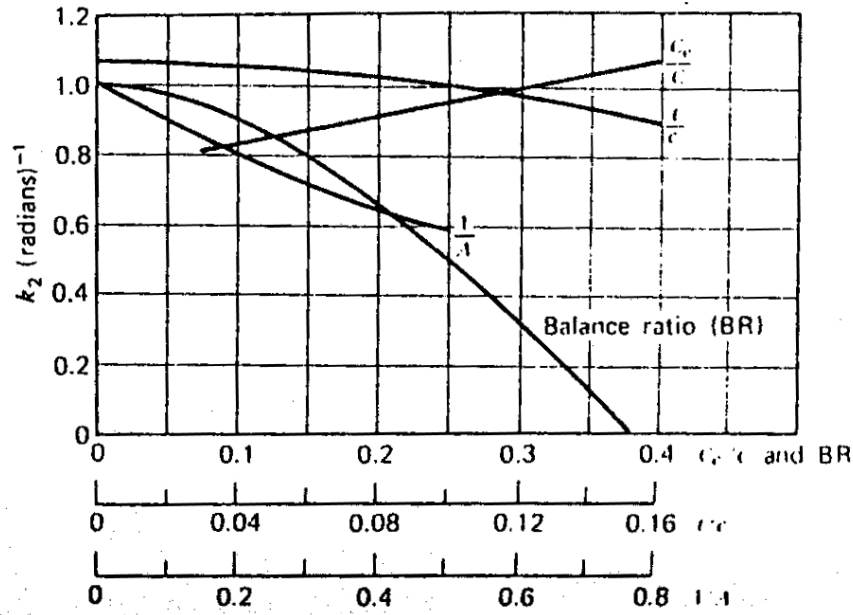


Fig. 5.8 – Diagramma per valutare la derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di deflessione

Entrando in esso con gli stessi valori ottenuti per il calcolo del $C_{h\alpha}$, si va poi ad utilizzare la seguente relazione:

$$C_{h\delta} = - \left(K_2 \left(\frac{c_e}{c_t} \right) \cdot K_2(BR) \cdot K_2 \left(\frac{t}{c_t} \right) \cdot K_2 \left(\frac{1}{AR_t} \right) \right) \cdot \frac{b_e}{b} \quad (5)$$

l_t è invece la distanza lungo l'asse longitudinale del velivolo tra il fuoco del velivolo parziale ed il fuoco dell'impennaggio orizzontale.

Una volta calcolati questi valori si va a svolgere l'equazione 2 al valore fissato di MSScl che è fornito dall'utente, per un intervallo di superfici possibili per il piano orizzontale di coda ed aperture.

In questo modo si ottiene una curva che definisce la limitazione oltre la quale il piano non riuscirebbe a svolgere la sua funzione in questa condizione.

➤ **SECONDA CONDIZIONE:** *equilibrio in condizioni di atterraggio e con baricentro nella posizione massima avanzata*

Si impone la seguente condizione di equilibrio:

$$C_m^{c.g.} = C_{m_{ac}}^{wb} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' \right] \cdot C_{L_e} - k \cdot a_t \cdot \bar{V}_t' \cdot (i_{to} + \tau \cdot \delta_e + \alpha_{ow}^{LAND}) = 0 \quad (6)$$

Prima di poter sfruttare la relazione appena scritta ai fini del dimensionamento, si rende necessaria la determinazione di alcune quantità che compaiono in essa.

Il $C_{m_{ac}}^{wb}$, coefficiente di momento focale del velivolo parziale in configurazione di atterraggio, subisce una variazione dovuta alla deflessione del flap. Dunque, vale:

$$C_{m_{ac}}^{wb} = (C_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f=0} + (\Delta C_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f \neq 0} \quad (7)$$

Il contributo può essere ricavato dall'apposito modulo introdotto nel capitolo 4, dove viene ricavato anche la variazione di C_L quindi grazie a quel modulo è possibile valutare anche il C_L in condizioni di atterraggio. In sezione alare della corda media aerodinamica.

X_a è ricavato dalla seguente relazione:

$$X_a = x_{c.g.} - x_{ac_{WB}} \quad (8)$$

ovvero è la distanza adimensionale del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del velivolo parziale.

“ a_t ”, coefficiente della retta di portanza del piano orizzontale, ora va valutato moltiplicando il valore precedentemente ottenuto nella prima condizione, per un fattore che tenga conto dell'effetto suolo. Quest'ultimo può essere ricavato attraverso il grafico proposto dal Perkins.

“ a ” è invece il coefficiente della retta di portanza del velivolo completo anche in questo caso, vale lo stesso discorso fatto per il coefficiente della retta di portanza dell’impennaggio orizzontale. Va quindi moltiplicato per il coefficiente che tiene conto dell’effetto suolo.

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ è l’effetto del downwash in condizioni di atterraggio, esso si riduce di circa il 10%

rispetto al valore trovato nella prima condizione, in virtù dell’effetto suolo. Quindi si ha:

$$\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_{land} = 0.9 \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \quad (9)$$

Il δ_e è l’angolo di deflessione dell’equilibratore, che in ADAS 3.0 viene assegnato dall’utente, per questo viene richiesta la condizione più critica ovvero la massima deflessione.

α_{ow}^{land} è l’angolo di portanza nulla dell’ala con flap deflessi in condizione di atterraggio.

Anch’esso viene valutato dal modulo “High-Lift Devices” discusso nel capitolo 4.

L, i_{to} , calettamento del piano orizzontale di coda rispetto alla linea di riferimento, si determina imponendo che la deflessione dell’equilibratore in condizioni di crociera sia praticamente nulla, in modo da garantire la minore resistenza di profilo.

$$\delta_e = \frac{\alpha_{ow} - i_{to}}{\tau} - \frac{C_{m_{ac}}^{wb} + C_{m_{CL}} \cdot C_{L_{cruise}}}{C_{m_{\delta}}} = 0 \quad (10)$$

Allo scopo di sfruttare la relazione appena scritta, è necessario ricavare i valori di alcuni parametri, per farlo si è supposta la conoscenza della geometria del piano orizzontale di coda. Per farlo in maniera del tutto generale, cercando una geometria che possa essere valida per ogni tipo di velivolo si stesse pensando di progettare, si è presa la condizione d’intersezione tra la curva della prima condizione e l’iso-AR del piano di coda scelto dall’utente.

Si è dunque potuti procedere al calcolo della derivata C_{m_δ} che viene determinata mediante la relazione:

$$C_{m_\delta} = -a_t \cdot \overline{V}_t' \cdot k \cdot \tau \quad (11)$$

Il fattore di efficacia τ questa volta viene ricavato attraverso la relazione vista nel capitolo sui dispositivi di alta portanza, par 4.2, in quanto la deflessione questa volta non è di qualche grado ed il fattore τ non è approssimabile con la formula proposta da McCormick in bibl. [10]. Nel modulo in ADAS viene data infatti anche la possibilità di scegliere un tipo di equilibratore “*Gap Open*” o “*Gap Closed*”.

Il valore di “ k ” viene ricavato dalla relazione (12).

$$k = \frac{1}{1 + \frac{a_t}{a_w} \cdot \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)} \quad (12)$$

La derivata $C_{m_{CL}}$ è invece espressa dalla (13).

$$\left(C_{m_{CL}} \right)_{C.B.} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \overline{V}_t' \quad (13)$$

Supponendo di avere baricentro in posizione intermedia tra quella minima arretrata e quella massima avanzata.

La condizione di progetto diventa quindi una relazione in cui le incognite sono la superficie dell’impennaggio orizzontale e la sua apertura. Possiamo ottenere una nuova limitazione a tale condizione di progetto. L’utente a questo punto sceglierà la geometria che più gli aggrada.

5.3 - DESCRIZIONE DEL MODULO NEL PROGRAMMA ADAS 3.0

Al modulo per il progetto del piano orizzontale di coda si può accedere semplicemente cliccando dalla schermata principale del programma sul tasto “Stability and Control” e dalla finestra che ne segue su “Horizontal Tail”.

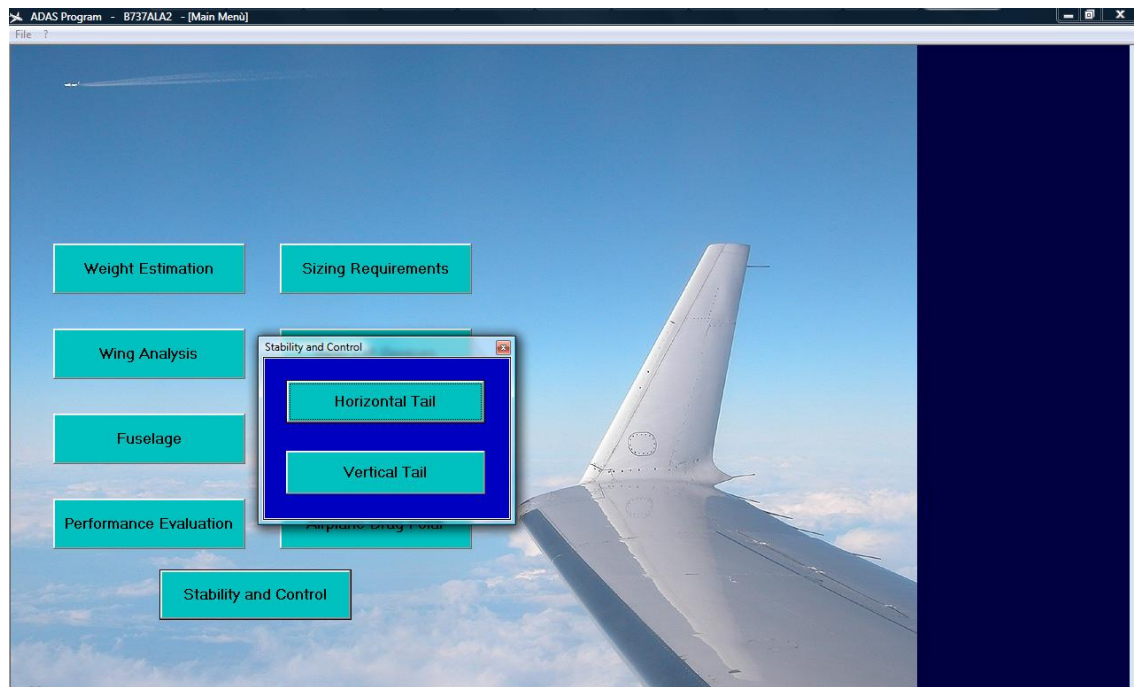


Fig. 5.9 – Accesso al modulo “Horizontal Tail”

A questo punto si apre la schermata principale del modulo, nel quale si possono osservare subito le tre principali sezioni di dati per il progetto del piano di coda, rispettivamente:

- **Preliminary data:** che carica tutti i dati provenienti dai precedenti moduli necessari per questo punto del progetto, ed in più prevede l’inserimento di dati indipendenti dal piano di coda che si sta per dimensionare.
- **Input data:** che permette all’utente di inserire tutti i dati che fanno parte del progetto specifico del piano di coda.
- **Tail:** che permette di inserire la posizione del piano orizzontale di coda.

In particolare l'ultimo di questi va ad agire direttamente sul disegno della fusoliera ed ala posto al di sopra di questo, spostando dove si vuole il piano di coda, che è rappresentato in via esemplare con misure e geometrie fisse derivanti anche dalle dimensioni dell'aereo in questione. Questo evita di trovarsi a vedere un piano sproporzionato, che comunque nulla cambia ai fini dei calcoli visto che quello che viene letto dal programma è in pratica la posizione del quarto della corda di radice del piano.

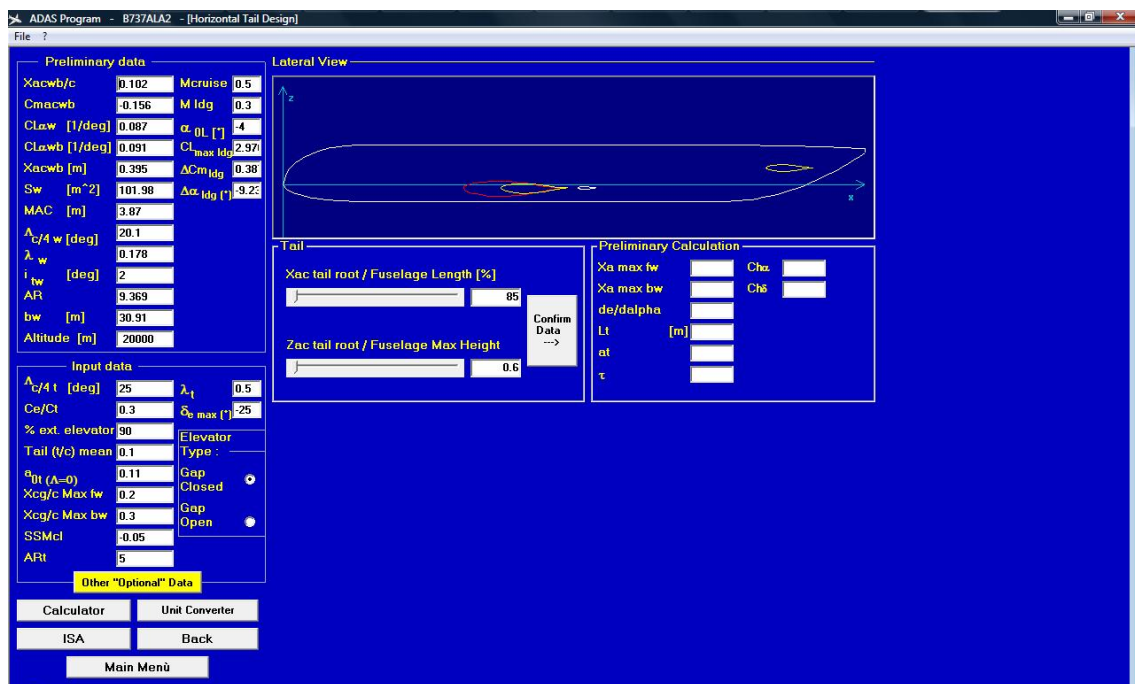


Fig. 5.10 – Immissione dati nel modulo “Horizontal Tail”

Il programma permette di scegliere tra le altre cose se si vuole un equilibratore del tipo “Gap Closed” o “Gap Open”, e attraverso il pulsante “Other “Optional” Data” è possibile inserire la posizione della cerniera di quest'ultimo, che in ogni caso di default verrà presa come la maggior parte degli attuali equilibratori.

Si aprirà dunque la finestra che si vede nella seguente figura, qui anche se si premerà “Cancel” o “x” i dati presi in considerazione saranno comunque quelli di default.

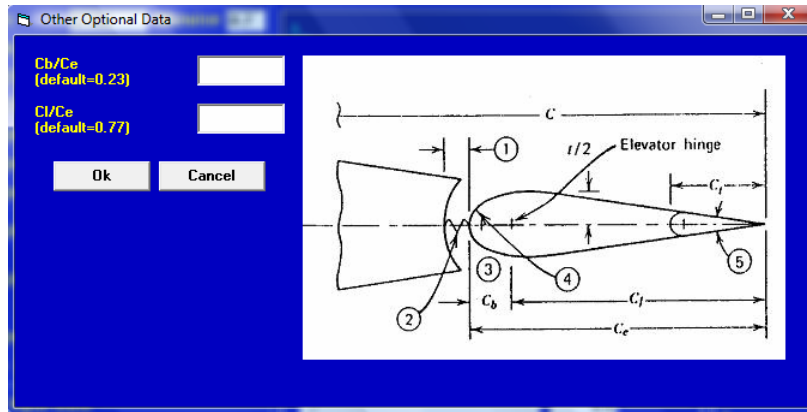


Fig. 5.11 – Schermata di “Other Optional Data”

Una volta inseriti tutti i dati l’utente può procedere alla conferma dei dati e quindi al calcolo delle condizioni di progetto, spiegate nel precedente paragrafo, mediante il tasto “Confirm Data”.

Questo procederà in maniera rapida a tutti i calcoli descritti nel paragrafo 3 di questo capitolo, ed andrà a scoprire un grafico dove vengono mostrate le due curve ottenute dalle due condizioni di progetto.

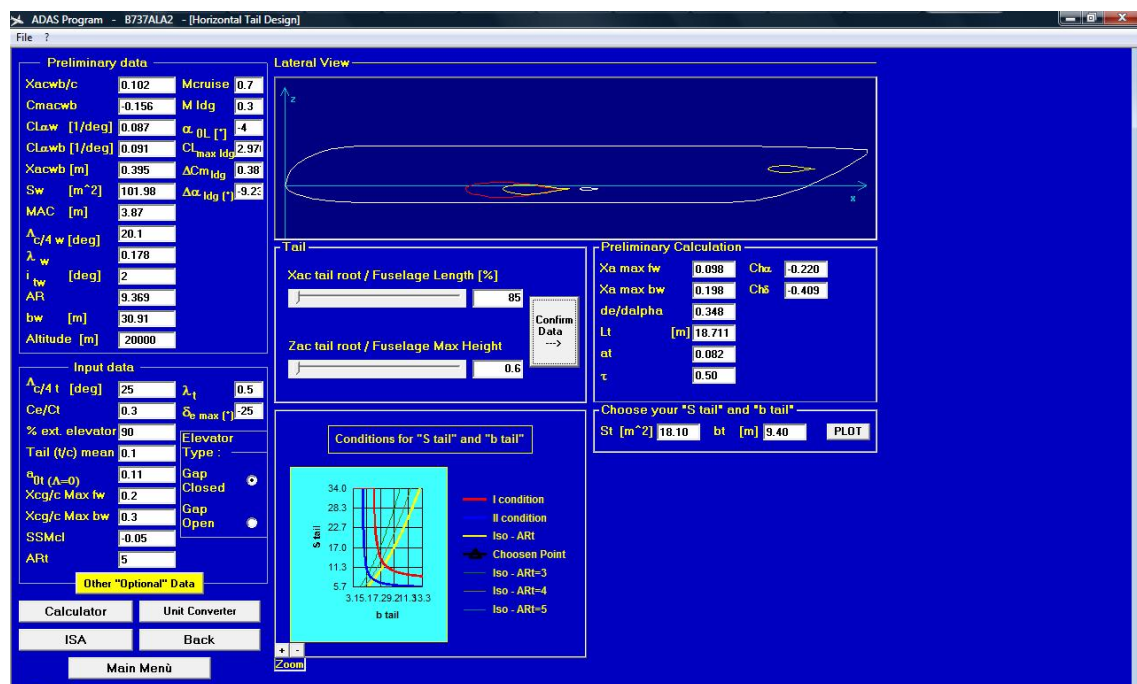


Fig. 5.12 – Schermata successiva al calcolo delle condizioni dal programma

Il grafico appena apparso può essere poi allargato attraverso dei tasti di zoom che permettono così di scegliere il punto scelto con maggiore precisione.

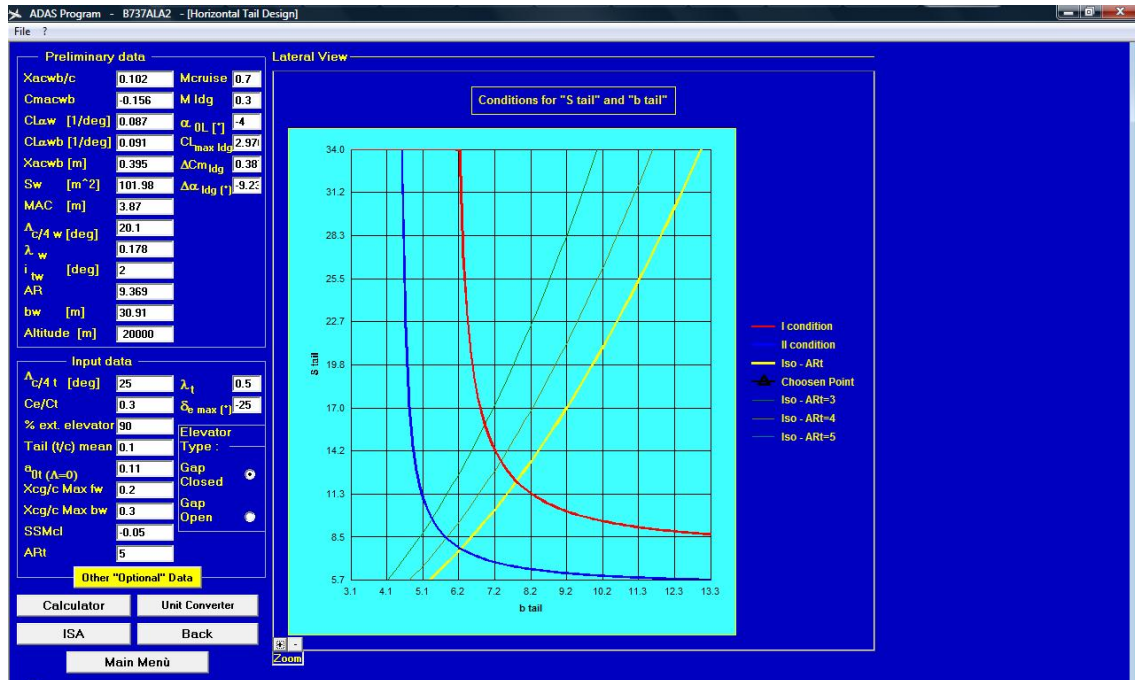


Fig. 5.13 – Zoom del grafico delle due condizioni di progetto del piano di coda.

Dopo di ciò si procede a scrivere le misure scelte nell'apposito moduletto apparso con il grafico e premere il tasto plot che mostrerà il punto scelto sul grafico, e farà comparire un rapido disegno del piano di coda così come proviene dai dati inseriti.

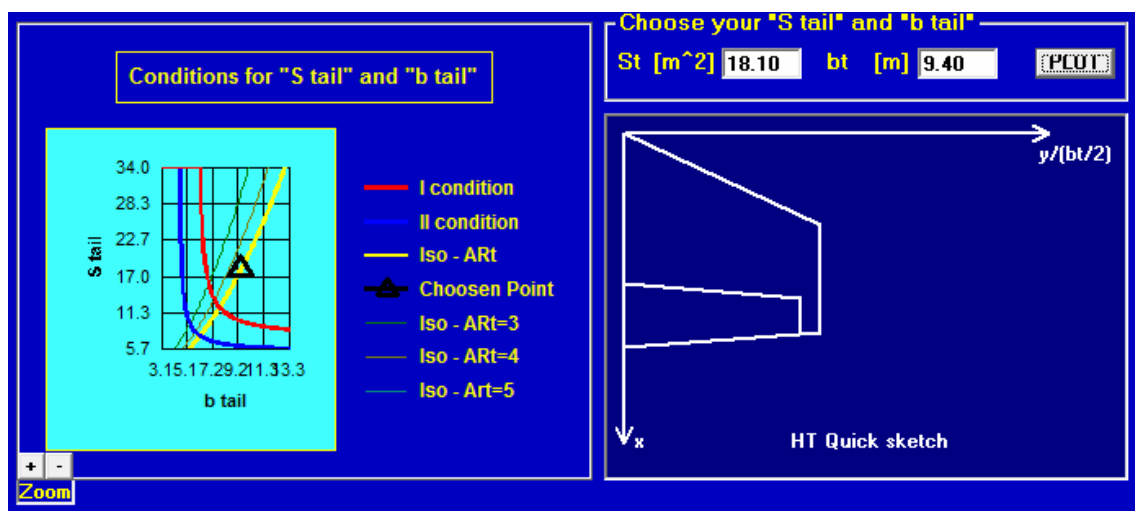


Fig. 5.14 – Plot del semi-piano orizzontale di coda

Procediamo quindi con un esempio pratico dell'uso di questo modulo nel prossimo paragrafo.

5.4 - ESEMPIO APPLICATIVO VELIVOLO DA TRASPORTO A GETTO “BOEING 737-400”

Per controllare che il codice sviluppato desse risultati realistici, è stato sviluppato un esempio di velivolo da trasporto, in particolare sono stati scelti i dati del Boeing 737-400. l'ala e la fusoliera con nacelle e flap sono stati implementati nei moduli rispettivi, in modo da avere l'elenco dei dati necessari allo sviluppo di questo esempio.

I dati sono quindi quelli mostrati nelle figure qui di seguito esposte.

Preliminary data			
Xacwb/c	0.102	M _{cruise}	0.7
Cmacwb	-0.156	M _{ldg}	0.3
CL _{aw} [1/deg]	0.087	α_{0L} [°]	-4
CL _{awb} [1/deg]	0.091	CL _{max ldg}	2.97
Xacwb [m]	0.395	$\Delta C_{m ldg}$	0.38
Sw [m ²]	101.98	$\Delta \alpha_{ldg}$ [°]	-9.23
MAC [m]	3.87		
$\Lambda_{c/4w}$ [deg]	20.1		
λ_w	0.178		
i _{tw} [deg]	2		
AR	9.369		
bw [m]	30.91		
Altitude [m]	20000		

Input data			
$\Lambda_{c/4t}$ [deg]	25	λ_t	0.3
Ce/Ct	0.3	$\delta_{e max}$ [°]	-25
% ext. elevator	90	Elevator Type :	
Tail (t/c) mean	0.1	Gap Closed	☒
a _{0t} ($\Lambda=0$)	0.11	Gap Open	☐
Xcg/c Max fw	0.18		
Xcg/c Max bw	0.3		
SSMcl	-0.05		
ARt	5		
Other "Optional" Data			

Fig. 5.15 – Preliminary data ed Input data inseriti nel codice

Per quanto riguarda i dati della cerniera dell'equilibratore sono stati presi quelli di default.

La posizione del piano orizzontale scelta è la seguente.

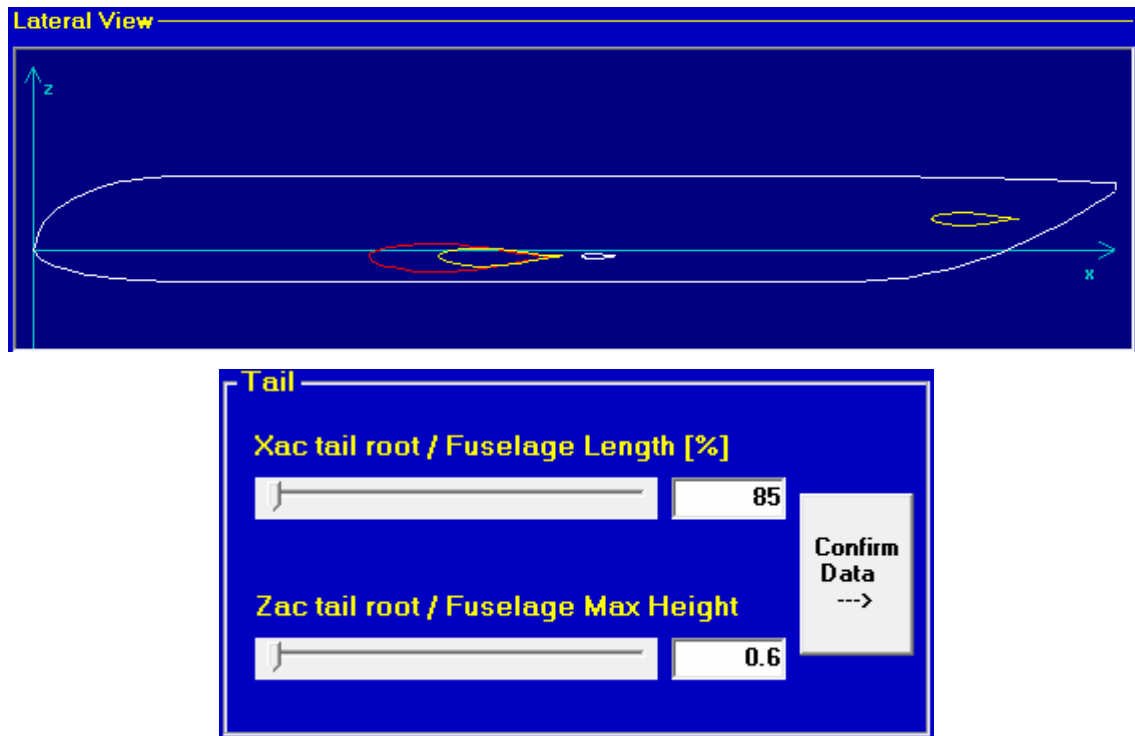


Fig. 5.16 – Posizione scelta del piano di coda orizzontale.

Da questi dati si sono ottenuti i seguenti risultati:

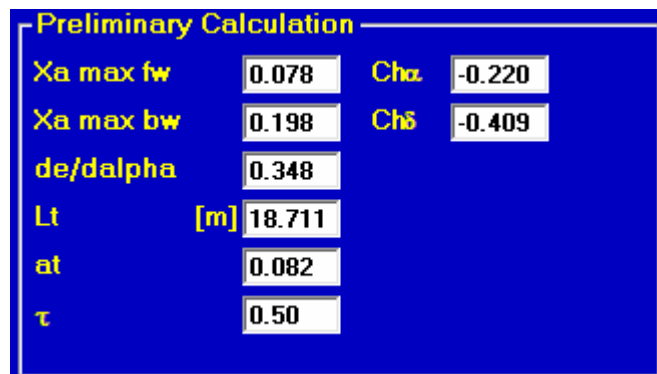


Fig. 5.17 – Risultati Preliminari dei dati inseriti.

Mentre il grafico ottenuto delle due condizioni limitanti è stato il seguente in figura 5.14

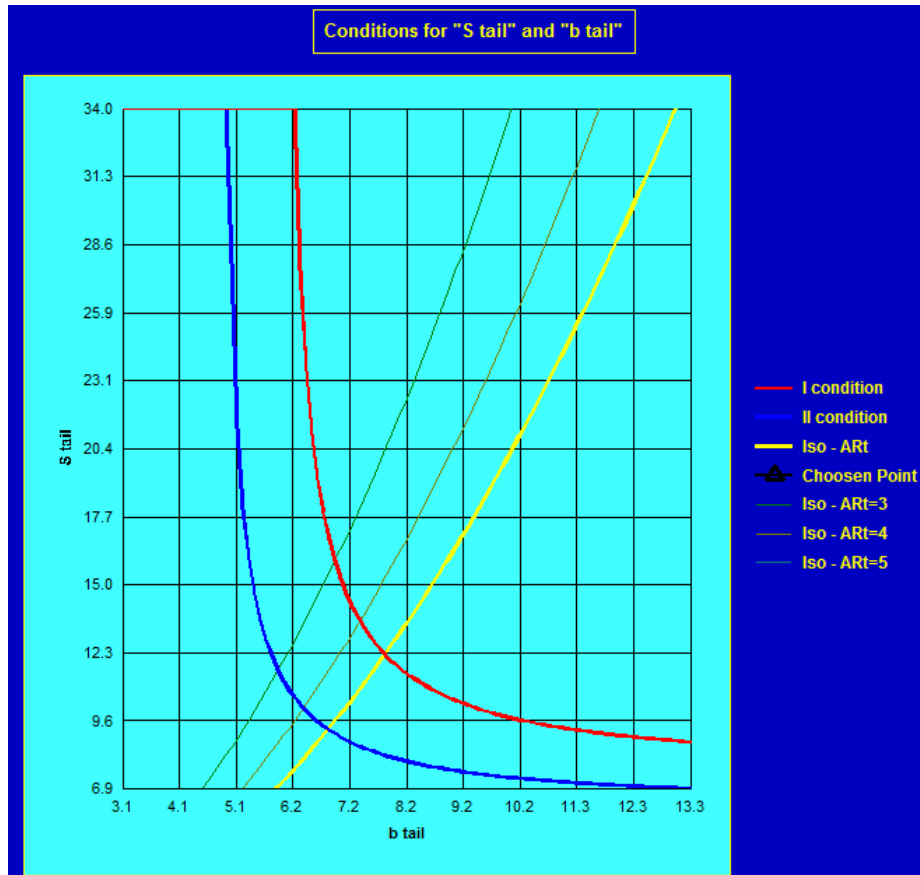


Fig. 5.18 – Prima e seconda condizione per il progetto del piano orizzontale di coda.

Abbiamo scelto un piano di 20 metri quadri per un'apertura di 10 metri rispettando l'allungamento che avevamo scelto nei dati di input inseriti.

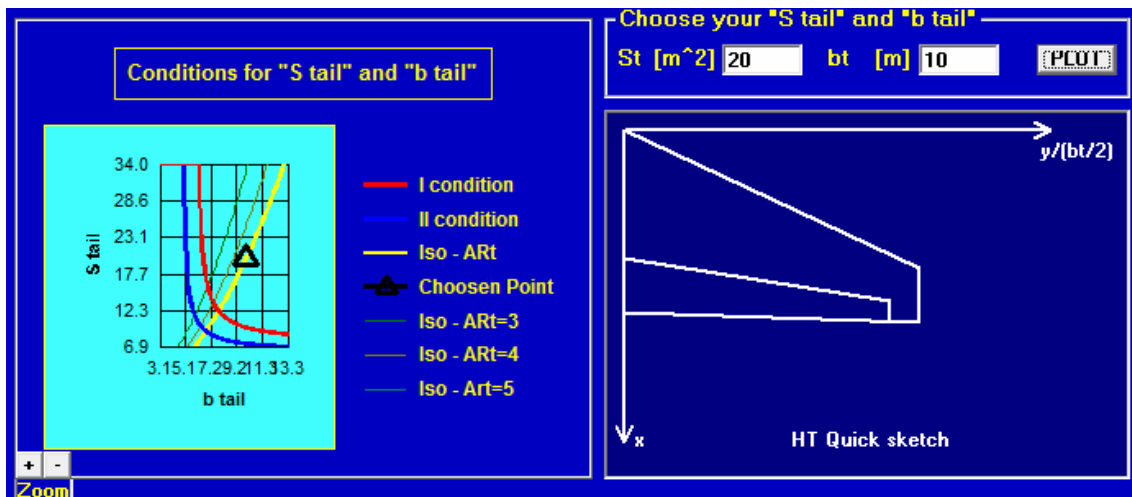


Fig. 5.19 – Plot finale del piano di coda orizzontale scelto.

5.5 - CONSIDERAZIONI FINALI

I risultati ottenuti sono poco distanti dai dati reali, ma questo è probabilmente dovuto a dati non precisi sicuramente per quanto riguarda ala e fusoliera, ma anche dalla posizione del piano che sarà comunque diverso dalla reale scelta.

Il codice comunque restituisce curve che sono quelle limite, il piano poi può essere dimensionato per esigenze diverse in qualsiasi modo al di là di queste.

I risultati, anche quelli preliminari sono in ogni caso ragionevoli e vicini ai valori reali.

L'uso del modulo è semplice e permette di ottenere i risultati in poco tempo inserendo i dati necessari, dopo aver eseguito ovviamente i moduli necessari per ottenere i valori nei dati preliminari. Questi sono la fusoliera e l'ala, nei rispettivi moduli "Fuselage" e "Wing Analysis" mentre il modulo dei flap non è in effetti necessario in quanto i valori possono essere inseriti manualmente agevolmente.

Il fatto che il modulo non è totalmente indipendente da altri è necessario, per non costringere l'utente a dover inserire una quantità di dati molto grande che sicuramente avrebbe reso il programma non semplice e di facile utilizzo. Anche perchè i dati messi in questo modo potrebbero essere errati e ridondanti rispetto ad altri inseriti in altri moduli. L'utente potrebbe non avvedersi di questi errori e falsare così i risultati. Mentre facendo in ordine i moduli l'utente deve inserire quei dati una sola volta e vedere subito in quei moduli i suoi risultati, che poi andranno ad influenzare il presente modulo.