

## ***IL PROGETTO DEL PIANO VERTICALE DI CODA***

---

### **6.1 - GENERALITA'.**

Il piano verticale di coda, per i velivoli da trasporto, è fondamentale per la stabilità direzionale del velivolo e per il controllo in imbardata e rollio, esso infatti, se correttamente dimensionato, consente di mantenere in caso di piantata di un motore a causa di un avaria, il velivolo in equilibrio. Inoltre esso consente al pilota in caso di raffica di mantenere in rotta il velivolo senza grossi problemi.



**Figura 6. 1 – Piani verticali di coda.**

Il piano verticale può essere posizionato al di sopra del piano orizzontale, o come in alcuni velivoli ad esempio il DC-9, avere questo alla sua estremità. Queste configurazioni provengono da scelte che vengono prese proprio nella fase di avanprogetto quando si vogliono ottenere determinate performance del velivolo rispetto ad altre.

ADAS 3.0 affronta quindi la problematica del progetto del piano verticale di coda, che fa tener conto all'utente di una condizione critica al pari delle condizioni del piano di coda orizzontale ed una desiderata per un buon progetto.

Queste due sono affrontate e descritte in maniera dettagliata nel prossimo paragrafo.

## **6.2 - METODO PER IL PROGETTO DEL PIANO VERTICALE DI CODA**

La condizione di progetto più critica per il dimensionamento dell'impennaggio verticale coincide, generalmente, con la piantata del motore critico in condizioni di decollo. In ogni caso per un buon progetto del piano verticale va tenuto conto anche della sua buona efficienza in reazione ad una ipotetica raffica laterale. Queste due condizioni quindi verranno prese

### ➤ **PIANTATA DI MOTORE AL DECOLLO**

Per questa condizione viene supposto che sul velivolo, in fase di decollo, si verifichi un'avaria ad un motore. Per rendere la situazione più critica possibile, nel caso di plurimotori si suppone che quello piantato sia il motore più lontano dall'asse della fusoliera.

Questo fa sì che il momento generato sia il massimo possibile e quindi il piano verticale possa anche in questa situazione critica riuscire ad intervenire per evitare il peggio.

La spinta, generata dal motore esterno funzionante, produce infatti un momento di imbardata che può essere agevolmente calcolato mediante la seguente relazione:

$$M_T = T \cdot l_p \quad (1)$$

Dove  $l_p$  è la distanza tra l'asse del motore e l'asse della fusoliera.

La spinta va però calcolata al decollo quindi risulta essere funzione della velocità a cui si trova il velivolo in quel momento.

Per calcolare tale spinta si è utilizzato, per i motori ad elica, le formule già implementate nel modulo delle prestazioni di ADAS, andando a sostituire in quelle relazioni la velocità al decollo.

Questa velocità può essere ricavata a partire dalla velocità di stallo, in particolare questo valore si aggira solitamente tra 1.1 ed 1.2 volte la velocità di stallo. E' in ogni caso una scelta del progettista ed in ADAS lo si potrà impostare come si vuole.

Per i motori a getto è stata utilizzata invece la seguente relazione (bibl. [3]):

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

Dove  $T_0$  è la spinta massima generata dal motore.

L'impennaggio verticale deve essere in grado di fornire un momento di imbardata  $M_v$  atto ad equilibrare quello dovuto alla spinta del motore esterno funzionante.

$$M_v = \left[ \left( \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_\infty^2 \right) \cdot \eta_v \cdot S_v \cdot C_Y^v \right] \cdot l_v \quad (3)$$

Dove  $l_v$  è la distanza tra il baricentro del velivolo ed il centro aerodinamica del piano verticale di coda. Mentre  $\eta_v$  è il rapporto tra le pressioni dinamiche.

Nella espressione di  $M_v$  appena scritta, compare una dipendenza dal coefficiente di devianza del piano verticale di coda,  $C_Y^v$  che può essere valutato attraverso la relazione riportata di seguito, in cui compaiono nell'ordine il coefficiente angolare della curva di portanza dell'impennaggio verticale, il fattore di efficacia del timone ed il suo angolo di deflessione:

$$C_Y^v = a_v \cdot \tau \cdot \delta_v \quad (4)$$

Il fattore di efficacia può essere valutato attraverso lo stesso procedimento illustrato nel paragrafo 4.2 nei dispositivi di alta portanza. Per lo stesso motivo visto per la seconda condizione di progetto del piano di coda orizzontale.

Infatti anche nel modulo per il progetto del piano verticale di coda è presente la possibilità di scegliere un tipo di timone a “Gap Closed” o “Gap Open”.

Il coefficiente angolare della curva di portanza dell’impennaggio verticale  $a_v$  è funzione dell’allungamento effettivo nonché del coefficiente della retta di portanza del profilo medio.

$$a_v = \frac{a_0 \cos \Lambda}{\sqrt{1 + \left[ \frac{(a_0 \cos \Lambda)}{(\pi AR_{eff}^v)} \right]^2} + \frac{(a_0 \cos \Lambda)}{(\pi AR_{eff}^v)}} \quad (5)$$

In questa formula compare l’allungamento effettivo, questo valore tiene conto della posizione del piano verticale di coda rispetto al piano orizzontale di coda. In particolare il se il piano orizzontale è posizionato al di sotto avrà l’effetto di aumentare l’allungamento rispetto al suo valore geometrico, bibl. [13]. Solitamente questo effetto è di circa 1.55, quindi si ha:

$$AR_{eff}^v = 1.55 \cdot AR^v \quad (6)$$

Uguagliando le espressioni ottenute per i momenti di imbardata ed esplicitando rispetto alla superficie dell’impennaggio verticale, si ottiene dunque un valore che è quello minimo di progetto per il piano verticale.

Nell’apposito modulo del programma, viene rappresentato un grafico dove viene riportato sulle ascisse la superficie dell’impennaggio verticale, e sulle ordinate il momento di imbardata. In esso avremo quindi la curva relativa al momento prodotto dalla spinta del motore estremo operativo ed il momento dovuto all’azione del piano verticale di coda. Saranno inoltre rappresentate curve ISO-Sv che servono ad aiutare il progettista nella scelta da fare per la geometria del piano di coda.

➤ **RAPPORTO  $\delta r_c / \beta$  VICINO ALL'UNITA'**

Questa seconda condizione è utile per far capire al progettista se la scelta fatta sulla misura della superficie dell'impennaggio verticale, permette anche un buon controllo del velivolo durante un ipotetica raffica laterale.

Un piano ben progettato assicura che per un grado di timone si riesce a far fronte a circa un grado di  $\beta$ .

Per calcolare questo rapporto dobbiamo necessariamente conoscere la derivata del coefficiente di momento di imbardata “ $C_n$ ” rispetto all'angolo di derapata,  $\beta$ .

Una condizione di equilibrio del velivolo viene considerata staticamente stabile, da un punto di vista direzionale, se, al comparire di una raffica laterale, il velivolo reagisce con un momento di imbardata che tende a metterne la prua nella corrente laterale stessa. Concordemente al verso scelto dalla convenzione, questa derivata deve essere negativa. Il valore dell'indice  $C_{n\beta}$  è dato dalla somma dei contributi relativi alle principali parti del velivolo.

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_w + (C_{n\beta})_{interf} + (C_{n\beta})_{fus} + (C_{n\beta})_{nac} + (C_{n\beta})_{tail} \quad (7)$$

Vediamo dunque ad uno ad uno questi contributi:

• **Ala**

Il contributo dell'ala dipende dall'angolo di freccia. Si ha:

$$(C_{n\beta})_w = -0.00006 \cdot \left( \Lambda_{\frac{c}{4}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

• **Fusoliera**

Il contributo della fusoliera può essere calcolato attraverso la seguente formula.

$$(Cn_{\beta})_{fus} = \frac{\pi \cdot (K_2 - K_1)}{114.6 \cdot S_w \cdot b_w} \cdot \sum_{i=1}^n w_{fi}^2 \cdot \Delta x_i \quad (9)$$

Questa volta, però, la  $w_f$  è l'altezza della sezione i-esima di fusoliera.

• **Gondole motore (nacelles)**

Il contributo delle nacelles può essere calcolato attraverso la stessa formula per il calcolo del contributo della fusoliera.

$$(Cn_{\beta})_{nac} = \frac{\pi \cdot (K_2 - K_1)}{114.6 \cdot S_w \cdot b_w} \cdot \sum_{i=1}^n w_{fi}^2 \cdot \Delta x_i \quad (9)$$

• **Interferenza ala-fusoliera**

Il contributo alla stabilità statica direzionale dell'interferenza tra ala e fusoliera dipende essenzialmente dalla posizione dell'ala sulla fusoliera. Si distinguono quindi tre casi:

$(Cn_{\beta})_{interf} = 0$	<b>Ala Bassa</b>
$(Cn_{\beta})_{interf} = -0.0001$	<b>Ala Media</b>
$(Cn_{\beta})_{interf} = -0.0002$	<b>Ala Alta</b>

Quello che si vede è che quindi l'interferenza ala fusoliera può avere un contributo stabilizzante.

• **Impennaggio verticale**

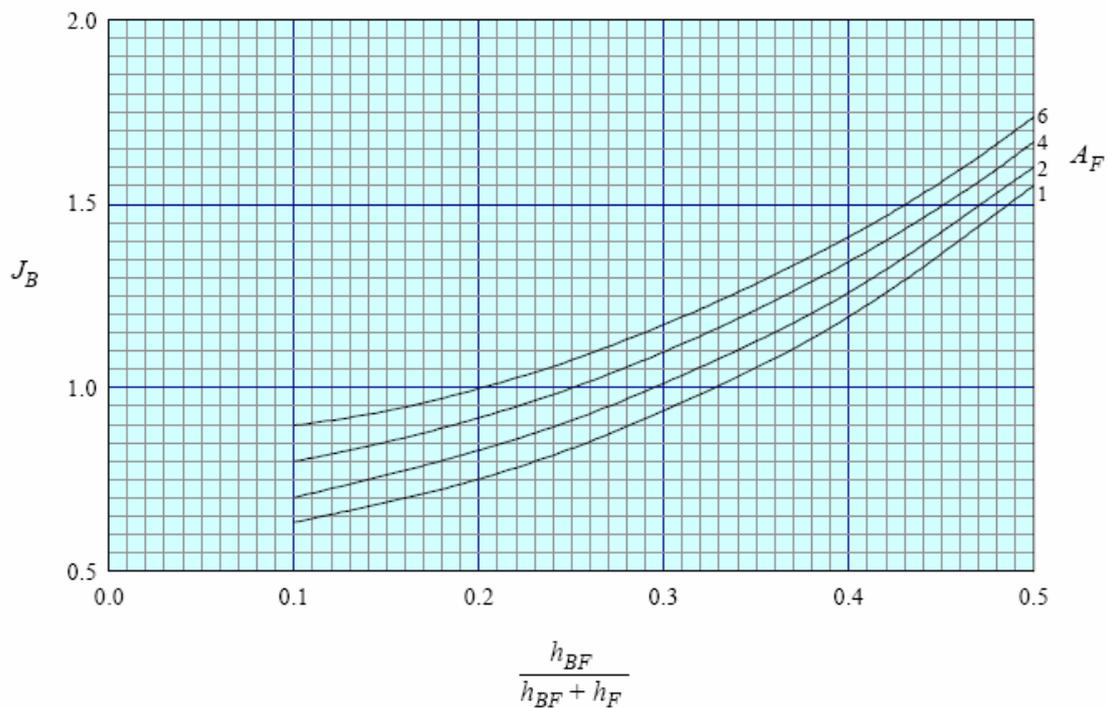
Il contributo dell'impennaggio verticale è stato ricavato attraverso l'approccio consigliato in bibl. [7].

Si comincia con lo stimare il coefficiente della forza laterale che viene prodotta dal piano attraverso la seguente relazione.

$$C_{y_v} = J_B \cdot J_W \cdot J_T \cdot (C_{L\alpha})_V \cdot \frac{S_V}{S_W} \quad (10)$$

Dove i fattori J rappresentano delle correzioni al coefficiente angolare della retta di portanza dovuto alla presenza rispettivamente di Fusoliera, ala e piano orizzontale di coda.

Il fattore di correzione  $J_B$  dovuto all'effetto della fusoliera è dato dalla seguente figura:



**Fig. 6.2 – Fattore  $J_B$  per la stima del coefficiente di forza laterale.**

Questo è una funzione di “ $h_{BF}$ ” altezza della fusoliera nel punto dove si trova il quarto di corda dell’impennaggio verticale, e “ $h_f$ ” è l’altezza del piano.

Il fattore  $J_W$  è dovuto all’interferenza tra l’ala e tutto il piano di coda. Esso è dato nel caso di piano orizzontale montato sulla fusoliera dalla figura 6.3a.

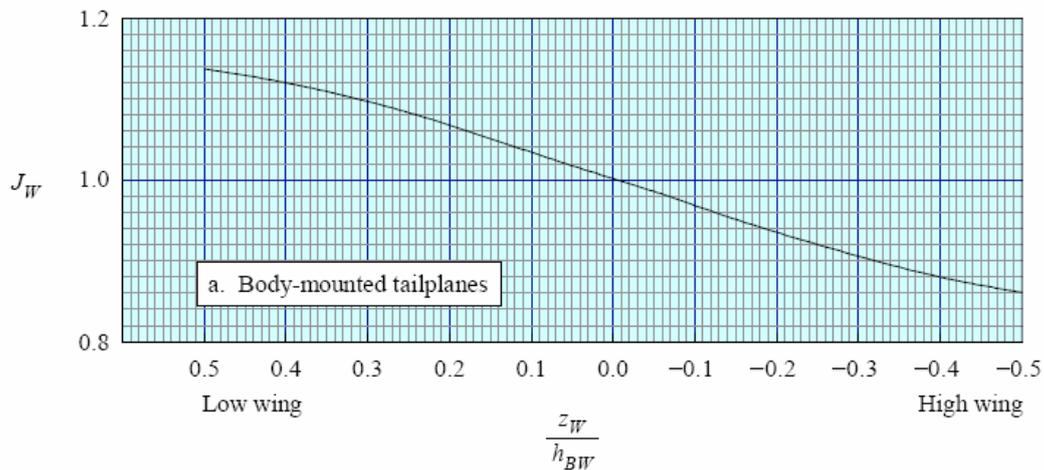


Fig. 6.3a – Fattore  $J_W$  nel caso di piano orizzontale di coda montato sulla fusoliera.

Mentre nel caso questo sia montato sul piano verticale  $J_W$  è ricavabile dalla seguente figura.

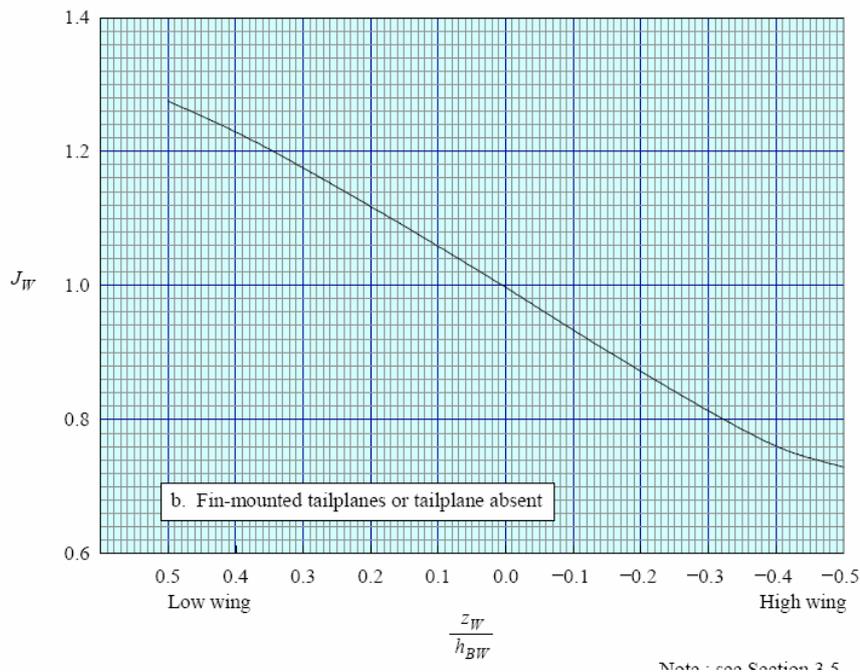


Fig. 6.3b – Fattore  $J_W$  nel caso di piano orizzontale di coda montato sul piano verticale.

In entrambi i casi il fattore correttivo è funzione dell'altezza dell'ala rispetto al centro della fusoliera nella sezione in cui si trova il quarto di corda.

Infine il fattore  $J_T$  che introduce la correzione dovuta alla presenza del piano orizzontale di coda viene dato dalle seguenti due figure, a seconda che il piano sia montato sulla fusoliera o sull'impennaggio verticale.

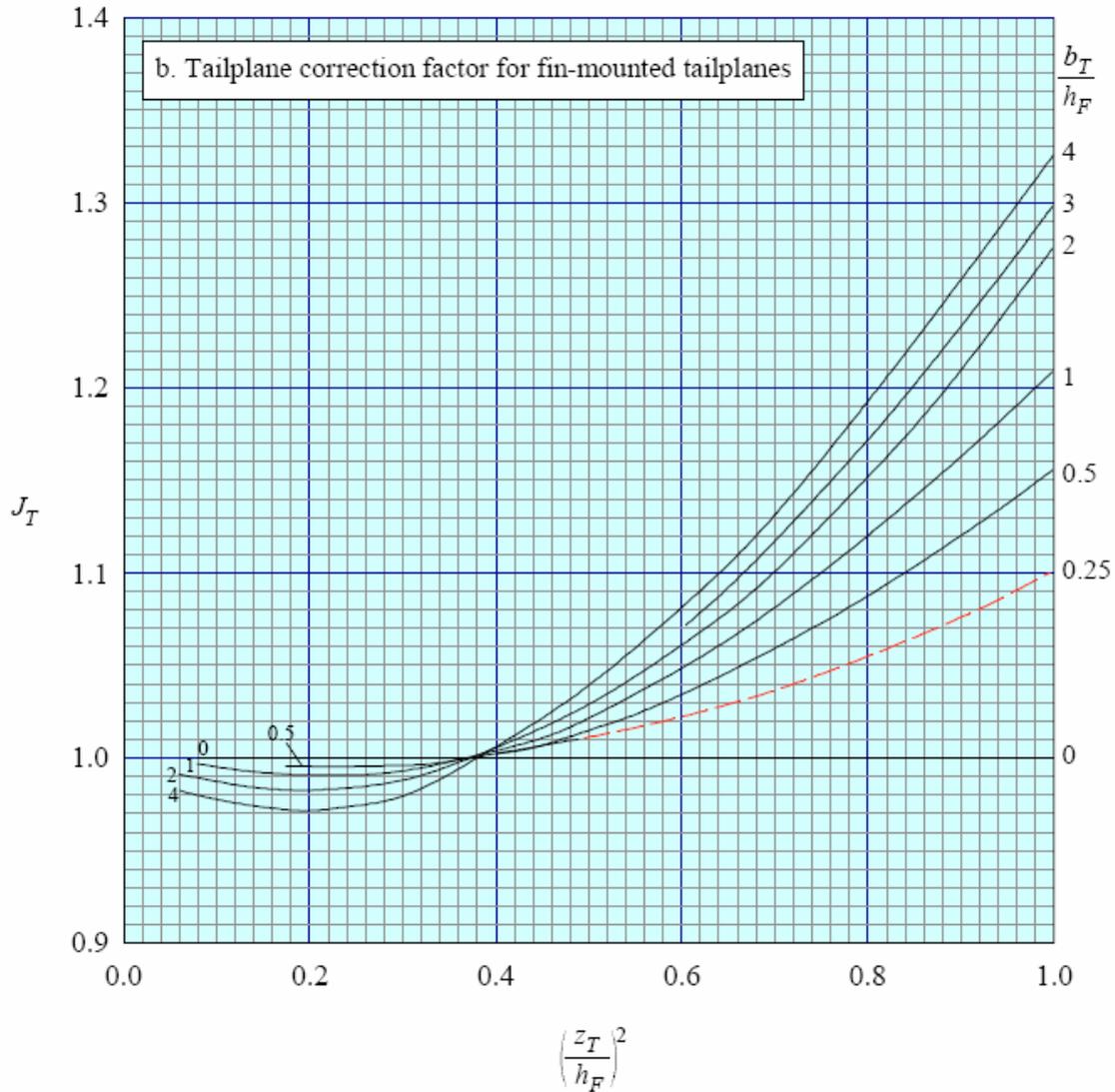
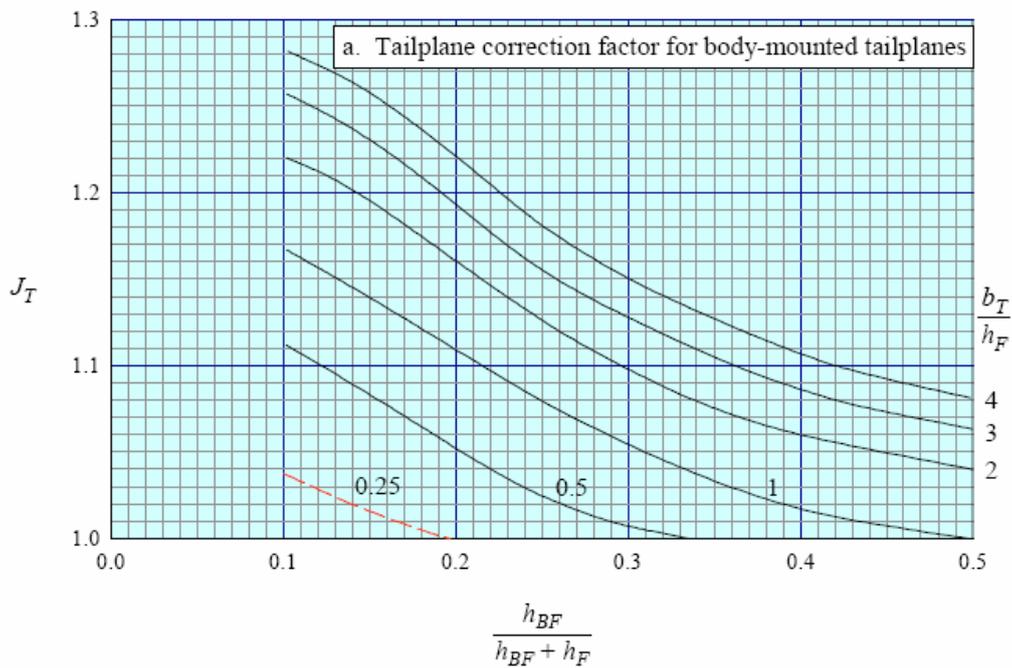


Fig. 6.4a – Fattore  $J_T$  nel caso di piano orizzontale di coda montato sul piano verticale.



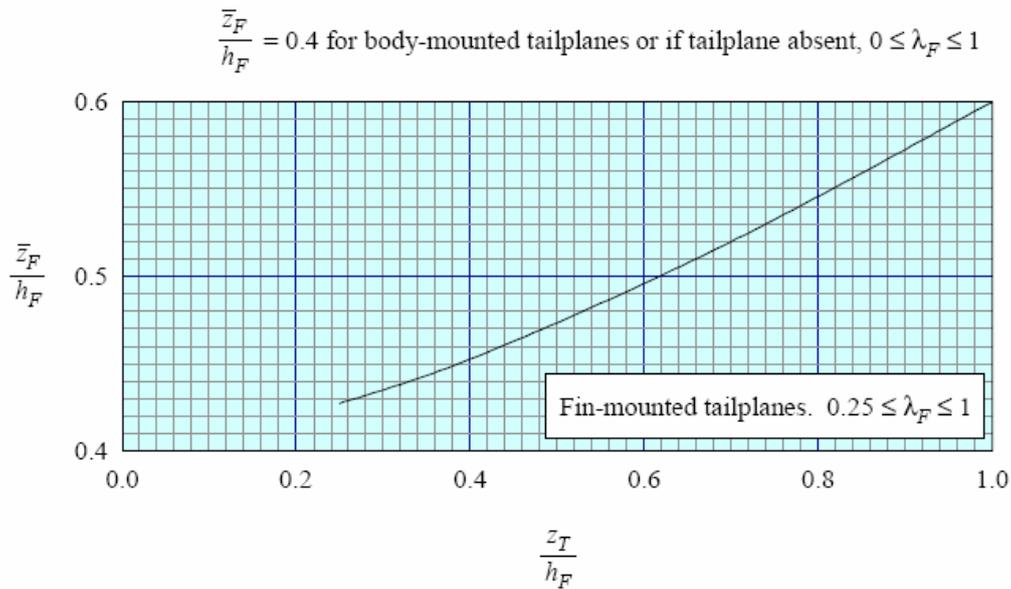
**Fig. 6.4b – Fattore  $J_T$  nel caso di piano orizzontale di coda montato sulla fusoliera.**

Come è mostrato in queste figure il fattore  $J_T$  è funzione sia dello stesso rapporto visto per la valutazione del fattore  $J_B$  ma anche del rapporto tra l'apertura del piano orizzontale di coda “ $b_t$ ” e l'altezza del piano verticale “ $h_f$ ”.

Dopo aver calcolato questi fattori si procede quindi al calcolo del coefficiente  $C_y$  e andarlo a sostituire nella seguente formula.

$$(Cn_{\beta})_{tail} = -C_{y_v} [l_v + 0.7 \cdot \bar{z}_v \tan(\Lambda_{1/4}^v)] / b_w \quad (11)$$

$Z_v$  è l'altezza centro di pressione del piano verticale che nella 11 è adimensionalizzata con l'altezza del piano verticale, questo solitamente vale, per piani orizzontali montati su fusoliera, a 0.4, mentre per impennaggi a T va usato il seguente grafico.



**Fig. 6.5** –  $Z_F$  nel caso di piano orizzontale di coda montato sul piano verticale di coda.

Ricavato quindi quest'ultimo contributo si può procedere ad ottenere il rapporto  $\delta r_e / \beta$ , basta sostituire il valore ricavato di  $Cn_\beta$  nella seguente relazione

$$\frac{\delta r_e}{\beta} = \frac{S_w \cdot b_w \cdot Cn_\beta}{S_v \cdot a_v \cdot \tau \cdot l_v} \quad (12)$$

Da questa relazione si può ottenere una curva in funzione di  $S_v$ , superficie del piano verticale. In questo modo si potrà vedere se la superficie scelta rientra in quell'intervallo desiderato dove il rapporto è vicino ad 1.

In ADAS viene mostrato questo grafico ed anche un secondo riferito alla stessa condizione, che mostra la variazione del coefficiente di momento con la superficie  $S_v$ , ed una seconda curva che rappresenta il valore di  $Cn_\beta$  desiderato su basi statistiche con il tipo di velivolo che si sta progettando.

La formula consigliata in bibl.[13] è la seguente:

$$(Cn_{\beta})_{des} = -0.0005 \cdot \left( \frac{W}{b^2} \right)^{1/2} \quad (13)$$

Una volta scelta la geometria oltre ad essere calcolato il  $Cn_{\beta}$  totale a comandi fissi è possibile anche valutare questo contributo totale a comandi liberi, tutti i contributi non dovuti al piano verticale sono sempre gli stessi, mentre per quanto riguarda quest'ultimo, questo può essere ricavato mediante la seguente relazione:

$$(Cn_{\beta})_{tail\ free} = -a_v \cdot \eta_v \cdot \left( 1 - \frac{Ch_{\alpha_v}}{Ch_{\delta_r}} \tau \right) \cdot \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \frac{l_v}{b_w} \quad (14)$$

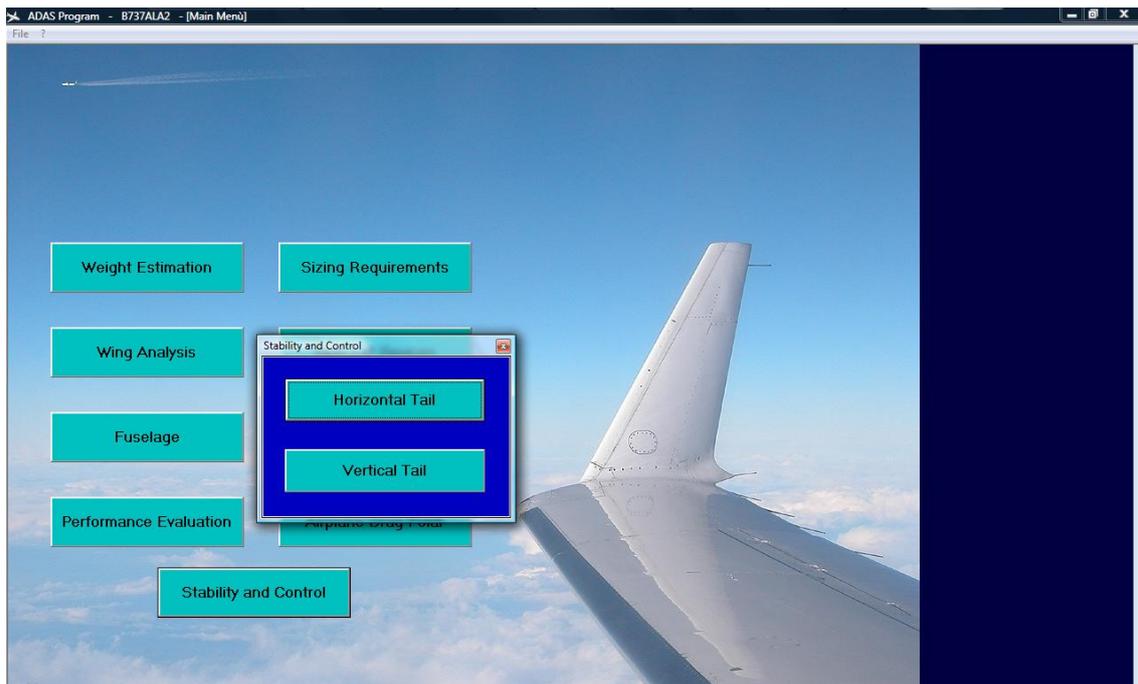
Dove  $Ch_{\alpha_v}$  e  $Ch_{\delta_r}$  sono calcolati mediante le stesse relazioni già osservate nel capitolo precedente sul piano orizzontale di coda, par. 5.2.3.

Nel programma vengono visualizzati tutti i risultati anche i parziali di questi coefficienti. Viene inoltre calcolato il rapporto  $\delta_r / \beta$  per il valore scelto di superficie.

Nel prossimo paragrafo si vedrà in dettaglio il funzionamento del modulo “Vertical Tail” dove sono state implementate le formule descritte ora.

### 6.3 – DESCRIZIONE DEL MODULO NEL PROGRAMMA ADAS 3.0

Al modulo per il progetto del piano verticale di coda vi si accede alla stessa maniera del piano orizzontale, si clicca sul tasto “Stability and Control” e nella finestra che verrà aperta il tasto “Vertical Tail”.



**Fig. 6.6 – Accesso al modulo “Vertical Tail”**

Fatto ciò viene aperta la finestra “Vertical Tail” che appare nella sua suddivisione per l’immissione dei dati, simile al modulo introdotto nel capitolo 5.

Vediamo in dettaglio però le differenze per ogni sezione:

- **Preliminary data:** carica alcuni i dati provenienti dai precedenti moduli necessari per questo punto del progetto, in particolare stavolta viene preso dal modulo delle prestazioni anche il tipo di motore con cui si sta operando, se quel modulo non è stato fatto sarà comunque possibile sceglierlo in tale modulo e dare i dettagli di progetto di questo, in particolare spinta massima e rapporto tra la velocità al decollo e velocità di stallo.

- **Input data:** che permette all'utente di inserire tutti dati che fanno parte del progetto specifico del piano di coda, questa parte è in pratica identica a quella vista nel modulo del piano orizzontale di coda, con l'unica eccezione del valore  $\eta_v$ , rapporto delle pressioni dinamiche.
- **Tail:** che permette di inserire la posizione del piano verticale di coda, allo stesso modo di quanto visto nel capitolo 5.

Quest'ultima sezione come per il piano orizzontale, provvede a disegnare un esempio di piano di coda verticale proporzionato in base al velivolo, che permette di vedere direttamente dove si sta decidendo di posizionare il piano rispetto la fusoliera.

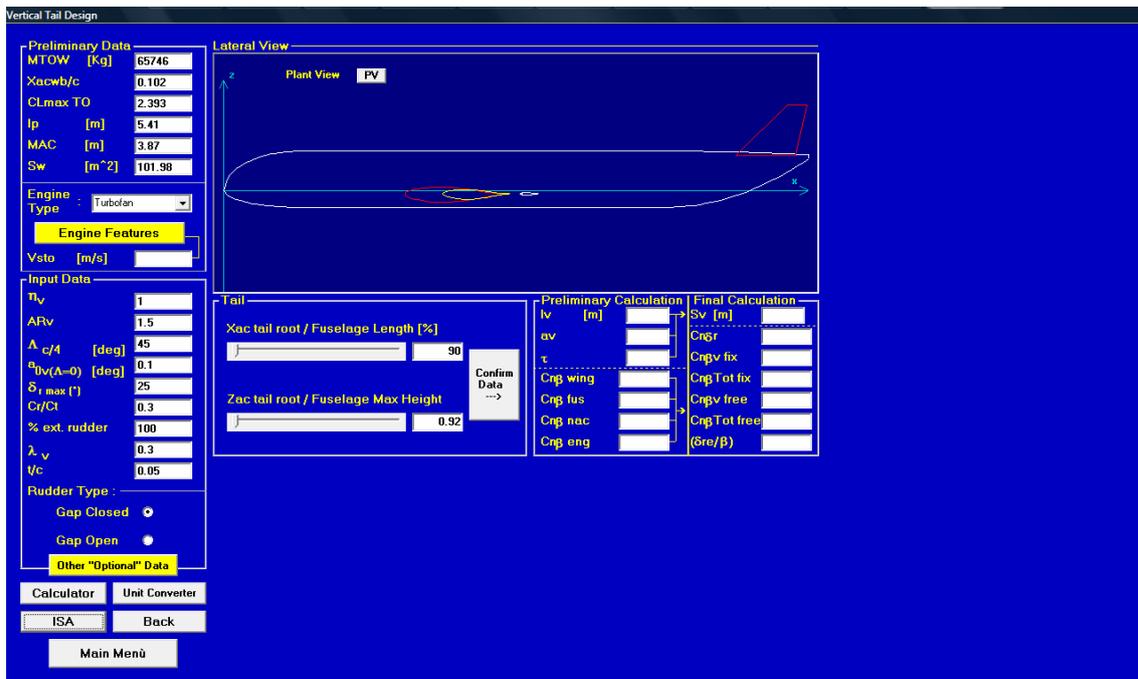


Fig. 6.7 – Immissione dati nel modulo “Horizontal Tail”

Il programma, come per il piano orizzontale, permette di scegliere tra le altre cose se si vuole un timone 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 timoni.

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.

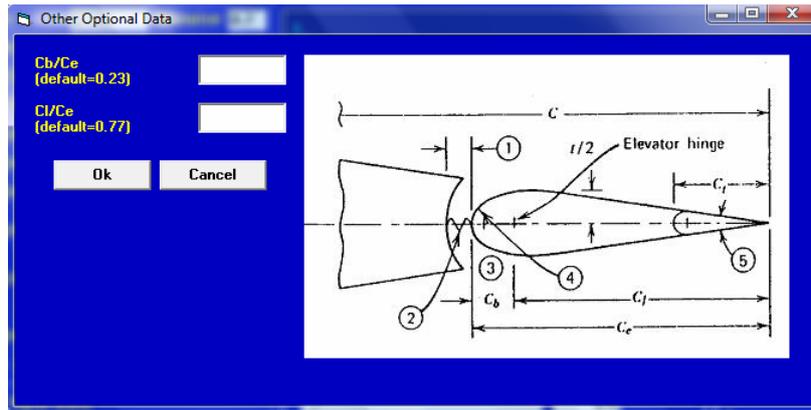


Fig. 6.8 – Schermata di “Other Optional Data”

Oltre a questo tasto che era già presente identico nel piano orizzontale di coda, ne troviamo uno nuovo nella sezione “Preliminary Data” ovvero il tasto “Engine Features”, questo apre una nuova scheda che permette di inserire le specifiche richieste per il motore in questa sede, se queste sono già state immesse nel modulo delle prestazioni esse verranno riportate identiche in questa sezione.

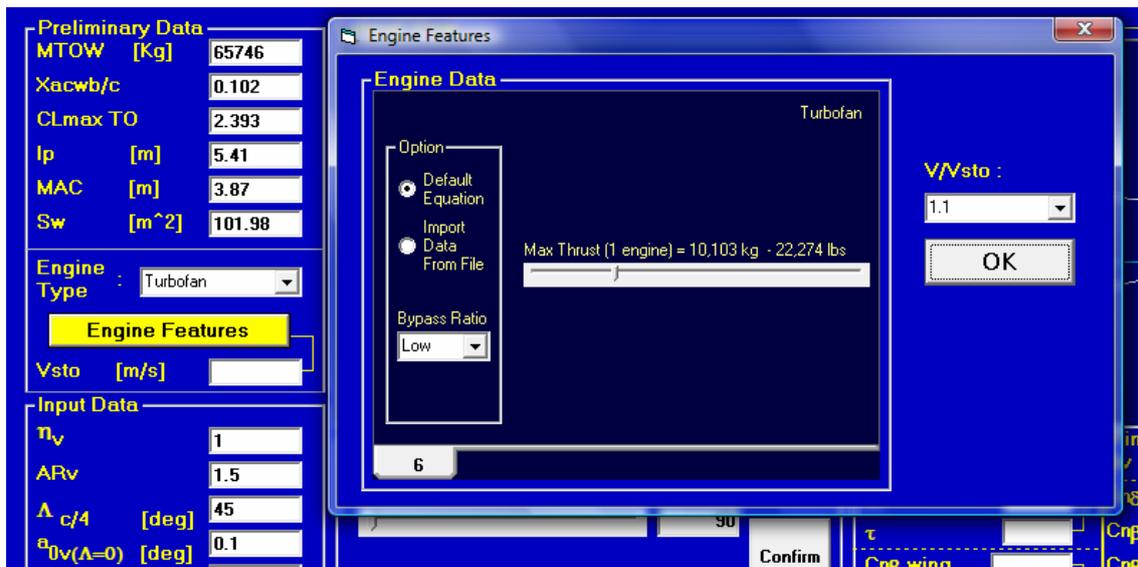


Fig. 6.9 – Schermata di “Engine Features”.

Qui viene anche richiesto di inserire il rapporto tra la velocità di decollo e di stallo, che è una scelta del progettista, nel modulo vengono suggeriti i rapporti 1.1 e 1.2 che sono quelli solitamente usati, ma cliccando sulla casella di testo è possibile inserirne uno proprio.

Premendo “Ok” la finestra si chiude salvando i dati inseriti calcolando anche la velocità di stallo del velivolo, che viene visualizzata sotto il tasto “Engine Features”.

Oltre alla vista laterale del velivolo, può essere visualizzata la vista dal basso, questo per far avere all'utente una visuale completa della situazione anche del motore che si è preso in considerazione per la piantata e della sua distanza dall'asse del velivolo, che poi interesserà il momento da bilanciare dal piano verticale.

Per accedere a questa vista basta premere il tasto "Plant View" "PV"

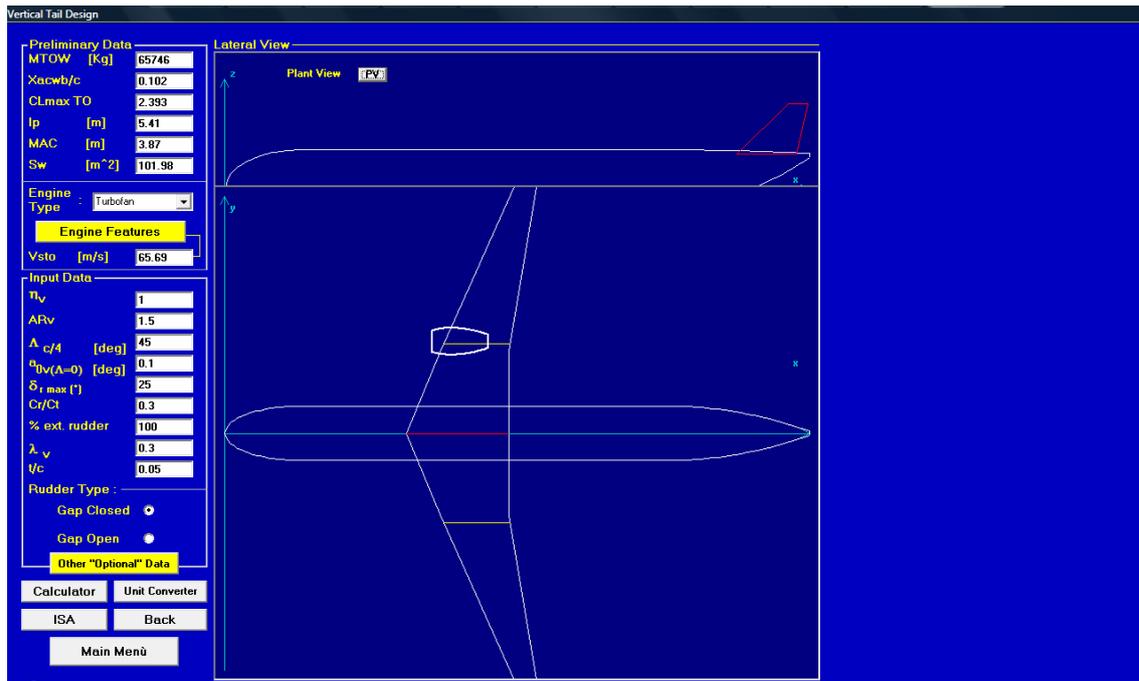


Fig. 6.10 – Il tasto "Plant View".

Per ritornare alla schermata come prima basterà ripremere sullo stesso tasto, o sulla figura appena apparsa.

Dopo aver inserito tutti i dati in maniera corretta si procede quindi al calcolo attraverso il tasto "Confirm Data".

Questo procederà in maniera rapida a tutti i calcoli descritti nel paragrafo 2 di questo capitolo, ed andrà a scoprire un grafico dove vengono mostrate le curve ottenute dalle due condizioni di progetto.

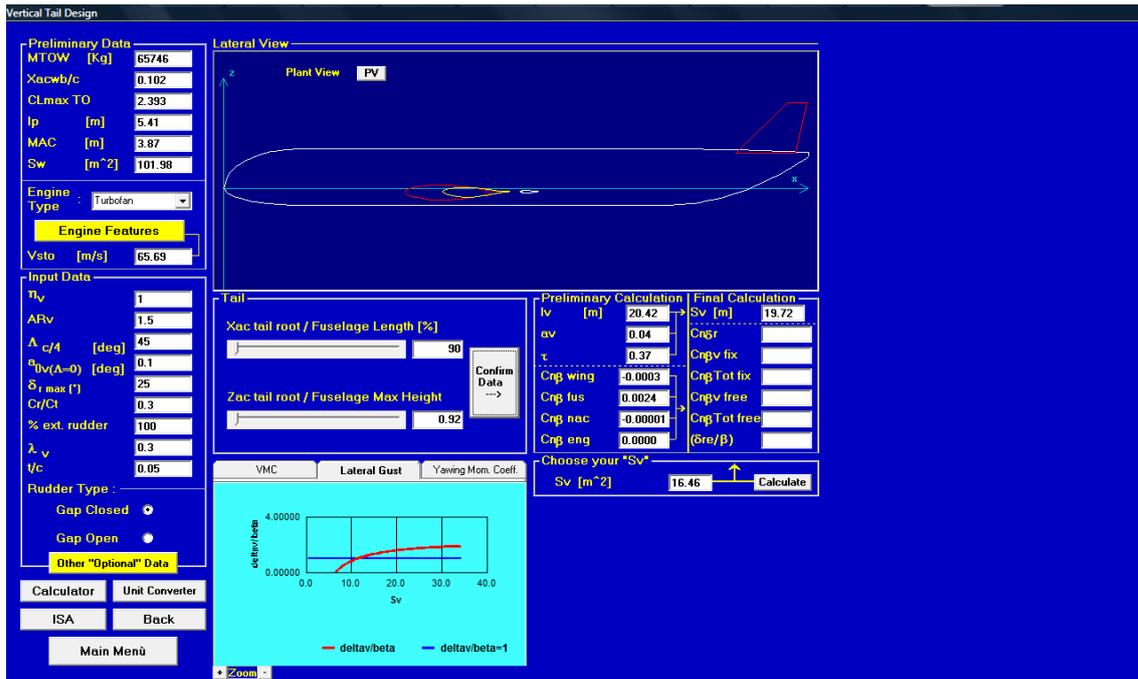


Fig. 6.11 – Schermata successiva al calcolo delle condizioni dal programma .

Scorrendo i *Tab* sopra le figure è possibile vedere tutte le curve che si sono ottenute anche in questo caso, come per il piano orizzontale di coda, sarà possibile ingrandire tutti i grafici per poter scegliere in maniera più accurata la superficie del piano verticale da inserire poi nei calcoli finali e verrà visualizzato lo sketch del piano.

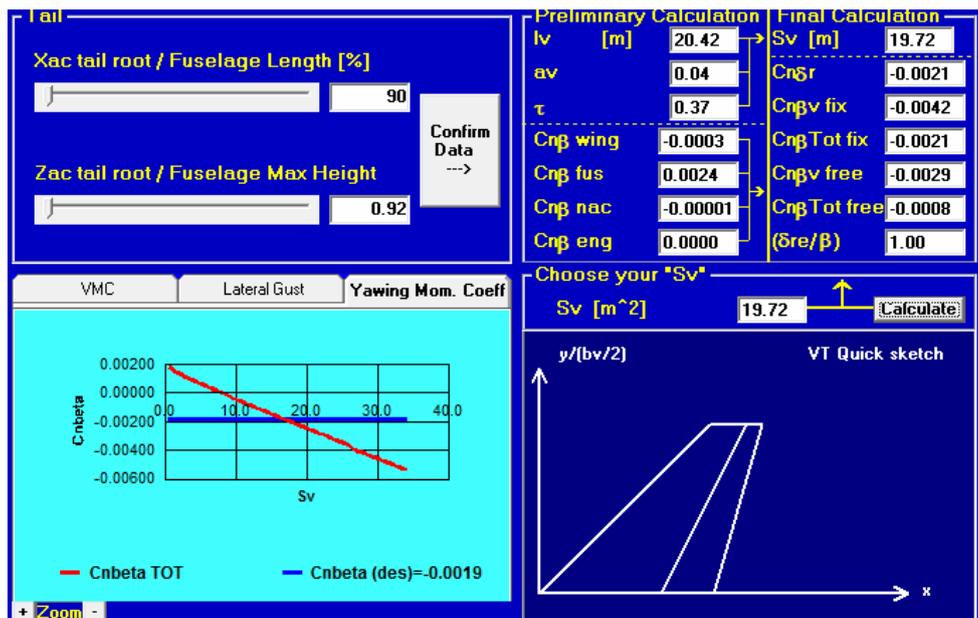


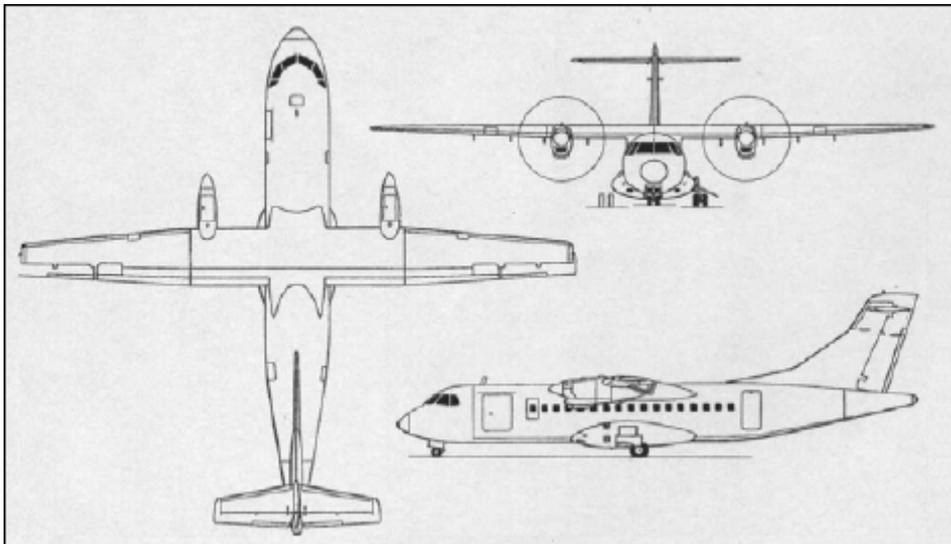
Fig. 6.12 – Sezione dei calcoli finali dopo la scelta della superficie del piano verticale.

Nei prossimi paragrafi verranno affrontati degli esempi applicativi al fine di provare il programma e controllare i suoi risultati.

#### **6.4 – ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO BIMOTORE AD ELICA “ATR 42-500”.**

Per controllare che il codice sviluppato desse risultati realistici sono stati sviluppati due esempi che rappresentassero in pieno due categorie di velivoli da trasporto classici. Il primo è stato un velivolo bimotore ad elica l' "ATR 42-500", questo come noto possiede un piano di coda a T, questo introduce una difficoltà ovvero la ricerca di un ottimo tra varie configurazioni possibili, cercando di capire quali possano dare un buon compromesso tra la posizione del piano orizzontale verticalmente e l'estensione quindi del piano verticale, che viene ad essere in qualche modo fissata come estremo inferiore dalla posizione dell'orizzontale.

I dati utilizzati per l'ATR sono stati i seguenti:



**Fig. 6.13** Trittico del velivolo “ATR 42-500”.

GEOMETRIA		PRESTAZIONI	
superficie alare S	54.50 m <sup>2</sup> (586.6 sq ft)	<u>velocità massima</u>	
apertura alare b	24.57 m (80 ft 7 ½ in)	cruising speed	304 knots (563 km/h) IA
Aspect Ratio AR	11.1		
corda radice cr	2.57 m (8 ft 5 ¼ in)	<u>tempo di salita</u>	
corda estremità ct	1.41 m (4 ft 7 ½ in)	sea level to 5180 m	9.2 min
rastremazione λ	0.549		
diedro (outer panels)	2° 30'	<u>quota di volo</u>	
freccia ¼ c (outer panels)	24°	OEI, ISA 10° C, 97% max TO weight	
		quota di servizio	5845 m (18000 ft)
 		<u>decollo e atterraggio</u>	
PESI		condizioni ISA, 20° C a 915 m:	
massimo al decollo Wto	18600 kg (41005 lb)	corsa di decollo	1475 m (4840 ft)
a vuoto We	11250 kg (24802 lb)	condizioni ISA, sea level, fuel per 300 nm,	
max fuel Wf	4500 kg (9921 lb)	48 passeggeri:	
max payload	5450 kg (12015 lb)	sea level, landing weight dopo 300 nm,	
massimo (zero fuel)	18300 kg (40345 lb)	48 passeggeri:	
 		corsa di atterraggio	970 m (3185 ft)
MOTORI		sea level, max landing weight	
due Pratt & Whitney Canada PW127E		corsa di atterraggio	1095 m (3595 ft)
motore turboprop		<u>autonomia</u>	
Potenza Πo	2051 kW (2750 shp)	max range	1000 nm (1852 km)
ELICHE			
Ratier-Figeac/Hamilton			
passo variabile			
numero delle pale N	6		
Diametro D	3.93 m (12 ft 10 ¾ in)		

**Fig. 6.14 Specifiche del velivolo “ATR 42-500”.**

Procedendo con ordine si è prima calcolato il piano verticale di coda come se il piano orizzontale non ci fosse, questo per cominciare a stimare in prima battuta una superficie e quindi un’apertura dove poi posizionare il piano orizzontale.

Inserendo i seguenti dati:

The figure shows three windows from a software application used for aircraft design. The top window is titled "Engine Features" and contains the following data:

- Engine Type: Large Turbopropeller
- Option: Default Equation (selected)
- Propeller Efficiency = 0.800
- SFC = 0.60 [lb / hp h]
- Prop. Diameter = 3.940 m
- Pmax/Po condition = 1.000
- N° of Blades: 6
- Max Power (1 engine) = 1,069 kW - 1,434 Hp
- V/Vsto: 1.1
- Buttons: OK
- Page indicator: 3

The bottom-left window is titled "Preliminary Data" and contains:

- MTOW [Kg]: 21213
- Xacwb/c: -0.019
- CLmax TO: 2.222
- lp [m]: 4.91
- MAC [m]: 2.28
- Sw [m^2]: 54.52
- Engine Type: Turbopropeller
- Engine Features button
- Vsto [m/s]: 52.96

The bottom-right window is titled "Input Data" and contains:

- $\eta_v$ : 1
- ARv: 1.5
- $\Lambda_{c/4}$  [deg]: 40
- $\alpha_{0v(\Lambda=0)}$  [deg]: 0.11
- $\delta_{r \max}$  (°): 25
- Cr/Ct: 0.3
- % ext. rudder: 100
- $\lambda_v$ : 0.5
- $t/c$ : 0.05
- Rudder Type: Gap Closed (selected), Gap Open
- Other "Optional" Data button

Fig. 6.15 Dati per il calcolo del piano verticale di coda.

ed andando a calcolare, si ottiene che per la piantata di motore la limitazione è poco importante in quanto restituisce un valore basso della superficie, allora prendiamo in considerazione, la seconda condizione sul controllo, prendiamo quindi come valore di

riferimento proprio quello di intersezione tra la curva del  $C_{n\beta}$  totale e quello “desiderato” del valore di -0.0013, In questo caso 18.

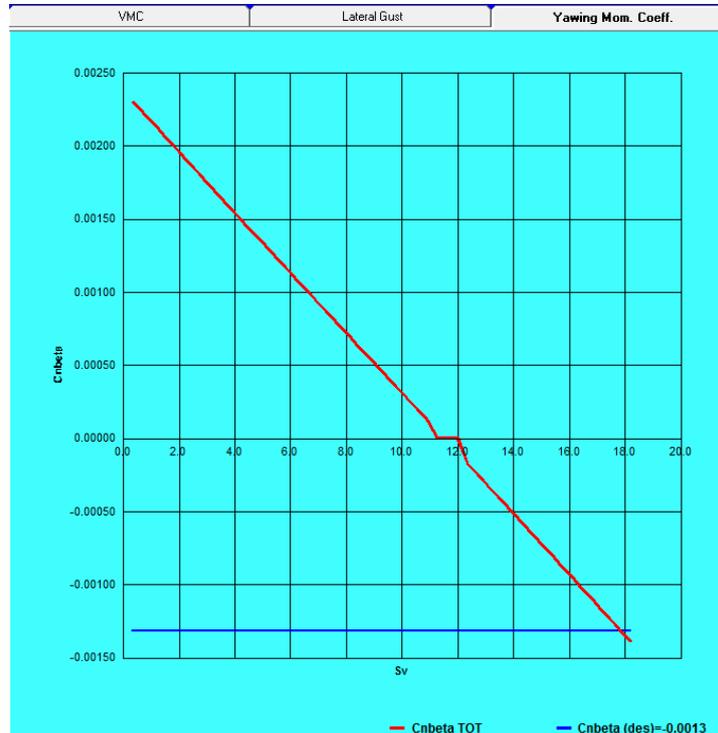


Fig. 6.16 Curva del coefficiente di momento di imbardata in funzione di Sv.

A questa superficie ed all’allungamento scelto corrisponde quindi un’apertura pari a 5.17m che corrisponde quindi per un piano orizzontale messo poco più in basso del vertice ad un’altezza di 2.70 volte quella della fusoliera. Andando ad immettere questi dati nel modulo del piano orizzontale di coda si ottengono quindi i seguenti risultati.

Input data	
$\Lambda_{c/4t}$ [deg]	2
$\lambda_t$	0.5
$C_e/C_t$	0.3
$\delta_{e\ max}$ [°]	-25
% ext. elevator	90
Tail (Vc) mean	0.1
Elevator Type :	
$a_{0t}$ ( $\Lambda=0$ )	0.1
Xcg/c Max fw	0.18
Xcg/c Max bw	0.3
SSMcl	-0.05
ARt	6
Gap Closed <input checked="" type="radio"/>	
Gap Open <input type="radio"/>	
Other "Optional" Data	

Fig. 6.17 Dati immessi nel modulo “Horizontal Tail”.

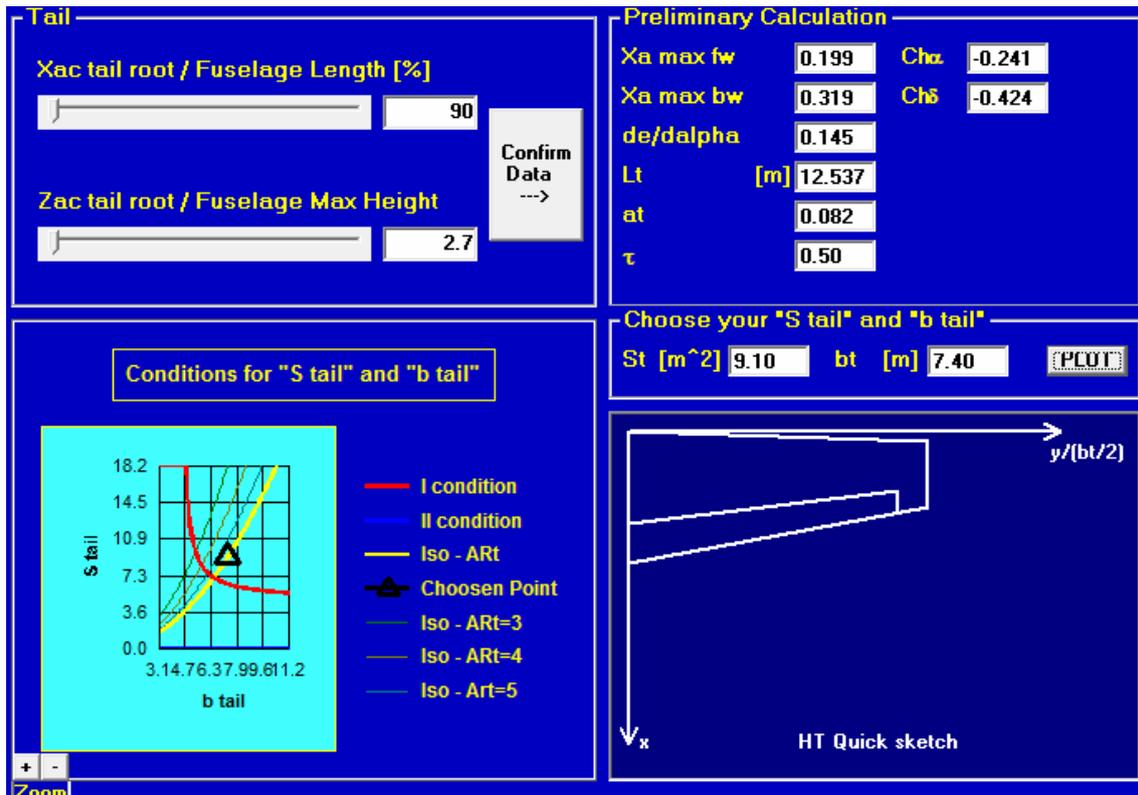


Fig. 6.17 Risultati del modulo "Horizontal Tail".

Quindi si è ritornati nel modulo del piano verticale di coda e si è ricalcolato il tutto, il programma provvede da solo a prendere la posizione e le dimensioni del piano orizzontale appena studiato, i risultati sono dunque i seguenti:

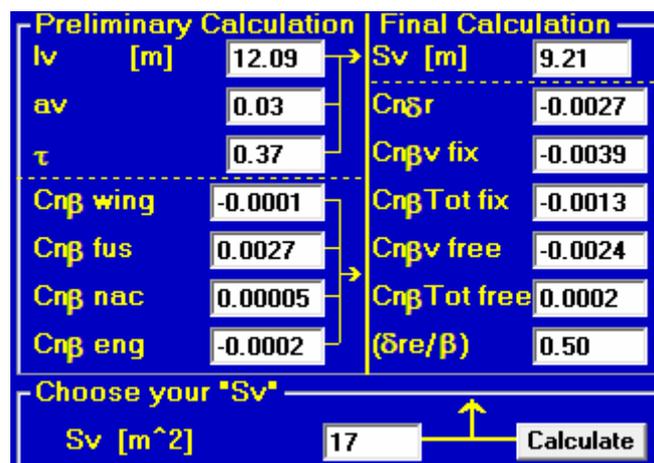


Fig. 6.17 Risultati del modulo "Vertical Tail".

Si è scelta una superficie leggermente più piccola di quella inizialmente stimata, in quanto essi davano nei calcoli finali un valore di  $C_{n\beta}$  uguale a quello desiderato, essendo quest'ultimo dato dalla (13) introdotta nel precedente paragrafo, è sempre lo stesso ricavato nel calcolo di stima del piano verticale. Da notare come il valore ricavato sia molto vicino a quello reale.

### 6.5 – ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO DA TRASPORTO A GETTO “BOEING 737-400”.

Allo stesso scopo dell'esempio precedente, è stato sviluppato lo stesso velivolo da trasporto usato per lo studio del piano orizzontale di coda introdotto nel capitolo 5. 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	
MTOW [Kg]	65746
Xacwb/c	0.102
CLmax TO	2.393
Ip [m]	5.41
MAC [m]	3.87
Sw [m <sup>2</sup> ]	101.98
Engine Type	Turbofan
<b>Engine Features</b>	
Vsto [m/s]	65.69

Input Data	
$n_v$	1
ARv	1.5
$\Lambda_{c/4}$ [deg]	45
$a_{0v}(\Lambda=0)$ [deg]	0.1
$\delta_{r \max}$ (*)	25
Cr/Ct	0.3
% ext. rudder	100
$\lambda_v$	0.3
t/c	0.05
Rudder Type :	
Gap Closed	<input checked="" type="radio"/>
Gap Open	<input type="radio"/>
<b>Other "Optional" Data</b>	

Fig. 6.18 – Input del modulo “Vertical Tail” per il “Boeing 737-400”.

Per ottenere la Velocità di stallo presente in *Preliminary data*, si preme su “*Engine Features*” e sono stati inseriti i seguenti dati.

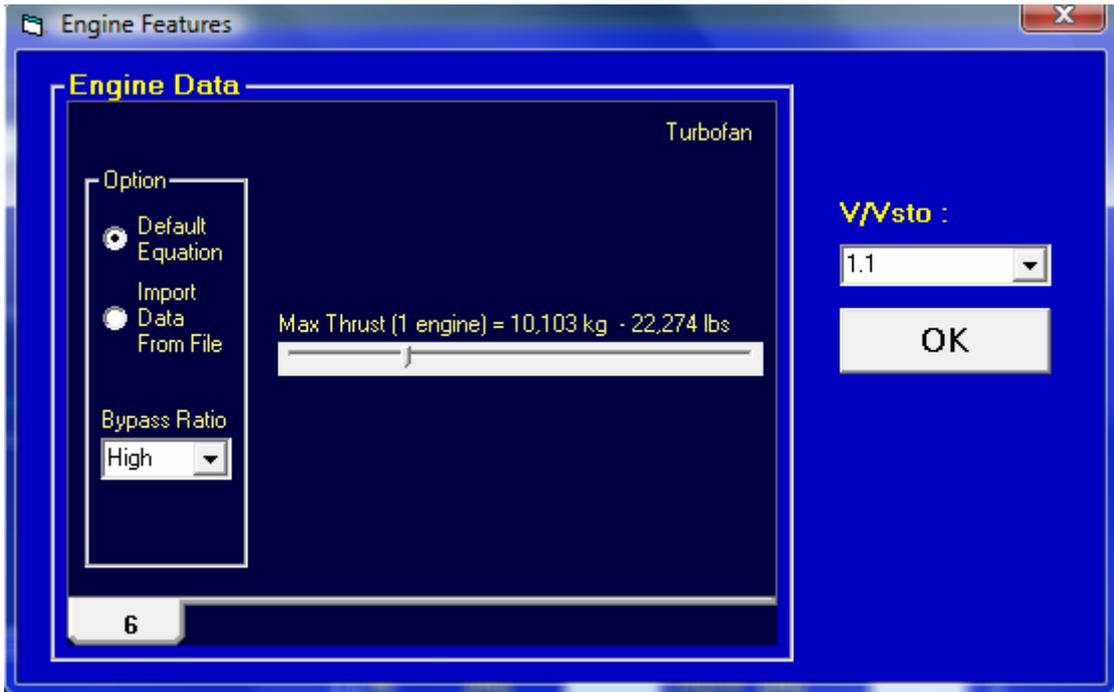


Fig. 6.19 – Input in “Engine Features” per il “Boeing 737-400”.

Da questo modulo viene inoltre calcolata la spinta fornita dal motore alle varie velocità che restituirà il grafico finale per la condizione della piantata di motore, “VMC”.

La posizione scelta per il piano verticale è invece stata la seguente.

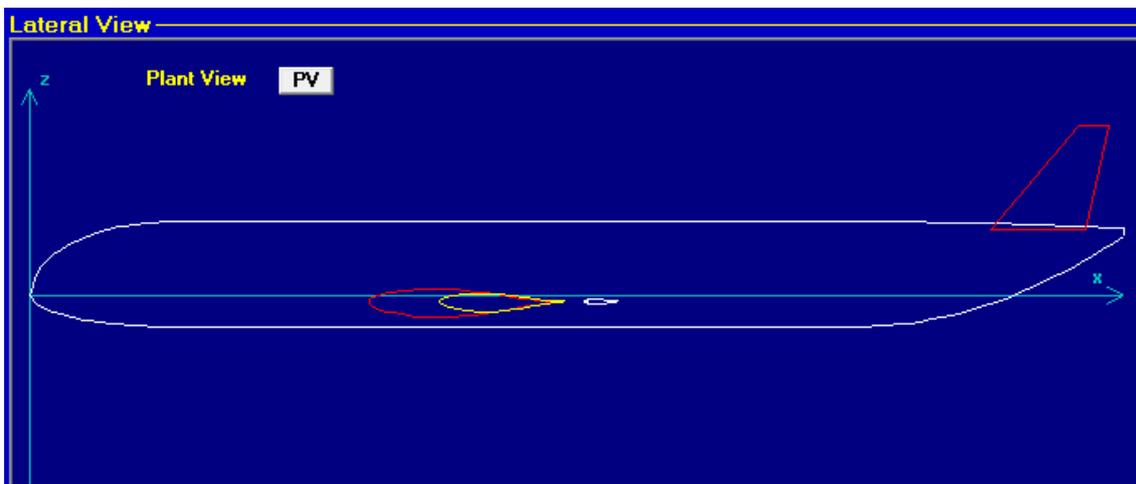


Fig. 6.20a - Posizione piano verticale di coda scelta.

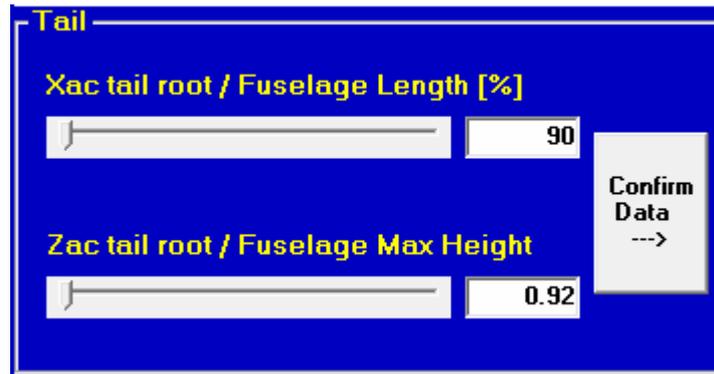


Fig. 6.20b – Posizione del piano verticale di coda scelta.

In “*Other optional data*” abbiamo lasciato i valori di default, per sceglierli basta premere “OK” senza scrivere nulla.

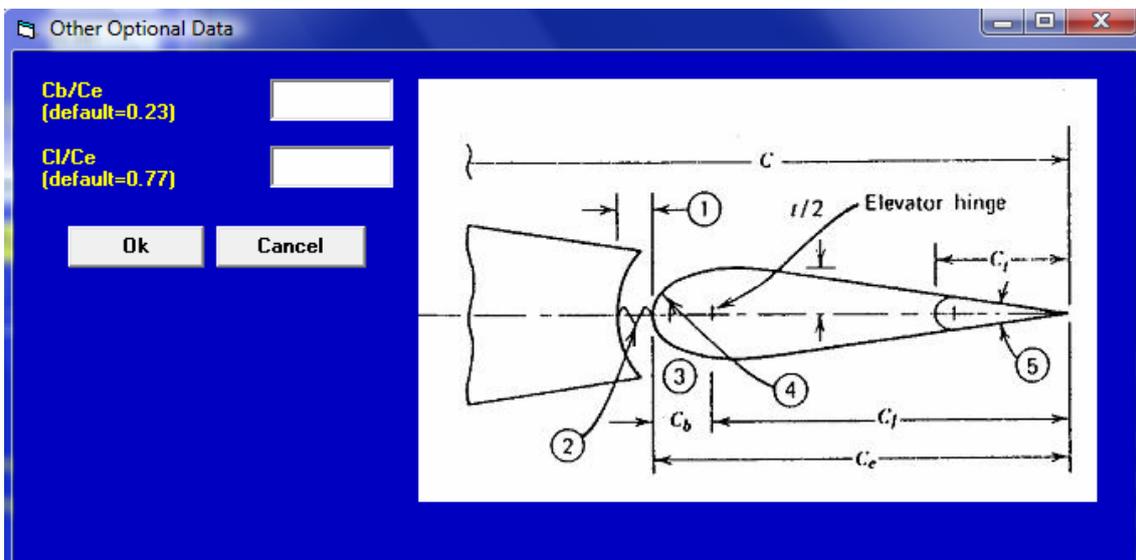


Fig. 6.21 – Posizione della cernira del timone.

Si ricorda che non è obbligatorio entrare in questa finestra, il programma procede comunque utilizzando i valori di default se non si è entrati in essa.

Premendo infine il tasto “*Confirm Data*” si procede al calcolo delle limitazioni per il progetto del piano. Vengono quindi ottenuti i seguenti risultati.

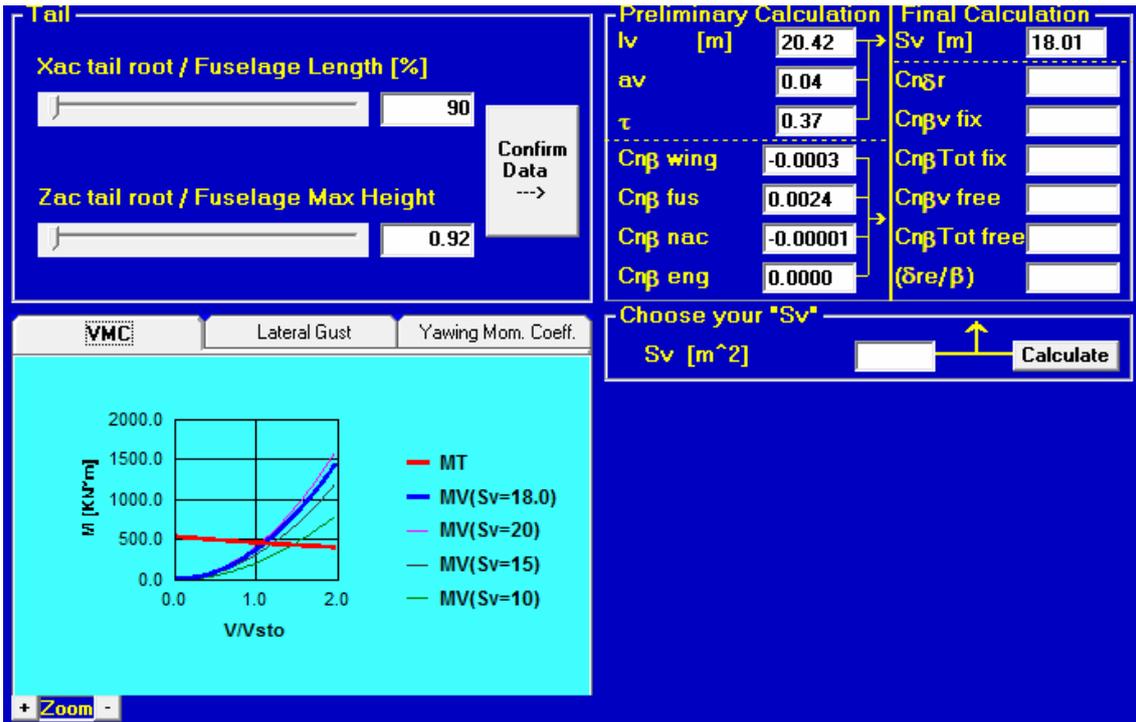


Fig. 6.22a – Risultati ottenuti.

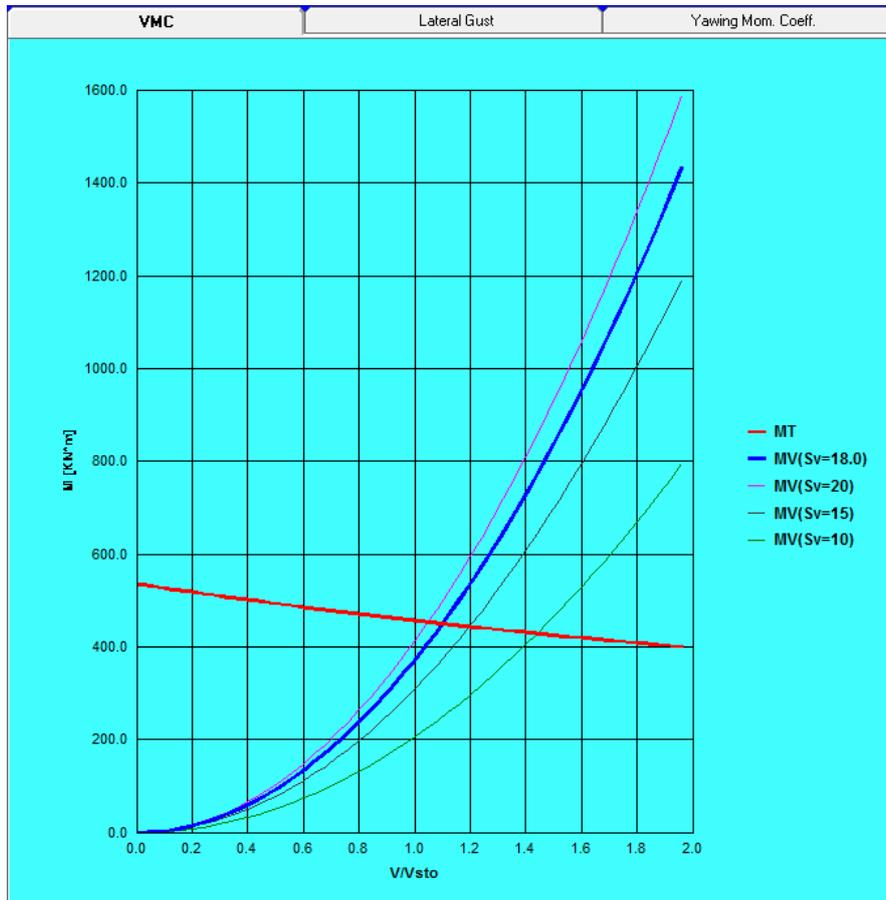


Fig. 6.22b – Risultati ottenuti.

Per quanto riguarda la condizione della raffica laterale, per visualizzare i risultati basta cliccare sugli altri “Tab”, di seguito sono stati ingranditi i grafici come fatto con la condizione precedente.

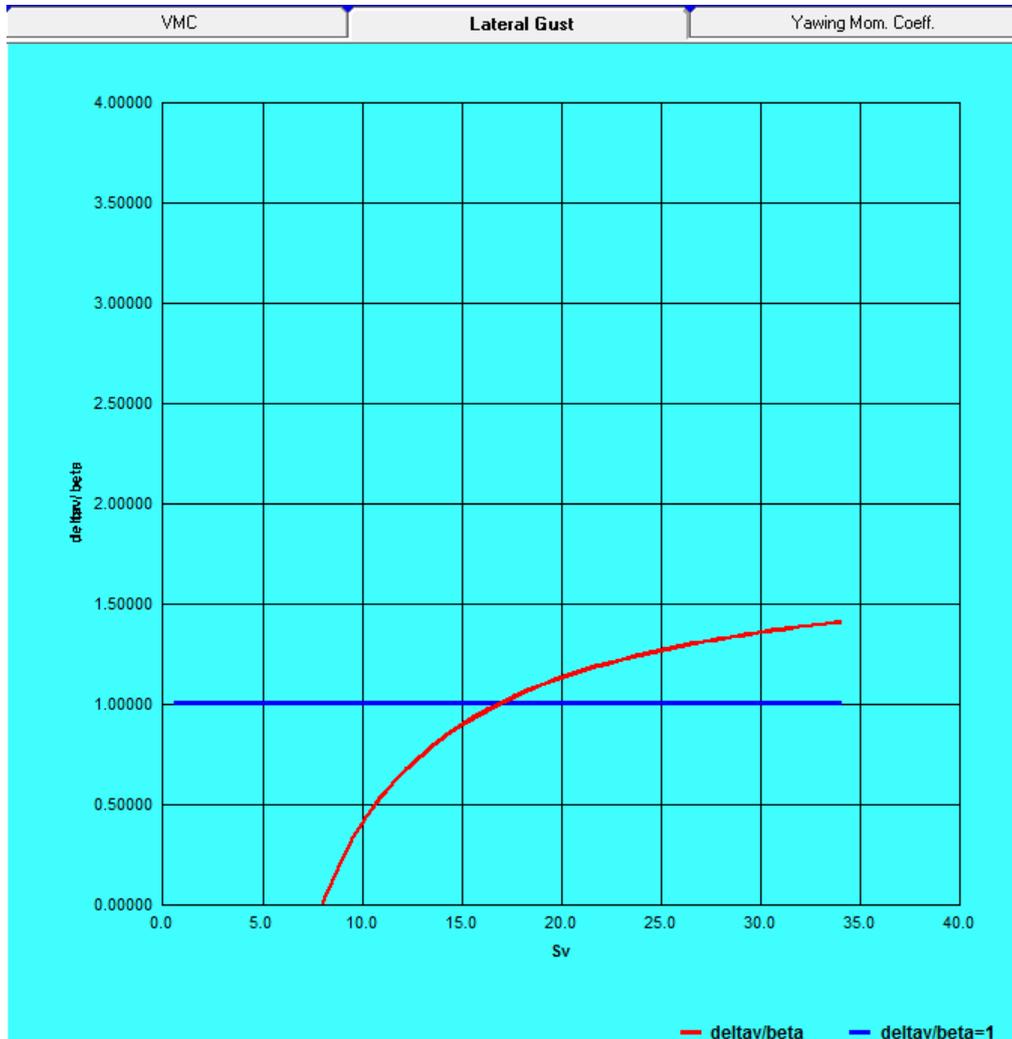


Fig. 6.22c – Risultati ottenuti.

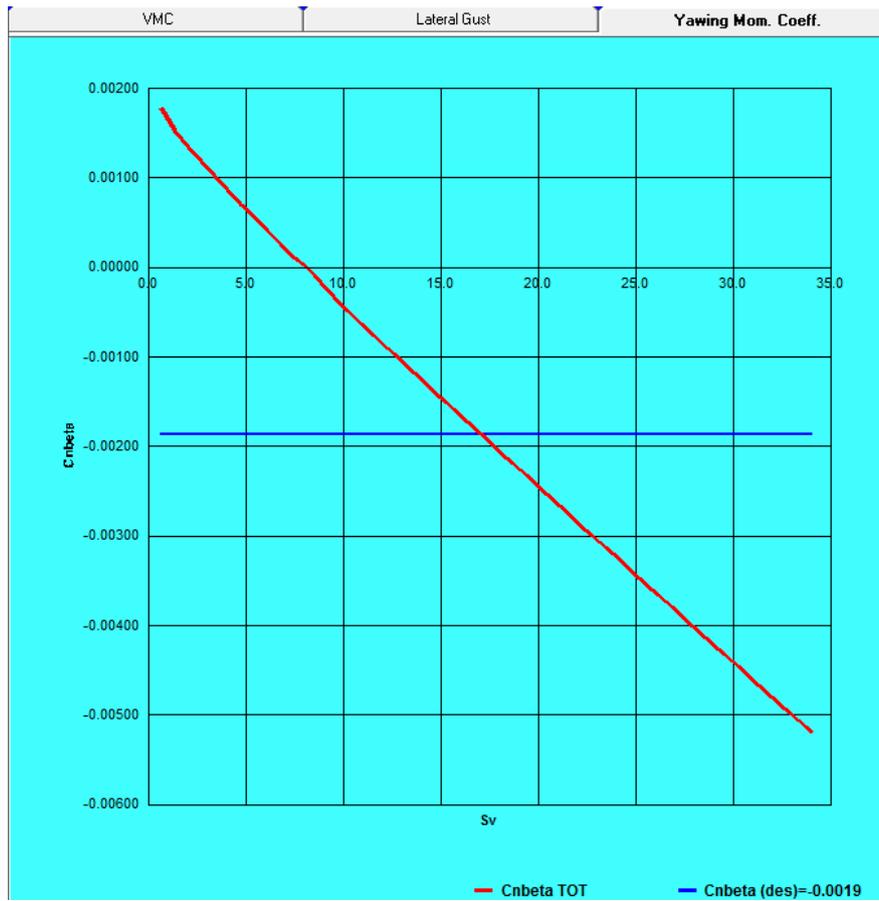


Fig. 6.22d – Risultati ottenuti.

A questo punto si è deciso di scegliere come superficie del piano proprio quella consigliata per il controllo del velivolo in caso di piantata di motore.

Come si vede anche direttamente dai grafici in figura 6.c e 6.d questa scelta assicura anche un buon controllo da parte del piano verticale in caso di raffica laterale.

Andando dunque ad inserire tale valore della superficie nella sezione apposita e premendo il tasto “Calculate” si vedranno comparire al di sopra i risultati di questi ultimi calcoli, ed in basso lo sketch del piano scelto.



Fig. 6.23 – Superficie scelta.

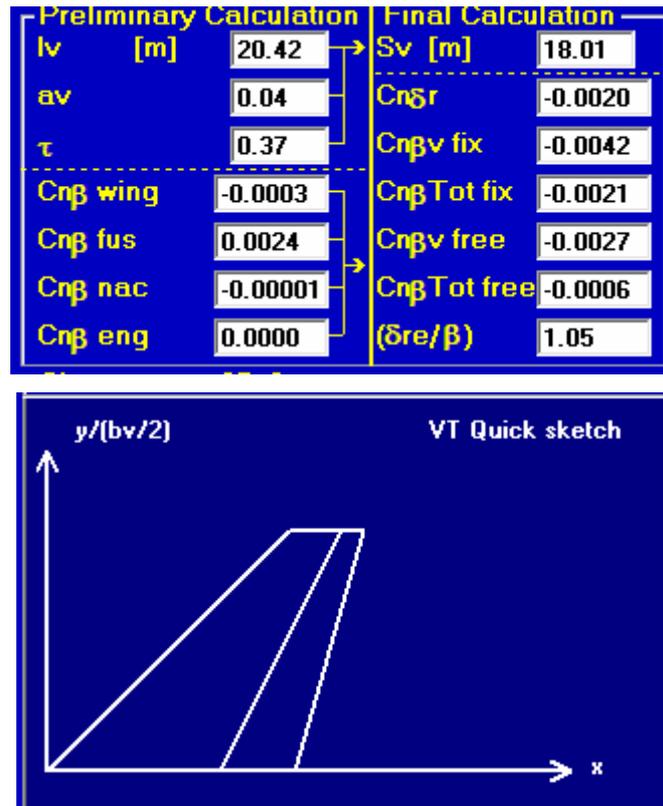


Fig. 6.24 – Risultati finali.

I Risultati mostrano quindi che il piano scelto è anche ben dimensionato per il controllo. Nei dati reali del velivolo in effetti il piano è un pò più grande, anche perchè la nostra scelta è stata comunque la superficie minima, in ogni caso scegliendo una superficie più grande, ovvero quella reale, i risultati appaiono contenuti. Questi vengono mostrati comunque qui di seguito.

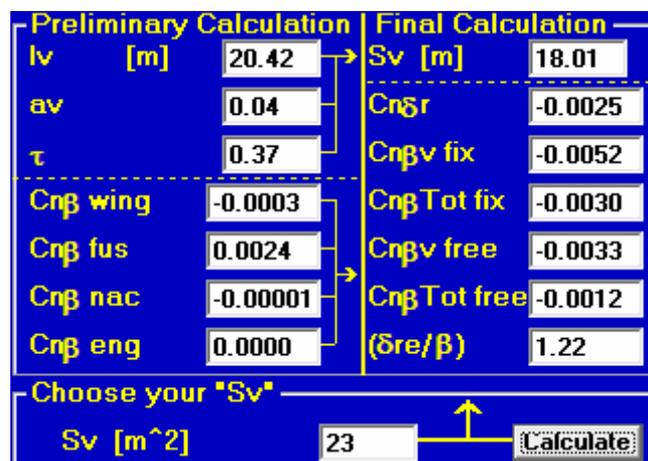


Fig. 6.25 – Risultati finali per la superficie reale del “Boeing 737-400”.

#### **4.7 – CONSIDERAZIONI FINALI**

Il modulo è stato ideato per essere utilizzato anche separatamente ed a prescindere dai risultati ed i valori del piano orizzontale di coda. Ma l'ideale sarebbe comunque affrontare prima lo studio dell'impennaggio orizzontale e successivamente andare a dimensionare e studiare quello verticale, questo perchè mentre il primo non necessita dati provenienti dal verticale il secondo, per quello che si è visto si.

Il programma in ogni caso permette di effettuare tutti i calcoli necessari in breve tempo e facilmente con pochi click. L'immissione dei dati di input è sicuramente molto semplice.

Il valore ottenuto dalla limitazione di piantata di motore è lievemente inferiore ai dati reali dei velivoli, ma questo è più che normale, visto che essa rappresenta una limitazione ovvero un minimo di progetto per quella condizione imposta. Per ragioni di sicurezza in uno stato più avanzato di progetto la dimensione viene ad essere maggiorata fino a raggiungere le effettive misure reali.

La procedura per il progetto del piano di coda a T appare essere buona, anche se per una maggiore precisione ci sarebbe bisogno di uno studio di ottimo su tutte le condizioni sia sul piano orizzontale che verticale, che in ogni caso appare difficoltosa, e visto che tutto ciò viene fatto per l'avanprogetto è sicuramente sufficiente la stima fatta nel modo descritto nell'esempio dell'ATR 42-500.