

ANALISI DEI DISPOSITIVI DI ALTA PORTANZA

4.1 - GENERALITA'.

Le prestazioni a bassa velocità degli aeroplani, specialmente quelli da trasporto, hanno ricevuto notevole interesse negli ultimi anni. E' importante quindi nella fase preliminare di progetto essere capaci di predire le caratteristiche aerodinamiche, portanza e resistenza, che possono essere usati con una certa facilità per calcolare le prestazioni a basse velocità e qualità di manovra, ed avere un realistico obiettivo per il successivo sviluppo aerodinamico. Per questo si è deciso di inserire in ADAS 3.0 un modulo che permettesse in maniera semplice ed accurata di fare questi calcoli. Inoltre i risultati provenienti da questo modulo sono utili per il modulo della stabilità e controllo, che verrà affrontato successivamente. Il metodo illustrato nel seguito fa riferimento a quello illustrato in Rif. [27] e permette di stimare con buona accuratezza le curve di portanza e le variazioni di resistenza e momento, per configurazioni con dispositivi deflessi al bordo d'attacco e bordo di uscita. Calcolare la variazione di momento si è rivelato utile per il calcolo del carico richiesto sul piano di coda orizzontale per equilibrare l'aereo.

Sono stati implementati per i sistemi al bordo di uscita flap del tipo "Plain", "Slot", "Fowler flap" e "Double Slotted", mentre per il bordo di attacco "Plain Flap" "Slat" e "Krueger", che sono i dispositivi più usati in tale ambito.

4.2 - METODO PER LA VALUTAZIONE DEGLI EFFETTI DEI DISPOSITIVI DI ALTA PORTANZA

Il tradizionale approccio al calcolo della portanza generata dall'ala con Flap e/o Slat deflessi è bastato sull'assunzione che la portanza prodotta da un profilo bidimensionale dell'ala possa essere considerata un punto di partenza. Successivamente una conversione all'ala tridimensionale viene fatta con correzioni semi empiriche. Questa procedura è accettabile, e mostra risultati soddisfacenti quando la corrente che attraversa l'ala in direzione della sua apertura e gli effetti di interferenza sono di minore importanza o completamente assenti.

Come già detto precedentemente il metodo presentato è un metodo semi empirico generalizzato basato sulla teoria dei profili sottili e dati sperimentali.

La determinazione della curva di portanza è stata suddivisa nel calcolo dell'incremento delle CL ad angolo d'attacco nullo ΔCL_0 , l'incremento del CL massimo ed infine della variazione dell'inclinazione della curva di portanza a bassi angoli CL_α .

Il primo di questi può essere facilmente determinato prima in 2D, viene prima ricavato il fattore di efficacia τ del dispositivo attraverso due curve presentate in figura 4.1.

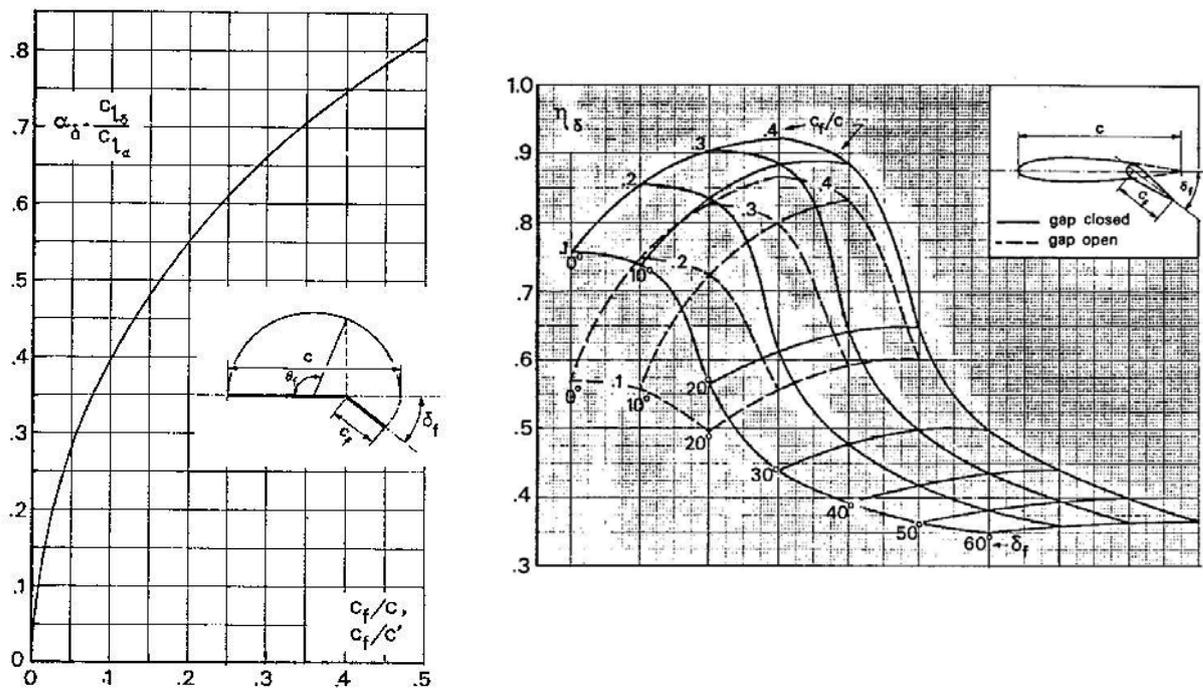


Figura 4.1 – Grafici utilizzati per la valutazione del fattore di efficacia.

Da queste figure vengono trovati i valori da inserire nella seguente formula.

$$\tau = \alpha_{\delta} \eta_{\delta} \quad (1)$$

Dopo di che viene moltiplicato tale fattore, per il Cl_{α} del profilo e la deflessione in atto. Questo è sufficiente per flap di tipo "Plain", mentre per flap del tipo slot, fowler e double slot la corda del profilo risulta essere più estesa rispetto alla posizione non deflessa, quindi si deve entrare nel primo dei due grafici 4.1 tenendo conto di quest'allungamento. A differenza dall'approccio di Torenbeek che aggiunge un secondo piccolo contributo dovuto a Cl_0 e l'allungamento, non si è aggiunto altro, si sono infatti ottenuti risultati più vicini alla realtà in questo modo.

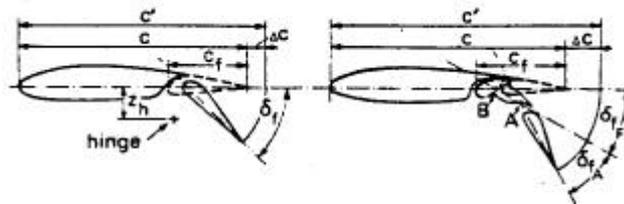


Figura 4.2 – Sovraestensione della corda nei casi di flap di tipo slot e doppio slot.

Il secondo grafico è utilizzato per trovare η nei "Plain" flap per i restanti tipi esistono differenti curve, illustrate di seguito.

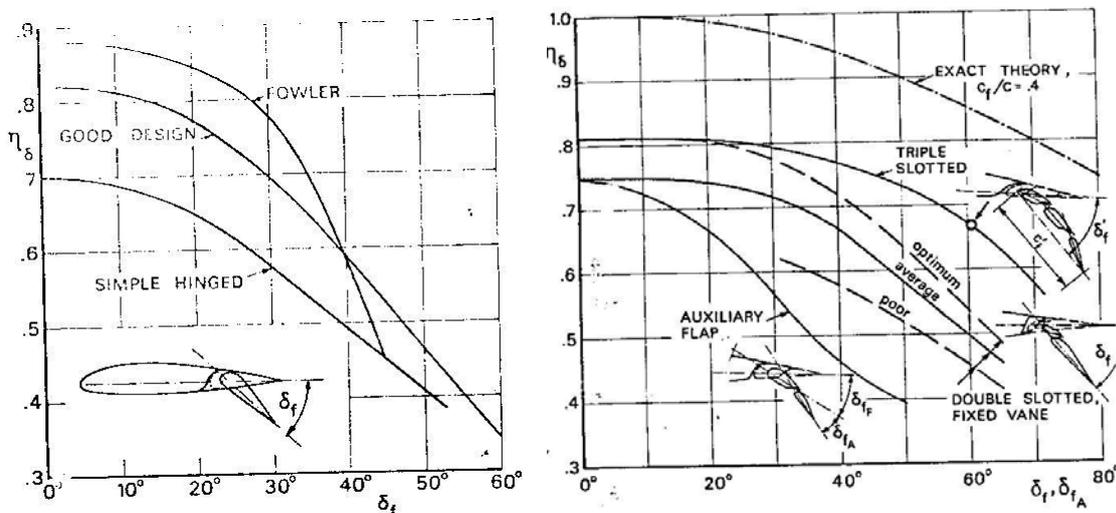


Figura 4.3 – Curve utilizzate nei casi di flap di tipo slot, fowler e doppio slot.

Fatto ciò l'incremento così calcolato $\Delta_f C_{l_0}$ può essere convertito in 3D attraverso la formula (2).

$$\Delta_f C_{L_0} = \Delta_f C_{l_0} \left(\frac{C_{L\alpha}}{C_{l\alpha}} \right) \left[\frac{(\alpha_\delta) C_L}{(\alpha_\delta) C_l} \right] K_b \quad (2)$$

Il rapporto $[(\alpha_\delta) C_L / (\alpha_\delta) C_l]$, chiamato anche K_c , che rappresenta il rapporto dei fattori di efficacia 2D e 3D ed il K_b possono essere ricavati dai rispettivi seguenti grafici.

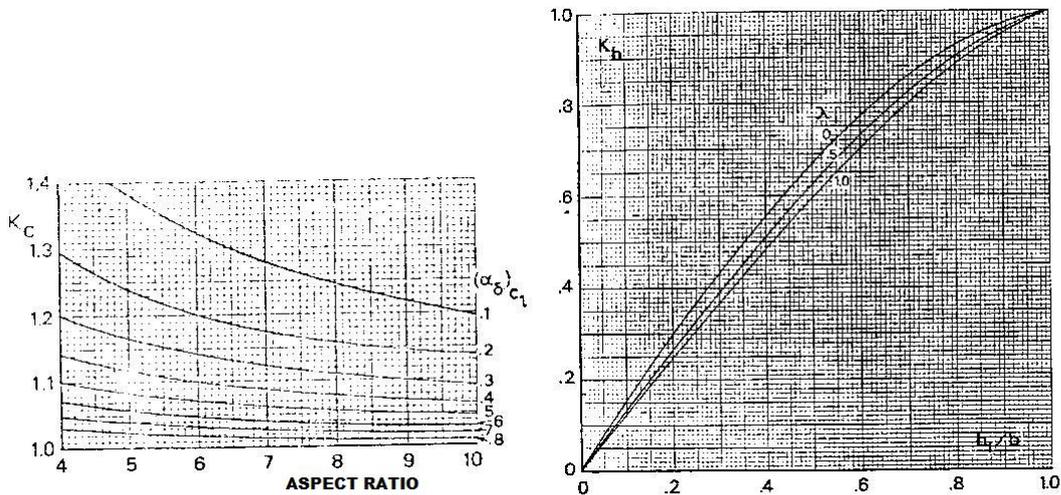


Figura 4.3 – Grafici utilizzati per ricavare K_c e K_b .

L'incremento di C_L massimo segue lo stesso procedimento appena illustrato viene prima ricavato il valore 2D dalla relazione (3).

$$C_{l_{\max}} = (C_{l_{\max}})_{\delta=0} + \Delta_f C_{l_0} \quad (3)$$

Dopo aver corretto anche questo valore con il rapporto tra la sovraestensione della corda e la corda originale, si procede alla conversione al 3D che si può ottenere mediante la seguente formula:

$$\Delta_f C_{L_{\max}} = 0.92 \Delta_f C_{L_{\max}} \frac{S_{wf}}{S} \cos \Lambda_{c/4} \quad (4)$$

Dove S_{wf} è la superficie dell'ala interessata dalla presenza del flap. Per il calcolo del rapporto delle superfici, a differenza di quanto consigliato da Torembeek, è stato praticamente utilizzato il grafico di Kb, questo garantisce infatti dei risultati più vicini alla realtà.

Per quanto riguarda l'inclinazione della curva di portanza CL_α è possibile procedere direttamente al calcolo del valore 3D sempre partendo dalle misure sul profilo medio 2D.

$$\frac{CL_\alpha'}{CL_\alpha} = 1 + \frac{\Delta_f C_{L_0}}{\Delta_f C_{L_0}} \left[\frac{c'}{c} \left(1 - \frac{c_f}{c'} \sin^2 \delta_f \right) - 1 \right] \quad (5)$$

Il calcolo del coefficiente di momento viene anch'esso suddiviso in due fasi, prima si ricava quello bidimensionale, poi si attua la correzione apposita per passare al valore tridimensionale. Le formule utilizzate in questo caso sono le seguenti:

$$\Delta_f C_{m_{1/4}} = -\mu_1 \Delta_f C_l \frac{c'}{c} - \frac{Cl}{8} \frac{c'}{c} \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \quad (6)$$

$$\Delta_f C_{M_{1/4}} = \mu_2 \Delta_f C_{m_{1/4}} + 0.7 \frac{AR}{1 + 2/AR} \mu_3 \Delta_f C_l \tan \Lambda_{1/4} \quad (7)$$

Dove i coefficienti μ sono ricavati dai seguenti grafici:

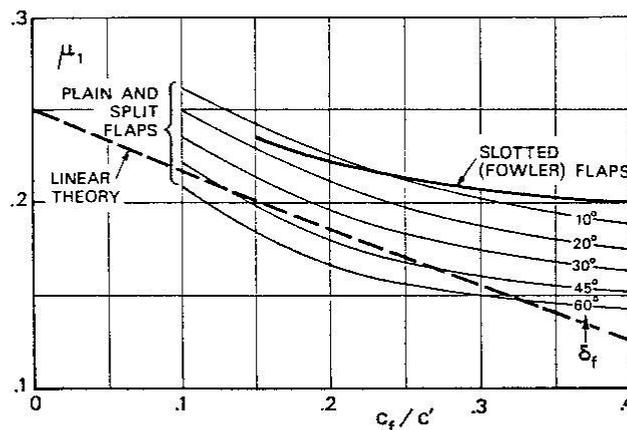


Figura 4. 4 – Grafico utilizzato per ricavare μ_1 .

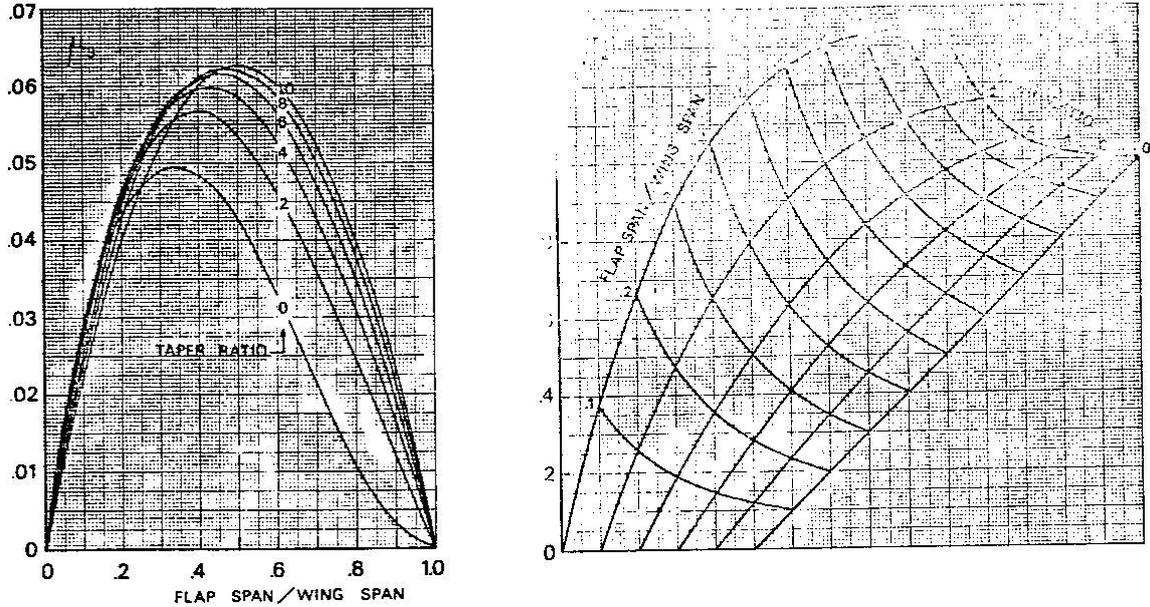


Figura 4. 5 – Grafici utilizzati per ricavare μ_2 e μ_3 .

La variazione di resistenza dovuta all'abbassamento dei flap può essere ricavato come sempre prima dal calcolo bidimensionale, l'incremento sulla resistenza del profilo può essere ricavato dalla seguente formula:

$$\Delta_f C d_p = \Delta_f C d_{p_0} - C d_{p_0} K_l \Delta_f C l_0 \left[C l - (C l_0 + 0.25 \Delta_f C l_0) \right] \quad (8)$$

Dove il $\Delta_f C d_{p_0}$ viene ricavato da:

$$\Delta_f C d_{p_0} = K_d C l_\alpha \alpha_\delta \frac{c_f}{c} \delta_f \sin \delta_f + C d_{p_0} \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \quad (9)$$

Il coefficiente K_l può essere ritenuto sempre uguale ad 1 mentre K_d si ottiene dal grafico mostrato in figura 4.6.

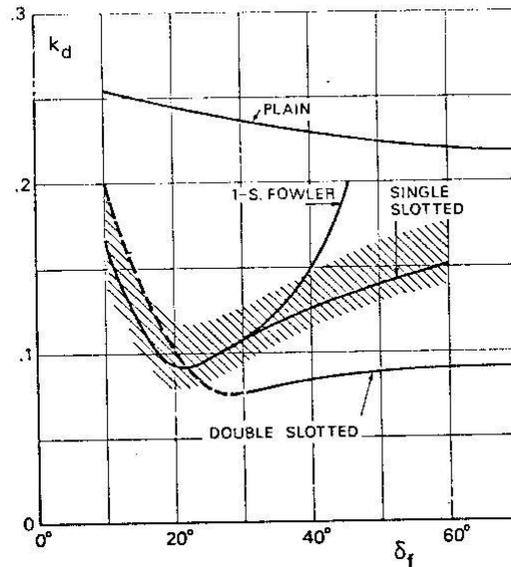


Figura 4. 5 – Grafico utilizzato per ricavare K_d .

Dopo aver effettuato questo calcolo, l'incremento viene convertito in 3D mediante la formula:

$$\Delta_f C_{D_p} = \frac{S_{wf}}{S} \Delta_f C_{d_{p_0}} \cos \Lambda_{1/4} - C_{d_{p_0}} \Delta C_{L_0} [C_L - (C_{L_0} + 0.25 \Delta_f C_{L_0})] \quad (10)$$

Mediante quest'ultimo contributo è possibile infine poter costruire la curva di portanza e polare dei flap, possiamo quindi a valutare il contributo degli "Slat".

Come anticipato sono stati implementati il modello "Plain", "Slat" e "Kroeger Flap", stavolta gli unici contributi che vengono calcolati sono l'incremento di C_L massimo e del C_D . Nessun tipo di Slat provoca una variazione sensibile del C_{L_0} , almeno in questa fase di avanprogetto, quindi questo contributo non viene calcolato.

Per quanto riguarda il Cl massimo bidimensionale questo può essere ottenuto dalla variazione dell'angolo critico per slat di tipo "Plain" dato dalla (13) mentre per quanto riguarda "Slat" e "Krueger" si può utilizzare per entrambi la (14) per flap retratti o la (15) quando i flap sono deflessi, in quanto i risultati sono molto simili.

$$\Delta\alpha_{crit} = 0.58\delta_s \sqrt{\frac{c_s}{c}} \quad (13)$$

$$\Delta Cl_{max} = 2.2 \sqrt{\frac{c_s}{c}} \quad (14)$$

$$\Delta Cl_{max} = 1.9 \sqrt{\frac{c_s}{c}} \quad (15)$$

La conversione all'incremento tridimensionale sulla portanza massima per i "Plain leading edge flap" può essere ottenuto mediante la (16) mentre dalla (17) otteniamo quello corrispondente agli "Slat" e "Krueger flap".

$$\Delta_S C_{Lmax} = \Delta Cl_{max} Cl_\alpha \frac{S_{wf}}{S} \cos^2 \Lambda_{1/4} \quad (16)$$

$$\Delta_S C_{Lmax} = \Delta Cl_{max} \frac{S_{wf}}{S} \cos^2 \Lambda_{1/4} \quad (17)$$

Per quanto riguarda la resistenza prodotta dai dispositivi al bordo d'attacco, essi hanno una piccola influenza sulla resistenza di profilo probabilmente dovuta alla separazione della corrente sulla superficie inferiore dello slat. La relazione risulta essere del tipo:

$$\Delta_S C_{Dp} = (C_{Dp})_{basic} \frac{S_{ws}}{S} \frac{c_s}{c} \cos \Lambda_{1/4}$$

Dove il C_{Dp} basic è la resistenza del profilo senza flap o slat deflessi.

Ora è possibile disegnare in maniera completa la curva di portanza, nel modulo “High Lift Devices” essa viene rappresentata sia in condizioni di flap e slat retratti che con uno o entrambi deflessi.

4.3 - DESCRIZIONE DEL MODULO NEL PROGRAMMA ADAS 3.0

Il modulo sui dispositivi di alta portanza viene aperto dalla schermata principale iniziale premendo il tasto “High-Lift Devices”. Fatto ciò se si è completata la parte dell’ala viene caricata questa con i dati geometrici principali mostrati all’utente, assieme alla forma in pianta dell’ala. In figura 4.6 è mostrata la schermata così come si presenta inizialmente.

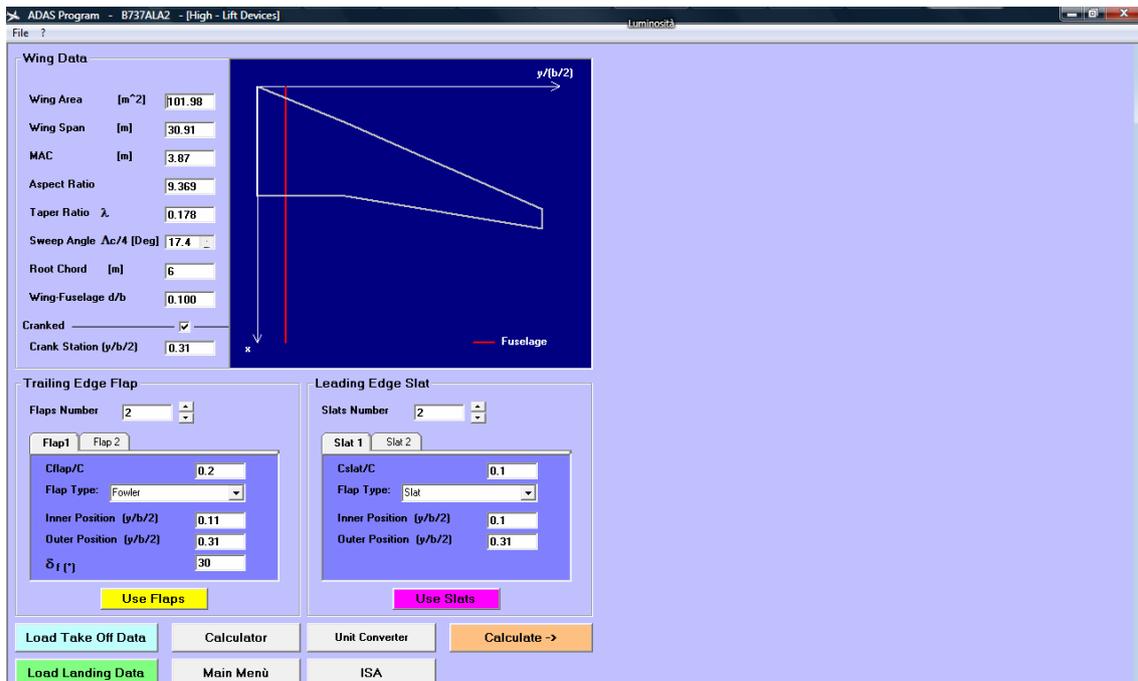


Figura 4.5 –Schermata modulo “High-Lift Devices”.

Nella sezione “Wing data” sono vengono mostrati i suddetti dati dell’ala, inoltre al caricamento del modulo il codice riconosce se l’ala è di tipo Cranked, mostrando in una casella di testo la stazione a cui è situato il Crank dell’ala, nel caso l’ala possieda più di queste stazioni automaticamente la casella diviene una lista che le mostra. Questo è stato fatto per facilitare l’immissione dei dati nei flap e slat, in quanto non ha senso

costruire uno di questi dispositivi a cavallo di una stazione del genere, che abbia quindi una forma spigolosa di quel tipo.

Viene inoltre mostrata con una linea rossa la presenza della fusoliera, per ricordare all'utente dove questa si trovi sull'apertura alare, il programma quindi vieta di posizionare un flap oltre quel limite.

Subito in basso alla sezione dell'ala troviamo le due sezioni separate per il "Trailing Edge Flap" e "Leading Edge Slat", che permette di studiare anche separatamente gli effetti dei due tipi di dispositivi.

Figura 4.5 –Ingrandimento sulle sezioni per l’inserimento dei dati.

In entrambe le sezioni sono presenti pulsanti che permette di incrementare il numero di flap o slat che si vuole adoperare e visualizzare quindi le relative schede di dati.

Una volta compilati i dati scelti ti tipi di flap o slat che si vuole usare nei rispettivi menù a tendina, che a rigori potrebbero essere anche diversi da flap a flap, ecco il motivo della presenza di questi menù in ognuna delle schede.

In basso alle schede è presente un tasto "Use Flaps" o, nel caso degli slat, "Use Slats" questi sono pulsanti che conferma l'uso dei dati che si è inseriti, inoltre fa anche un breve controllo per accertarsi che non vi siano posizioni sovrapposte tra i flap, in quel caso l'utente viene avvertito del problema e invitato a provvedere alla correzione.

Oltre alla conferma dei dati vengono anche disegnati i flap e slat nello sketch dell'ala nello stesso colore dei tasti corrispettivi.

Una volta scelti i dispositivi che si vuole studiare, si può procedere a premere il tasto “Calculate” che apre una nuova sezione destinata ai dati di uscita.

Qui oltre ad essere mostrati i risultati numerici derivanti dagli effetti di tutti i componenti usati si possono vedere anche i parziali di ogni componente in modo da intervenire successivamente su quei dati specifici per ottenere le prestazioni desiderate.

Vengono inoltre graficate in alto le curve di portanza in caso di ala base e con i dispositivi deflessi.

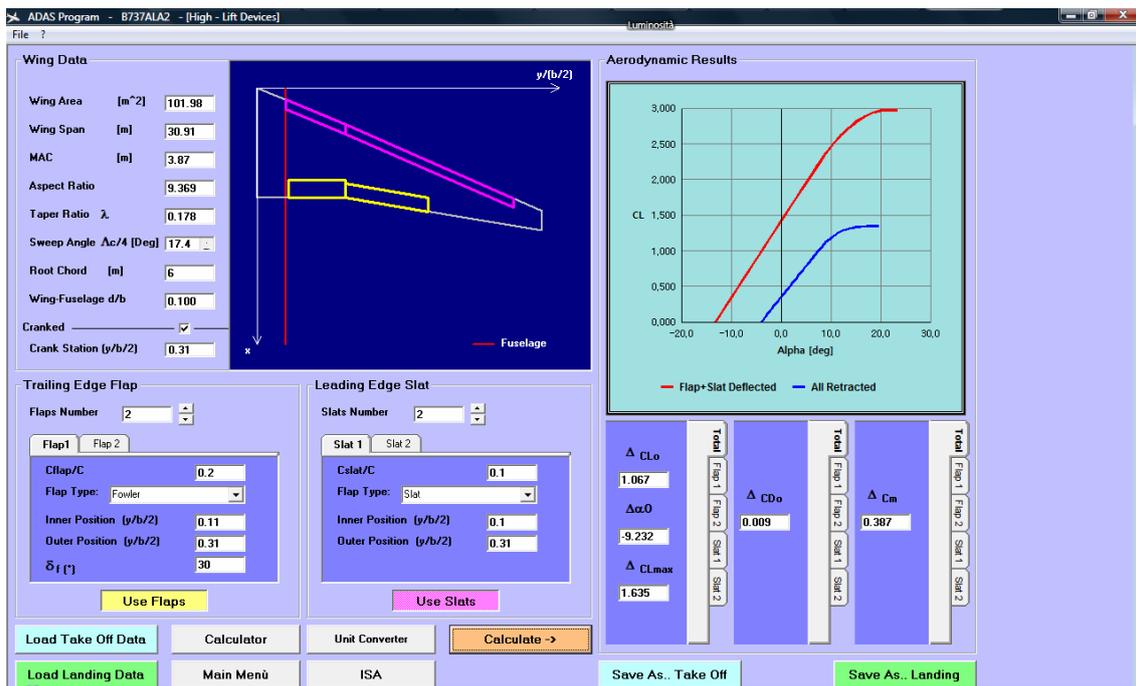


Figura 4. 6 –Esempio di risultati derivanti dai calcoli del modulo.

Fatto ciò se si chiude il modulo il programma provvede di default a salvare i risultati in un file di testo chiamato FlapData.txt, premendo invece i pulsanti “Save As..” si può decidere se salvare i dati appena inseriti per una configurazione da usare al decollo (*Take Off*) o atterraggio (*Landing*). Questi file poi verranno utilizzati per lo studio della stabilità e controllo, per il dimensionamento del piano di coda.

Nei prossimi paragrafi sono mostrati due esempi applicativi per poter verificare il buon funzionamento con dati reali.

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



Il caso analizzato è stato quello di un'ala di forma in pianta del “Boeing 737-400”, con i seguenti dati:

Tabella 4. 1 – Dati geometrici dell'ala per il velivolo Boeing 737-400.

Superficie alare	102	m ²
Apertura	30.91	m
Corda media aerodinamica	3.87	m
Allungamento alare	9.34	
rastremazione	0.18	
Angolo di freccia a c/4	17.4° e 20.4°	
Corda di radice	6	m
Posizione fusoliera	0.1	
Stazione del Crank (y/b/2)	0.31	

La forma in pianta dell'ala è la seguente:

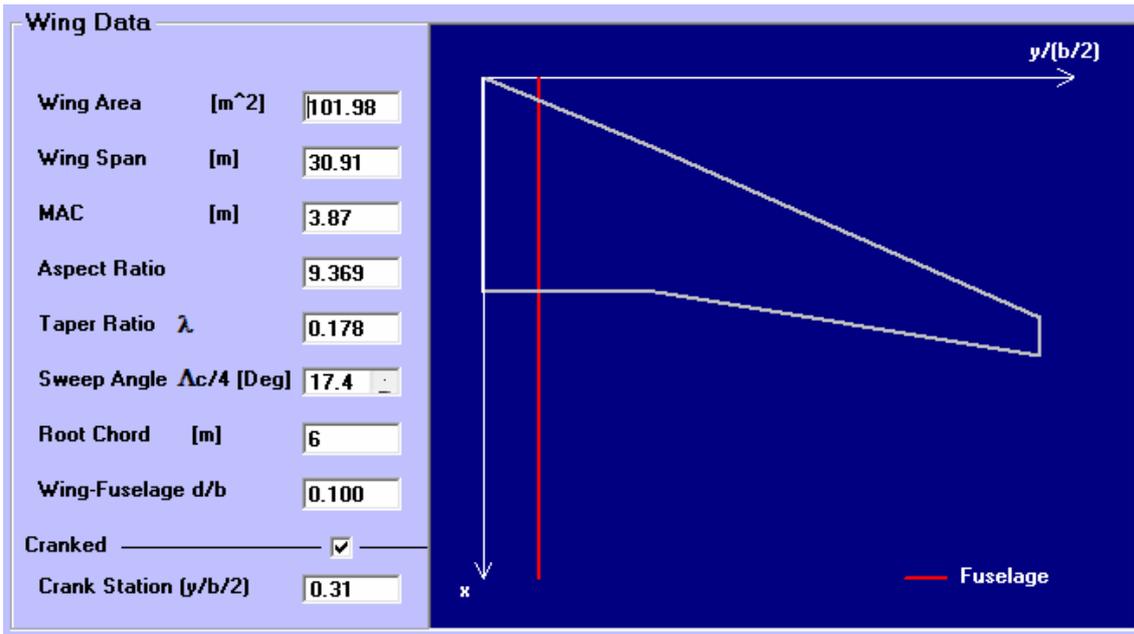


Figura 4. 7 –Forma in pianta dell’ala del Boeing 737-400.

I dati immessi nelle sezioni dei flap e slat sono i seguenti:

Tabella 4. 2 – Dati immessi per la sezione flap.

Numero di flap	2
Corda flap/corda	0.2
Tipo di flap	Fowler
Yiniziale (y/b/2)	0.11
Yfinale (y/b/2)	0.31
Deflessione	30°

Corda flap/corda	0.3
Tipo di flap	Fowler
Yiniziale (y/b/2)	0.31
Yfinale (y/b/2)	0.6
Deflessione	30°

Tabella 4. 3 – Dati immessi per la sezione Slat.

Numero di Slat	2
Corda flap/corda	0.3
Tipo di slat	Slat
Yiniziale (y/b/2)	0.1
Yfinale (y/b/2)	0.31

Corda slat/corda	0.3
Tipo di slat	Slat
Yiniziale (y/b/2)	0.31
Yfinale (y/b/2)	0.9

I risultati sono stati i seguenti:

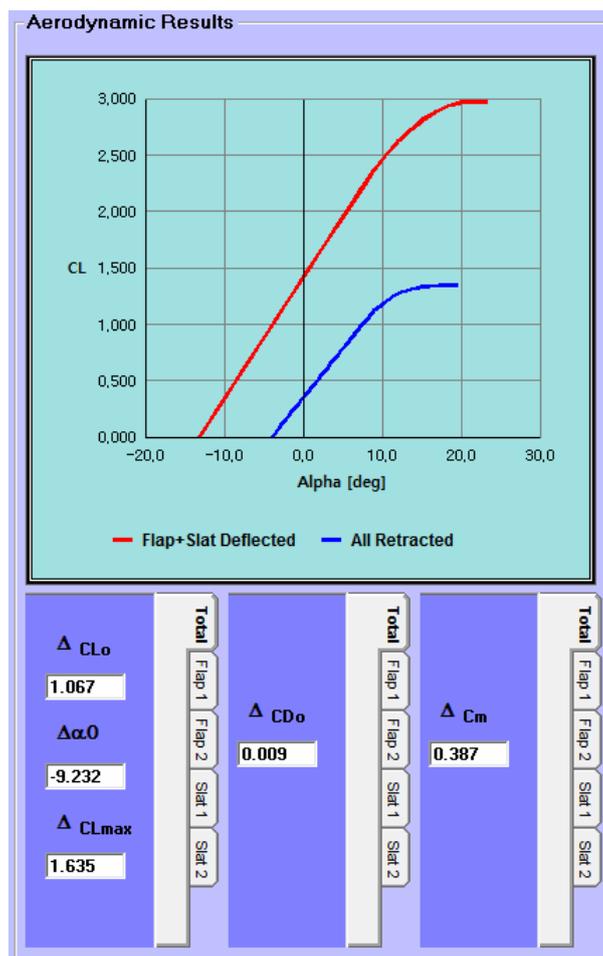


Figura 4. 8 –Risultati per l'esempio considerato.

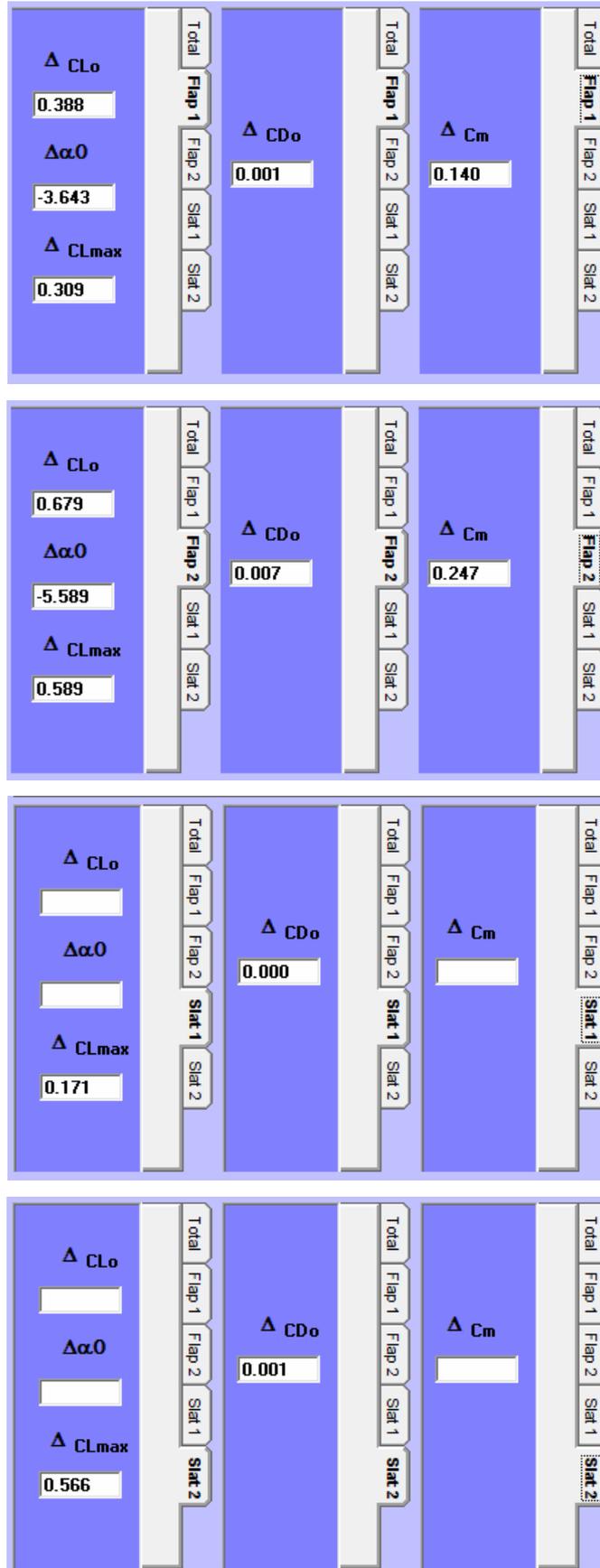


Figura 4. 8 –Risultati per l’esempio considerato.

4.5 - CONSIDERAZIONI FINALI

Per un test completo si è visto anche l'effetto isolato sulla curva di portanza dell'uso dei flap e degli slat separatamente, i risultati confermano le basi teoriche, infatti si può notare come il solo Flap sposta il C_L massimo in alto ma arretra la curva a causa della riduzione dell'angolo di portanza nullo, ed anche l'angolo di portanza massima arretra leggermente a causa dell'incremento dell'inclinazione della curva.

Mentre l'uso del solo slat sposta in avanti l'angolo a cui si verifica il C_L massimo da essi incrementato senza incidere sull'inclinazione della curva ne sull'angolo di portanza nullo. Come visto anche negli esempi precedenti la combinazione di questi effetti isolati genera la curva prima visualizzata.

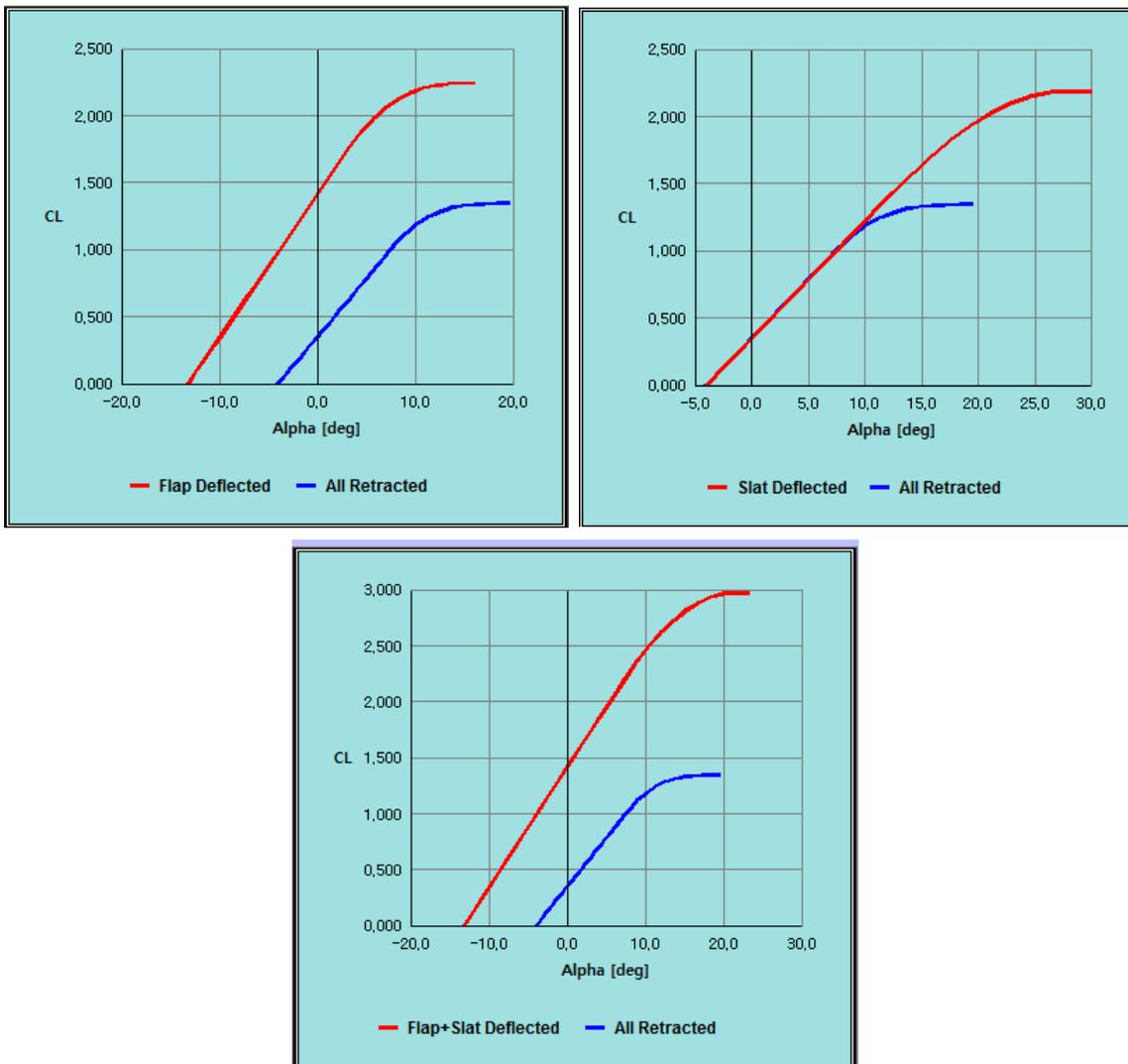


Figura 4. 8 –Confronto flap deflessi e slat deflessi.