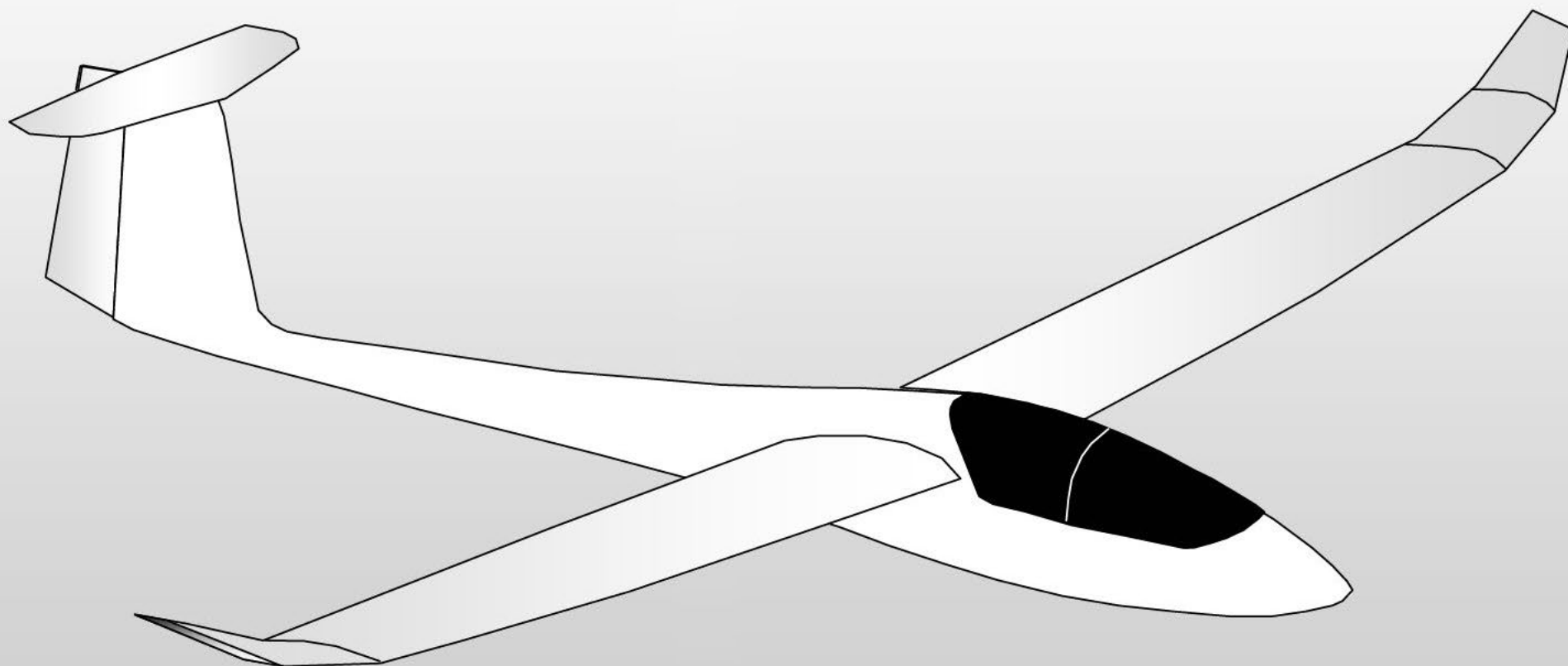


Passo dopo passo in **XFLR5** v6.10.03

dedicato agli aeromodellisti curiosi come me



Questo documento, ha l'intento di fornire una descrizione molto semplificata della fisica e delle dinamiche di volo, che ha il solo scopo di spiegare le scelte fatte da XFLR5. Uno spazio più ampio è dedicato all'utente, al quale sono fornite istruzioni passo-passo su come configurare e mettere in esecuzione i diversi moduli di calcolo del programma.

La padronanza della lingua inglese non è indispensabile. ginoalongi45@gmail.com , Gen. 2015

Link dove poter scaricare gratuitamente il Programma XFLR5 nella versione 6.10.03
per win 32bit, per win 64bit , ed il Sample Project per V6

<http://ie.archive.ubuntu.com/disk1/disk1/sourceforge/x/project/xf/xflr5/v6.10.03/>

Indice

4.3.17	Definire un profilo, un'Ala, un Aliante intero.....	2	Momento di Beccheggio Cm.....	22
	Batch Analysis di un profilo.....	2	4.4.1	Analisi di Stabilità e controllo.....
	Definire un modello.....	6	4.4.2	Teoria.....
	Analisi LLT preliminare.....	8	4.4.3	Quadro di riferimento.....
	Non convergenze , cause e soluzioni.....	10	4.4.7	Procedura dell'analisi di stabilità.....
	Analisi 3D completa.....	12	4.4.8	Input.....
4.3.17.13	I Grafici.....	14		Inerzia degli oggetti.....
	Diagramma Cm/alfa.....	16		Variabili dei controlli.....
	Diagramma efficienza su alfa.....	18	4.4.9	Output.....
	L'angolo di minore caduta.....	19	4.4.10	Sessione - Analisi di stabilità.....
	La minima velocità di caduta.....	20		Vista 3D.....
	La velocità di Massima Efficienza.....	21		Glossario.....

4.3.17 Definire un Profilo, un'Ala, un Aliante intero - Sessione di esempio -

1 Alla apertura del programma con il comando File/Open caricare il file .dat del profilo o dei profili scelti per definire l'ala e i piani di coda. Nella toolbar centrale i profili caricati compaiono in cascata. Selezionare il profilo di cui eseguire l'analisi.

2 Con **F5** si apre la finestra di interfaccia con Xfoil che mostra le caratteristiche del profilo, alcune delle quali possono essere modificate con i comandi presenti nel menu Design. Per qualsiasi profilo è opportuno intervenire con la seguente variazione : click su Design/Refine Globally/Number of Panels = 211 chiudere e salvare.

3 Nel menu "Analysis" aprire la finestra "Batch Analysis" (Figura 1) o digitare (Shift+F6), quindi selezionare "Type 1" . Configurare le Batch Variables con i seguenti parametri (assicurarsi che questi valori coprano l'intero inviluppo di volo dell'aliante) ad esempio :

- da $Re = 40,000$ a $Re = 160,000$ step 20,000
- da $Re = 200,000$ a $Re = 500,000$ step 50,000

2

Per calcolare i N. di Reynolds min. e max. avvalersi di un programma affidabile, es: Profili2, oppure eseguire i calcoli manualmente . Per le corde più piccole abbiamo dei valori di Re molto bassi, al confine della criticità, meglio garantire la precisione degli input.

oppure usare la lista predefinita di Re **"RE List"** che può essere modificata in funzione della velocità min-max del modello e delle dimensioni della corda centrale e terminale dell'ala e dei piani di coda. Bisogna tenere conto che in un'ala rastremata il numero di Reynolds cambia lungo l'apertura. Di conseguenza non basta "una" polare 2D per ciascun profilo, ma ne occorre una sequenza (mesh). Nelle caselle "analysis range" selezionare Alpha e definire una sequenza ampia di Angoli di Attacco

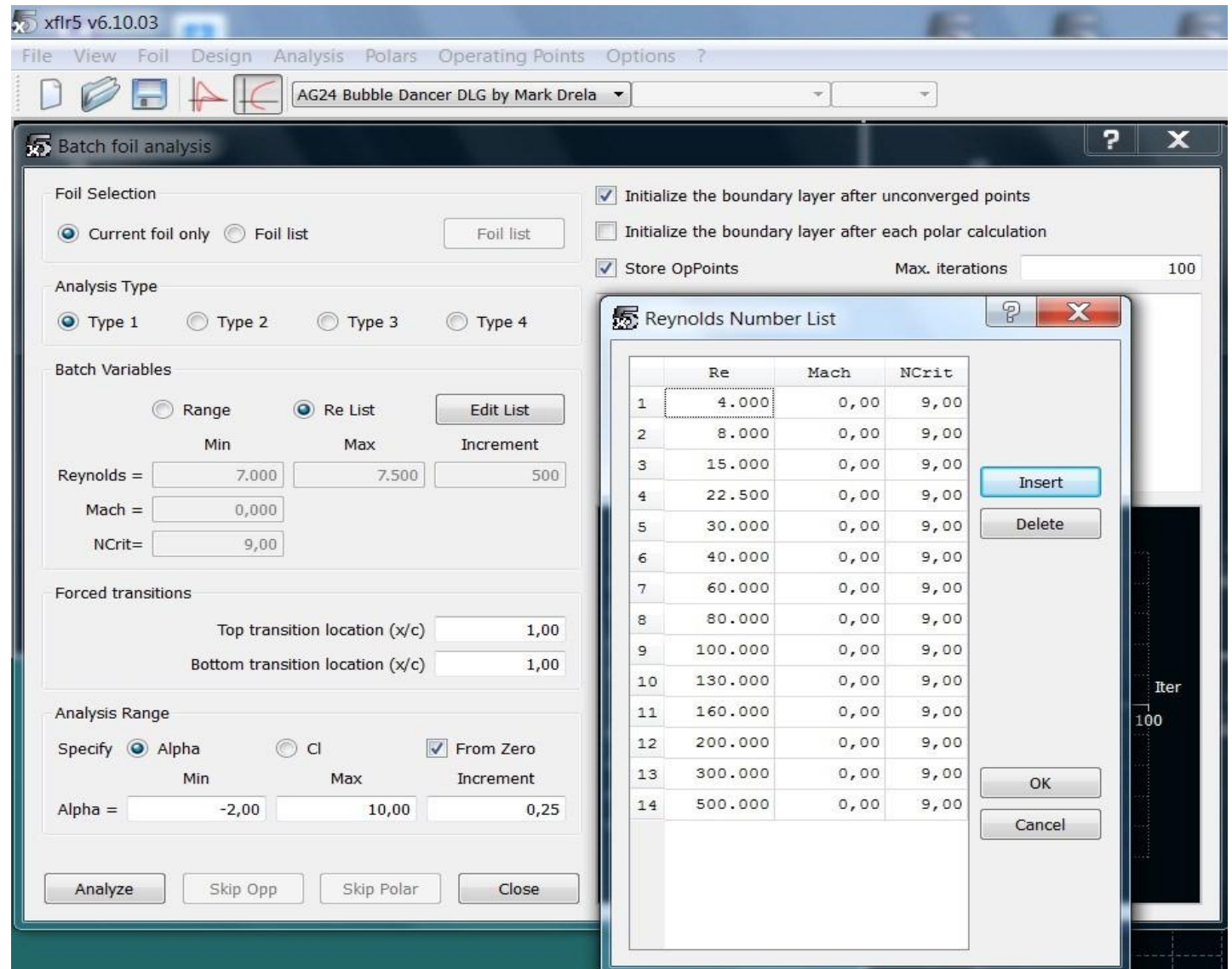


Figura 1

AoA, tale da coprire sicuramente quella utile, es: $-2^{\circ}\text{min} \dots 10^{\circ}\text{max}$, intervallo 0.25° .

Cliccando il pulsante "Start from zero" farà sì che l'analisi inizi da $\text{Alpha} = 0^{\circ}$, incrementando fino al valore max, per poi decrescere fino a quello min ; ciò usualmente facilita la convergenza dei dati .

4 Selezionare le caselle "Initializeunconverged points" e "Store OpPoints" ed infine "Analyze" che lancia il calcolo e memorizza i punti operativi 2D, al completamento del quale possiamo abbandonare la finestra di dialogo con "close".

Se si è verificata la convergenza della maggior parte dei dati, alla casella in alto con il nome del profilo se ne associa una seconda contenente la sequenza dei Re ed una terza con quella degli AoA (Alpha). Un report del calcolo viene registrato automaticamente in un file di testo, visibile in Analysis/View Log File. E' opportuno salvarlo per verifiche future. Le eventuali non convergenze dei punti operativi, possono essere valutate in seguito.

5 Sono immediatamente disponibili le polari, che possono essere viste per il singolo profilo o comparate con gli altri profili memorizzati. [Figura 2](#) Le polari così acquisite possono essere

esportate in un file immagine per essere successivamente stampate. Questa è la modalità da seguire: Visualizzare la schermata e selezionare nel menu "View/Save View to an image File"

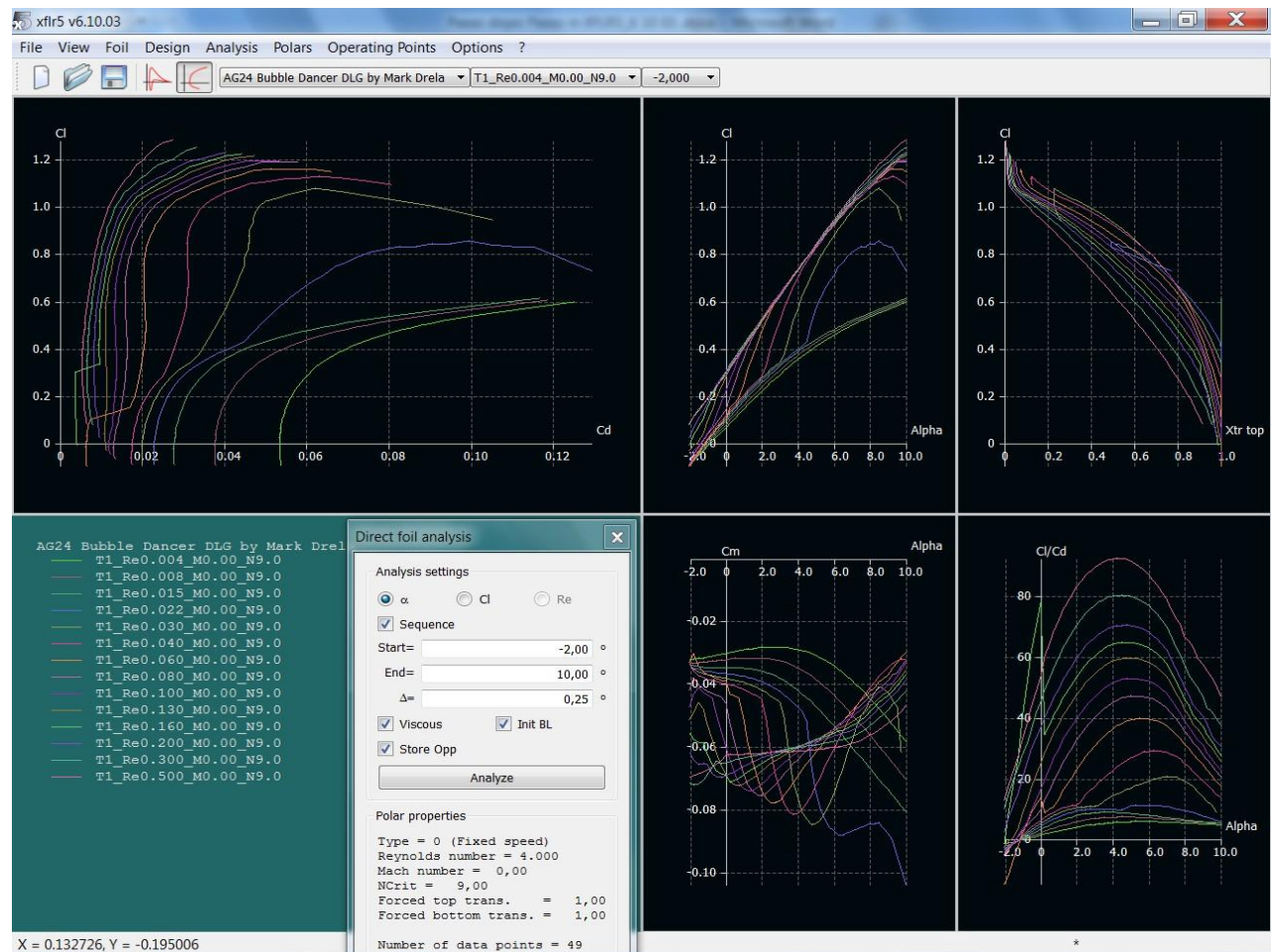
Optional : nel menu "Foil/Current Foil" selezionare "Save Associated Polars" per salvare le polari associate al profilo, in un file ".plr" che può essere usato in progetti futuri. Ripetere queste procedure per ogni profilo sia alare che di coda.

Nel menu OpPoint



sono selezionabili le polari di un singolo Angolo di Attacco riferito ad un singolo numero di Reynolds.

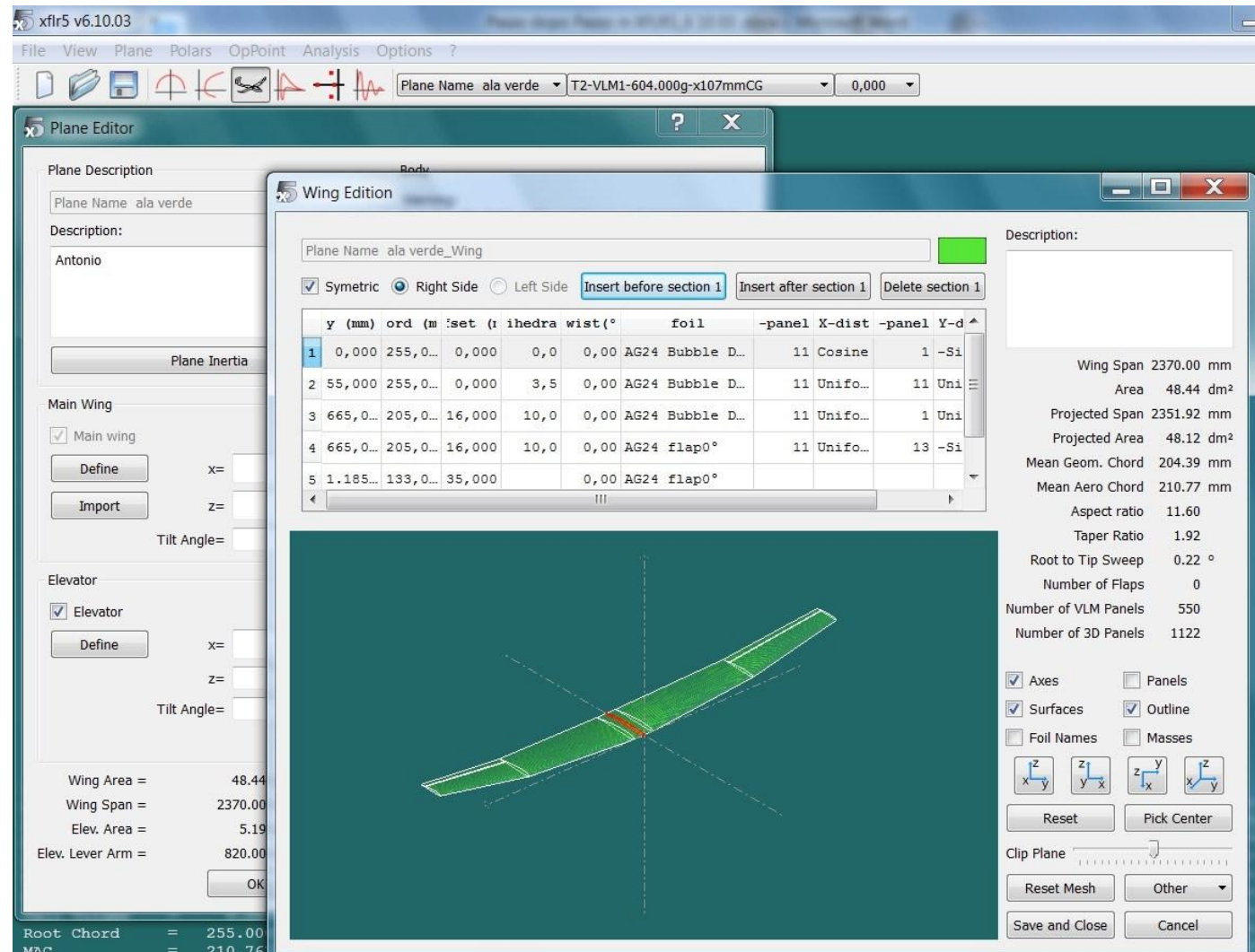
Figura 2



6 Lanciare la routine per la definizione di un nuovo aliante (Ctrl+6) , oppure "File/Open" un modello già salvato in precedenza con "nome.flx". Si apre una nuova interfaccia di gestione modelli (Planes). Per tornare all'interfaccia di gestione profili (Foils) digitare Ctrl+5

7 Nel menu "Plane" click nel comando "Define a new Wing" (F3) oppure "Define a new Plane" (Ctrl+F3) oppure "Current Wing (Plane)/Edit" . Nel definire un aereo può essere omessa la fusoliera, che è pressochè influente nell'analisi che segue.

Figura 3



8 Definire le geometrie Main Wing, Elevator, Fin, quindi salvare e chiudere la finestra di dialogo. *Figura 3.*

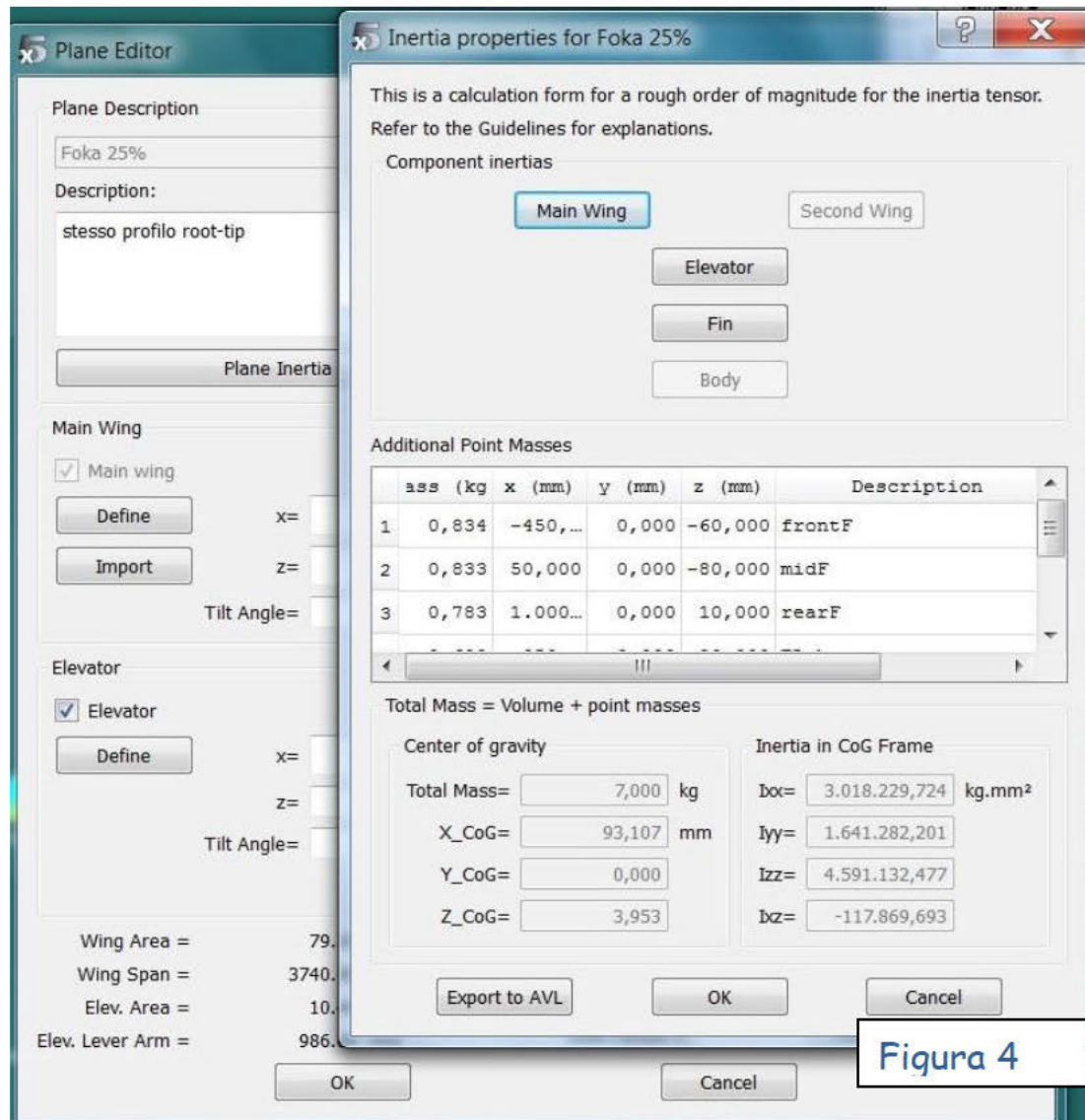


Figura 4

9 Optional, ma raccomandato : Definire le proprietà di inerzia dell' aereo (o ala) corrente (vedi anche il paragrafo 4.4.8 e successivi).

-Selezionare l'aereo o l'ala Corrente.

click su "Plane/Current plane/Edit/Plane Inertia"

-Inserire le proprietà delle masse: peso e allocazione negli assi x, z. frazionando e distribuendo ogni voce. La vista 3D contiene l'opzione di visualizzazione delle masse, è molto utile per verificarne la distribuzione.

-Assicurarsi che la massa totale corrisponda a quella del modello e che il

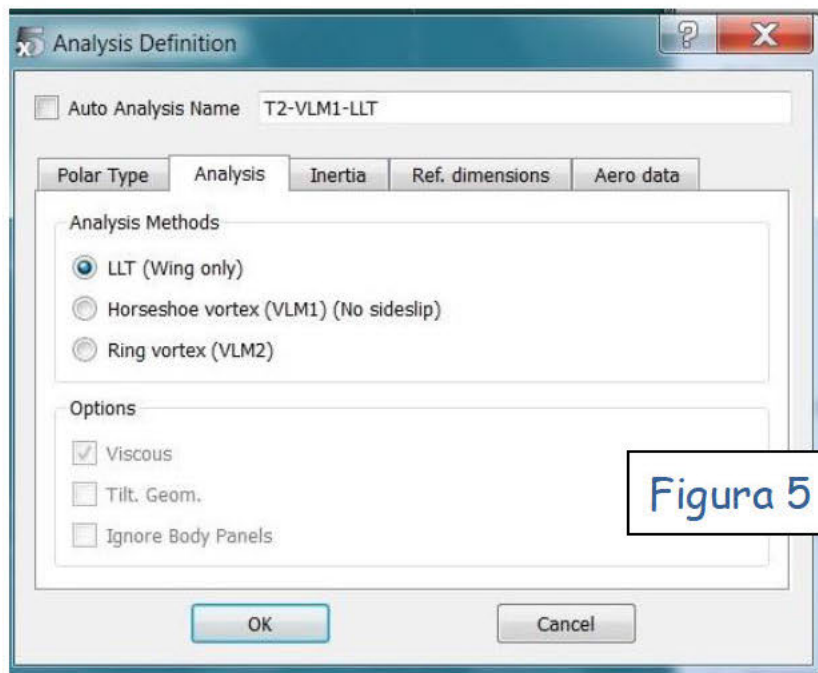
punto CoG risulti posizionato correttamente. [Figura 4.](#)

Può essere necessario spostare leggermente alcune masse per raggiungere la posizione desiderata. Prima di chiudere la finestra di dialogo, click su "Export to AVL" che memorizza i dati inseriti in un file .mass. Chiudere e passare alla vista 3D.

10 Pronti per una prima verifica di convergenza dei dati, **l'Analisi LLT** per la sola ala. Avremo perciò , già duplicato ridefinito e salvato un secondo Plane composto della sola ala identica alla precedente con "Plane/Current plane/Duplicate" nella finestra che si apre "enter new name for the plane" rinominarlo. Selezionare l'ala nella prima casella della toolbar in alto e cancellare/azzerare tutti i dati dei piani di coda.

11 Nel menu Analysis cliccare "Define an Analysis" , si apre la finestra di dialogo "Analysis definition". Personalmente preferisco deselezionare la casella "auto...name" se si intende lanciarne successivamente altre configurazioni che saranno rinominate di volta in volta con titoli che ne ricordino i differenti dettagli . Questo nome resterà associato al Plane corrente e comparirà nella seconda casella della toolbar.

12 Nel sottomenu "Polar Type" click nel box "Type 2" Fixed Lift. Per lo studio di un aliante in planata, scegliamo l'analisi che assume come elemento fisso il bilanciamento di portanza e peso, ovvero quella di Tipo 2, lasciamo invariati gli altri campi.



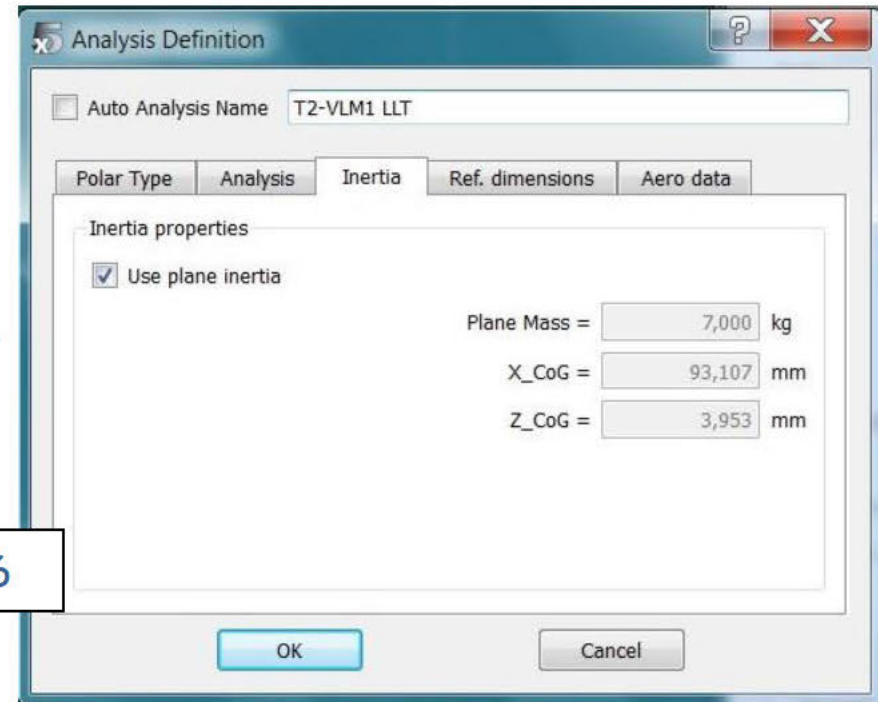
13 Aprire il sottomenu "Analysis" e selezionare il pulsante di controllo "LLT". A meno che l'ala abbia un basso allungamento, una forte freccia, o un diedro pronunciato e lasciare le altre impostazioni LLT ai valori di default. [Figura 5](#)

14 Passare al sottomenu "Inertia" ed inserire la massa totale e la posizione x e z del centro di gravità (the moment ref. location) riferita al bordo di entrata alare, oppure, se l'inerzia è stata definita, selezionare l'opzione "Use plane inertia" [Figura 6](#)

Lasciare i rimanenti settaggi ai valori di default .
Chiudere la finestra di dialogo.

Nota: Prima di lanciare i calcoli è opportuno garantire la presenza delle polari di tutti i profili memorizzati nella sessione precedente, con File/Open/profilo .plr.

Figura 6



- 15** Nella toolbar a destra "Plane Analysis" deselezionare "Sequence" ed inserire un solo AoA angolo di attacco che ci si aspetta dia la portanza adeguata al peso del modello ad una velocità ragionevole Speed/Re values - per esempio: $\text{Alpha} = 2,5^\circ$
Selezionare "Store OpPoints" quindi click sul pulsante "Analyze"
- 16** Se l'analisi si è completata con successo, (verificare che la vista 3D in basso a destra visualizzi tutti i dati senza segnali di errore) si può estendere l'analisi del modello alla sequenza Alpha° di utilizzo. Seguono le relative istruzioni al paragrafo 17.

Se invece la convergenza LLT non può essere raggiunta, modificare le impostazioni "relax Factor e n°of spanwise stations" nel menu Analysis/Advanced Settings. Oppure continuare l'analisi LLT dopo aver deselezionando la casella "Init LLT".

Il "Log File" indicherà quali punti dell'involuppo di volo non possono essere calcolati. Vi si può accedere con il comando di menu "Analysis / View Log file" . Sarà visualizzato (e potrà essere salvato come semplice file di testo) solo il file relativo all'ultima analisi e non a quelle precedenti.

Non convergenze , cause e soluzioni.

	Causa	Soluzione
Tutti i metodi	Le polari Type 1 dei profili non coprono l'involuppo di volo disponibile [caso più usuale di non convergenza]	Estendere il mesh polari Type 1 dei profili
""	Nell'analisi Tipo 2, la portanza è negativa	Calcolare solo i valori più alti degli Angoli di Attacco
""	Nell'analisi Tipo 2 la velocità è troppo bassa o troppo alta e porta i OpPoints fuori dall'involuppo di volo disponibile	Estendere il mesh polare Tipo 1 dei profili; La velocità tenderà verso valori infinito a bassi aoa, e simmetricamente tenderà verso 0 ad alti aoa
""	La corda di estremità è troppo piccola e genera n. di Reynolds troppo bassi	1 verificare gli OpPoints registrati fuori del mesh di polari oppure 2 Omettere la parte terminale della geometria dell'ala
LLT	Il fattore relaxation è troppo piccolo	Incrementare il fattore nel dialog box 'LTT Settings...'

LLT	il n. di punti sulla pianta dell'ala è troppo alto	Decrementare il fattore nel dialog box 'LTT Settings...'
VLM	La matrice è singolare a causa della disposizione conflittuale dei pannelli VLM	Ricostruire un mesh VLM manualmente
Panel	I risultati sono in contrasto, perché le scie lasciate dall'ala e stabilizzatore sono nello stesso piano orizzontale	Sfasare il piano Z di ala e stabilizzatore in modo che non siano posti sullo stesso piano

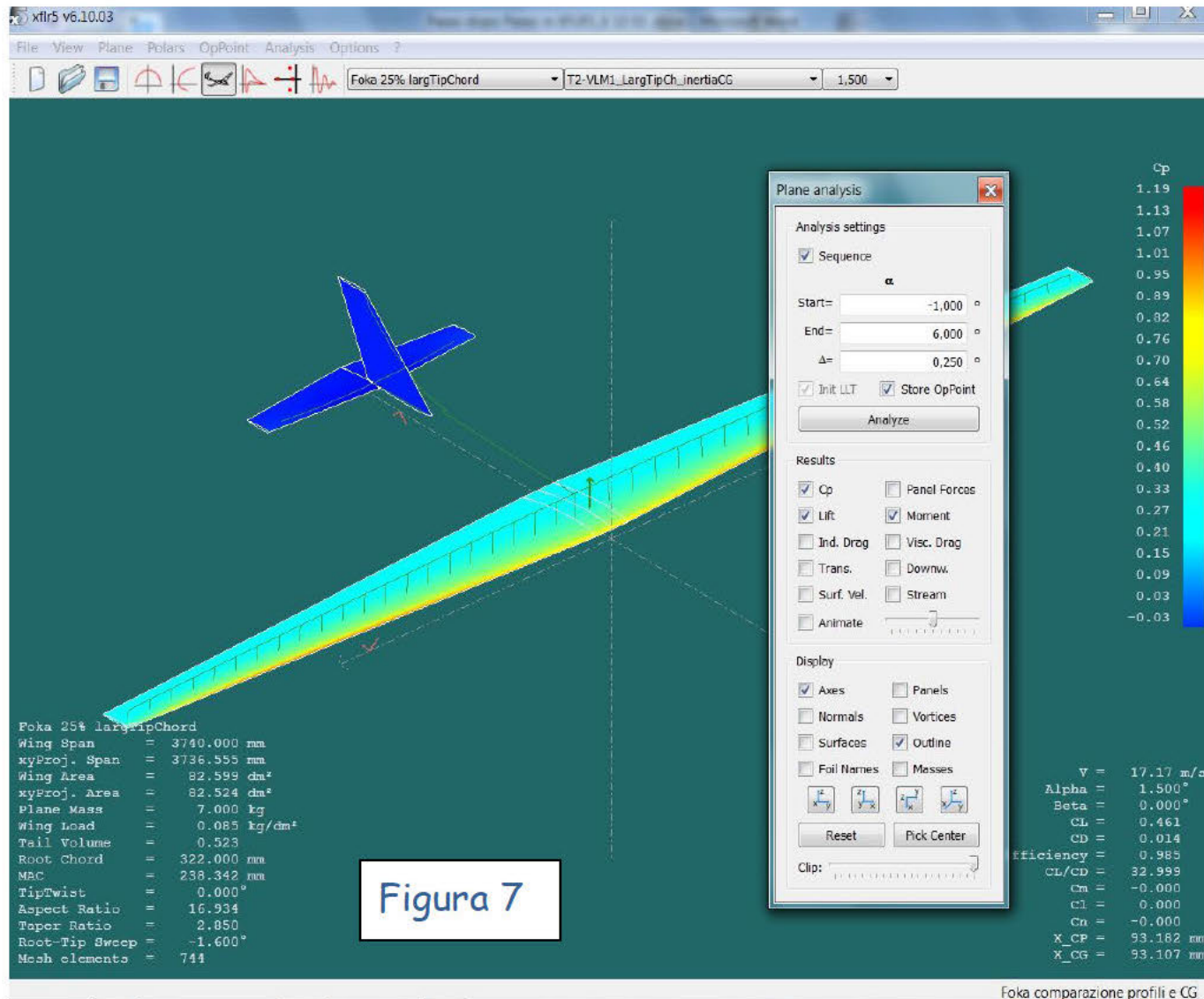
17 Analisi 3D completa. Selezionare il modello completo nella prima casella in alto. Ripetere le istruzioni descritte i punti **11, 12, 13**. Aprire il sottomenu "Analysis" e verificare che sia selezionato il pulsante "horseshoe vortex (VLM1)"

L'analisi 3D del modello completo dei piani di coda è molto potente, ci dà informazioni dettagliate utili a determinare prestazioni, efficienza, equilibrio e stabilità.

18 Nella toolbar a destra "Plane Analysis" selezionare "Sequence" ed inserire una serie di AoA angoli di attacco che ci si aspetta diano la portanza adeguata al peso del modello ad una velocità ragionevole Speed/Re values - per esempio: Alpha = -1°min, 6°max, intervallo 0.25°. Selezionare "Store OpPoints" quindi click sul pulsante "Analyze"

19 Se si è verificata la convergenza della maggior parte dei dati, alla prima casella in alto che descrive il nome del "Plane" se ne associa una seconda contenente il nome dell'analisi "T2-_{nome}

“ ed una terza con gli AoA (Alpha). Eventuali non convergenze possono essere valutate in Analysis/View Log File.



Nel menu View cliccare il comando "3D view". In basso a destra sono visualizzati alcuni risultati. *Figura 7*

Usare il mouse per zoomare e ruotare il modello. Nella toolbar destra sono presenti le opzioni per attivare o meno i risultati da visualizzare senza sovrapposizioni: le forze, i coefficienti e i

momenti che variano con la selezione dell' AoA della sequenza .

Nel menu View click su "PolarView", o (F8) per visualizzare il grafici . Figura 8.

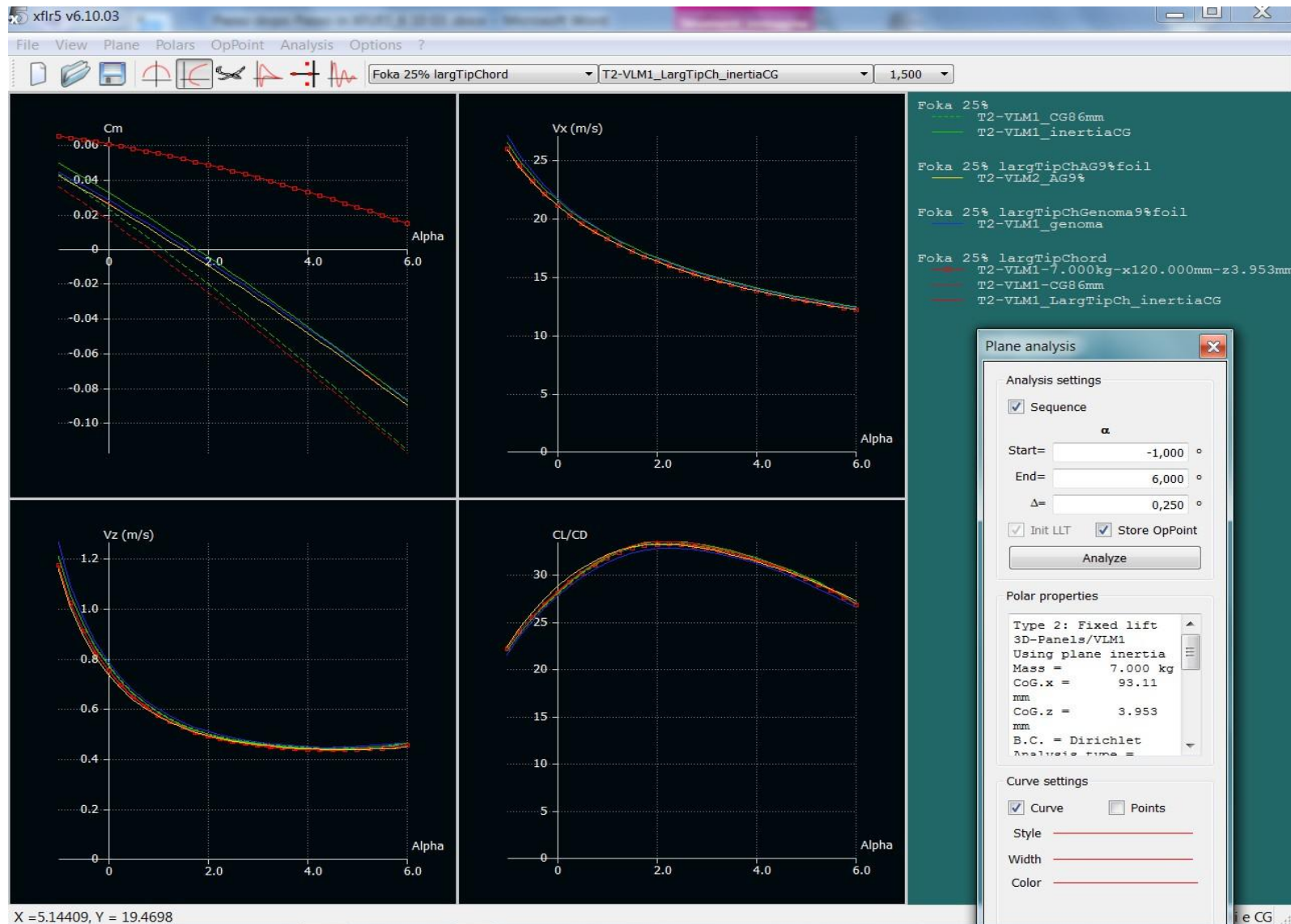


Figura 8

Sono immediatamente disponibili da uno a quattro grafici per schermata che possono visualizzare le caratteristiche di un singolo Plane o essere associati ad altre configurazioni memorizzate, sovrapponendone le curve per una efficace comparazione. I grafici possono essere esportati in un file immagine per essere successivamente stampati. Questa è la modalità: Visualizzare la schermata e click su "View/Save View to an image File"

I Grafici

Prima di proseguire ed addentrarci in altre tematiche, desidero approfondire i risultati delle analisi fatte, focalizzando questo straordinario strumento che XFLR5 offre a noi modellisti.

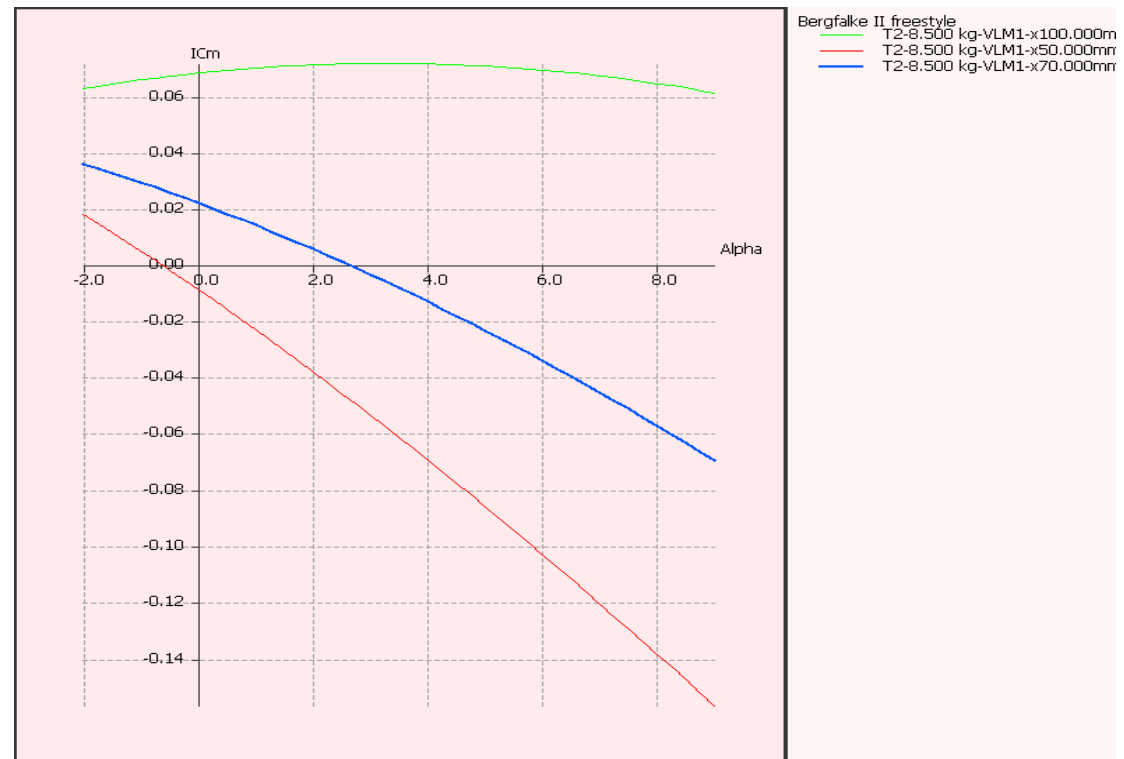
Personalmente, proprio grazie alle verifiche prodotte con l'aiuto imprescindibile di Francesco Meschia, ho collaudato il mio Bergfalke II F. scala $\frac{1}{4}$ (tre anni di lavoro tra progetto, disegno e costruzione) sicuro di non fare un salto nel buio. Grazie Francesco! Lo attestano i grafici che seguono. Non sono che una parte dei diagrammi da costruire tra le combinazioni possibili di XFLR5 e al modellista dicono molto sulle prestazioni del suo aliante. Vi mostro quelli che mi hanno convinto a conoscere meglio XFLR5, possiamo usarli come linea guida.

Diagramma C_m/α .

Questo diagramma rappresenta il **Coefficiente di momento** che il modello "sente" per diversi **angoli di incidenza**: l'angolo di attacco corrispondente a $C_m=0$ è quello a cui il modello volerà, con il calettamento e il CG fissati.

Questo diagramma dà anche informazioni sulla stabilità: se la pendenza della curva è monotona decrescente con l'incrementare di α , significa che la configurazione è stabile: se il modello per un qualunque motivo venisse a trovarsi ad un angolo di incidenza inferiore a quello per cui $C_m=0$, "sentirà" un momento a cabrare; viceversa se si trovasse ad un angolo di incidenza superiore, "sentirà" un momento a picchiare.

Se il grafico è piatto orizzontale o con un estremo relativo nel campo di incidenze di interesse, la configurazione sarebbe neutralmente stabile. Se la curva, addirittura fosse crescente, la configurazione sarebbe instabile. Tavola 1



Il diagramma **Cm/Alpha** che vediamo raffigurato alla tav.1 raccoglie tre diverse configurazioni: una con CG a 100 mm dal Bordo di Entrata (curva verde), uno con il CG a 70 mm (curva azzurra) e uno a 50 mm (curva rossa).

La curva verde dice che, con il calettamento impostato, la configurazione con CG a 100 mm non è bilanciata, ma sarebbe neutralmente stabile: significa che il limite posteriore per il CG si situa attorno ai 100 mm.

Le altre due curve dicono che il modello è stabile e raggiunge il bilanciamento in un caso con un angolo di incidenza di circa zero gradi (con CG a 50 mm, curva rossa), e nell'altro caso con un angolo di incidenza di tre gradi circa (CG 70 mm).

In questo caso la scelta cadrà sul CG a 70 mm: il modello sarà stabile e tenderà a volare col trim a zero, ad una incidenza compresa tra l'**angolo di migliore efficienza e quello di minore caduta**.

Figura 9

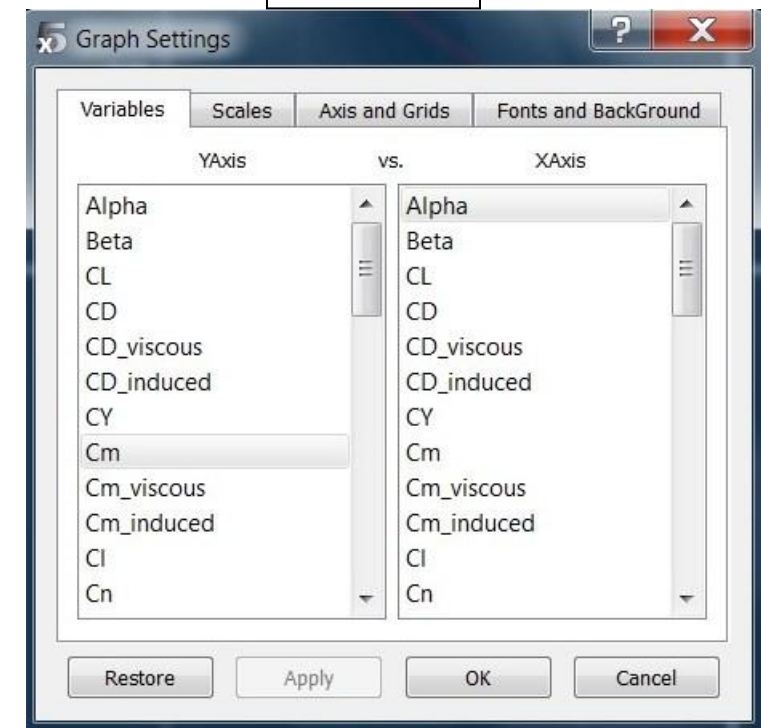
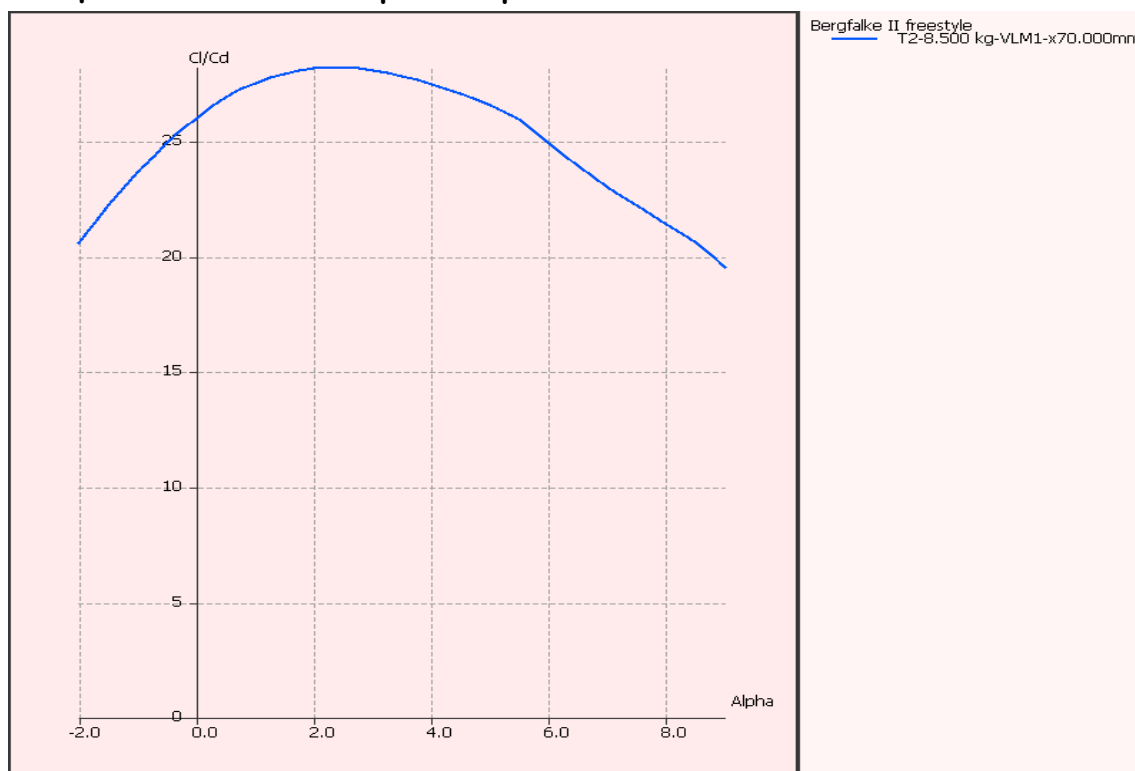


Diagramma efficienza su alfa

Selezionare la vista di un solo grafico dal menu "Polars/ Graphs/ Polar Graph (1) (2) (3) (4). Tasto destro sul grafico vuoto e si apre un nuovo menu dove selezionare "Current Graph/ Define Graph settings" oppure "G". Si apre una finestra (Figura 9) di scelta delle variabili da rappresentare in ascissa (asse Y) e in ordinata (asse X).

In questo caso si opterà per : **Glide ratio Cl/Cd** sull'asse Y, **Alpha** sull'asse X.



Ed ecco l'output del nuovo grafico (tavola 2)

Il migliore rapporto **Cl/Cd** ovvero la **Massima efficienza** e' a 2,5 gradi di AoA (angolo di attacco), molto vicino alla IA (incidenza) impostata nel modello.

Tavola 2

L'angolo di minore caduta

con le stesse modalità descritte al paragrafo precedente usare la variabile V_z m/s nell'asse Y e la variabile **Alpha** nell'asse X (tav. 3)

Il diagramma mostra la minore velocità di caduta (0,4 mt/sec) ad un AoA di 5 gradi. Possiamo immaginare questo assetto come quello che il pilota adotterà per limitarne la velocità di atterraggio.

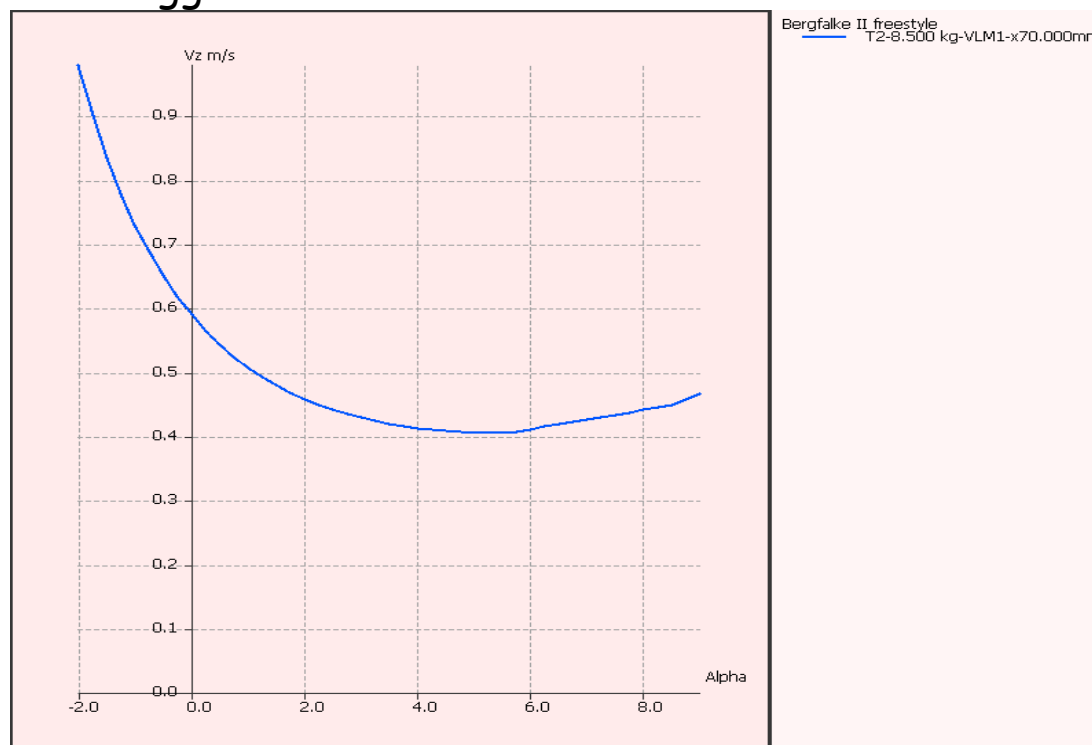


Tavola 3

La minima velocità di caduta

Il diagramma più conosciuto ed utile è quello che mette in relazione la velocità di discesa con quella di avanzamento.

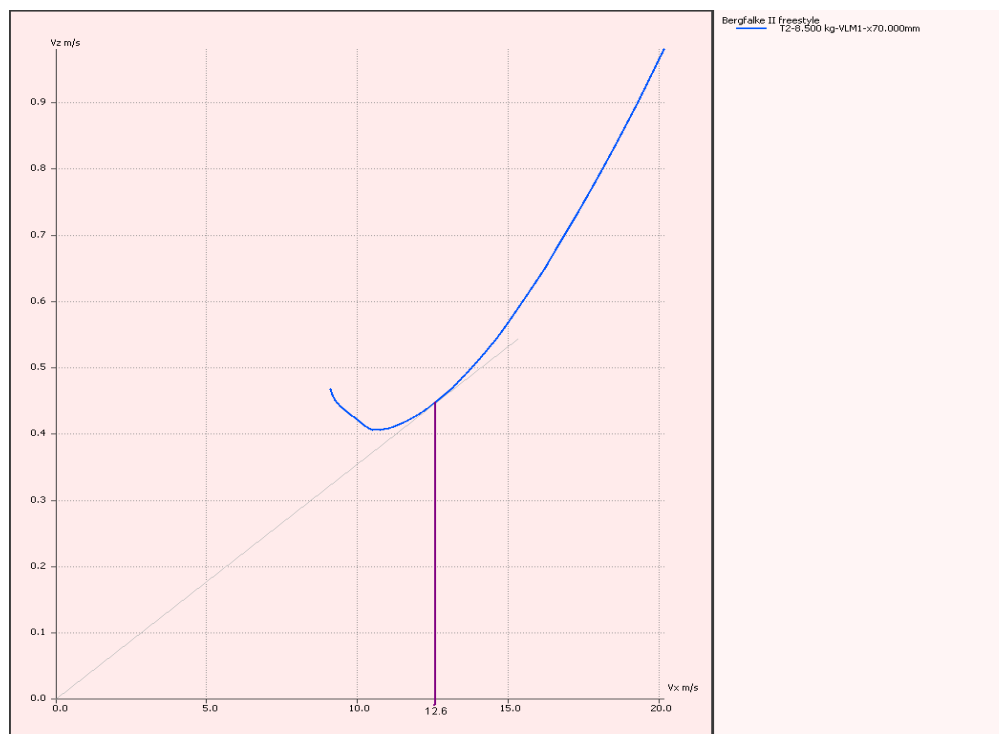
E' una vera e propria rappresentazione delle prestazioni di un aliante. Mettiamo sull'asse Y la **velocità di discesa V_z** e sull'asse X la **velocità di avanzamento V_x** , Ottenendo il grafico che segue (Tav.4)

La minima velocità di caduta

(ovvero la perdita di quota dell'ordine di circa 40 cm al secondo) la troviamo a 10.6 mt/sec (38 Km/h.) di avanzamento. Il pilota che vuole volare più a lungo possibile in aria calma deve trimmare il modello per mantenere questa velocità.

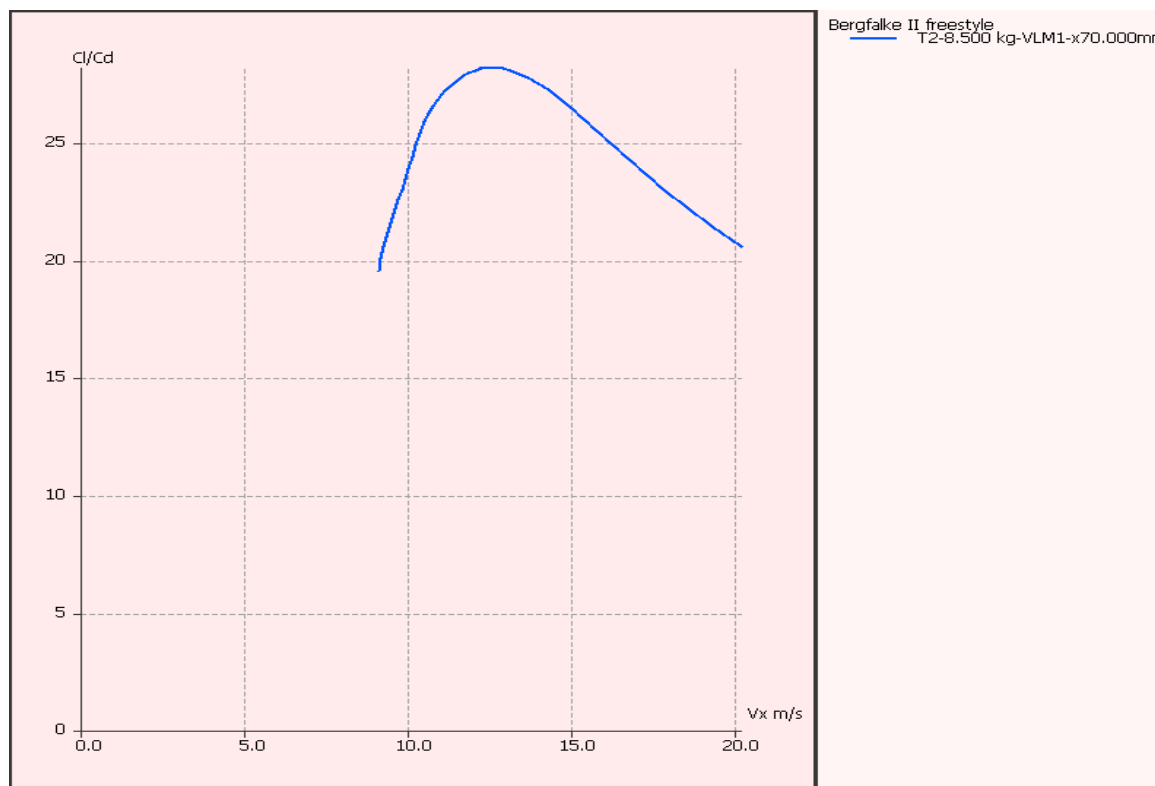
Per ricavare invece, da questo diagramma
La **velocità di Massima Efficienza**

Tavola 4



(max Cl/Cd ratio), tracciamo una linea che passa per l'origine degli assi e la tangente della polare (linea retta col. Grigio). Nel punto in cui la retta tocca la polare avremo la velocità di massima efficienza, che per questo esempio è di 12.6 mt/sec ovvero 45 Kmh . Il pilota che debba coprire la massima distanza possibile deve trimmare per raggiungere e mantenere questa velocità'.

Questo dato e' immediatamente confermato dal grafico che segue,



Velocità di Massima efficienza
 (Cl/Cd su V_x m/s vedi Tav.5),
 dove la massima efficienza, ovvero il
miglior rapporto
Portanza/resistenza si manifesta
 proprio a quella velocità

Tavola 5

Il diagramma che pone in relazione il **Momento di Beccheggio C_m** con la **Velocità di avanzamento V_x m/s** (Tav. 6) mostra che la curva intercetta l'asse orizzontale (momento pari a zero) alla velocità di massima efficienza (12,6 m/s) già rilevata nei grafici precedenti.

Questo è il **punto di bilanciamento dell'involuppo di volo** del nostro modello. A questa velocità non riceve alcun momento a cabrare, ne a picchiare. Procede a 12,6 m/s in volo equilibrato con trim dello stabilizzatore a 0° e con il dietro longitudinale impostato. La curva denuncia che a velocità più elevate il modello "sente" un momento a cabrare che ne induce quindi la decelerazione ripristinando la velocità di equilibrio, al contrario, a velocità più lente, si ha un momento a picchiare che ne genera l'accelerazione. Ciò significa che la configurazione del progetto, assicura una condizione equilibrio stabile.

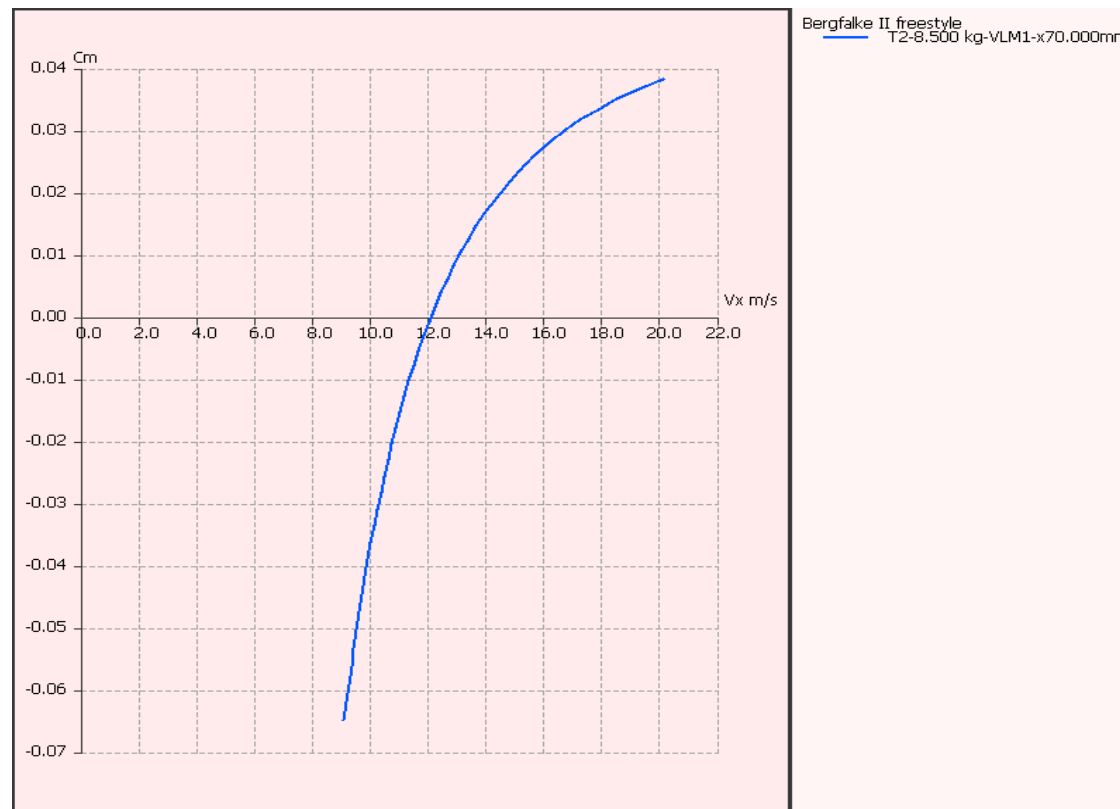


Tavola 6

4.4.1 Analisi di Stabilità e controllo con XFLR5

L'intento dell'analisi di stabilità e controllo è quello di valutare la reazione di un aliante staticamente stabile e il tempo di risposta alle perturbazioni partendo da una condizione di volo stazionario. La forza perturbatrice può provenire dall'ambiente, ad esempio da un colpo di vento, o dall'azionamento di un controllo.

In materia di stabilità dinamica sono interessati tutti e tre gli assi dell'aliante : longitudinale (asse di beccheggio), laterale (asse di rollio) e imbardata (asse d'imbardata).

Ad una forza perturbatrice limitata nel tempo, l'aliante risponde con modi propri (naturali) . In un aliante staticamente stabile, ad esempio, nel caso la perturbazione produca un aumento dell'angolo di attacco, si possono avere tre tipi di reazione.

- 1) l'aliante risponde diminuendo l'angolo di attacco a un valore inferiore a quello della condizione di volo stazionario, ne deriva una reazione che incrementa la velocità ed aumenta nuovamente l'angolo di attacco. Le successive oscillazioni di ampiezza via via minori, tendono a riportarlo all'equilibrio iniziale. In questo caso l'aliante si rivela dinamicamente stabile e, una volta trimmato nella sua posizione di equilibrio, non richiede ulteriori interventi correttivi da parte del pilota .

- 2) Se l'aliante risponde continuando ad oscillare intorno alla posizione di equilibrio con ampiezza costante si ha una stabilità dinamica neutra (non funzionale ai fini della autostabilità).
- 3) Infine, la presenza di oscillazioni intorno alla posizione di equilibrio statico che vanno aumentando in ampiezza nel tempo, denuncia un aliante dinamicamente instabile.

Questo esempio può essere esteso agli altri modi propri ricorrenti (naturali) con cui l'aliante reagisce ad altri tipi di perturbazioni.

La rappresentazione matematica della risposta che avrà l'aliante è una questione complessa, che richiede alcune ipotesi semplificatrici nell'ambito XFLR5.

Nota: E' mia opinione che la dimestichezza con i concetti della fisica - matematica, non sia imprescindibile per l'utente che desidera agire all'interno dell'ambiente XFLR5. Le soluzioni sono già sviluppate e disponibili con l'uso del programma che, anzi, finisce per favorire la comprensione delle dinamiche di volo. Tuttavia, la teoria è trattata esaurientemente in pubblicazioni dedicate a quegli utenti che sono interessati ad indagare ed approfondire ulteriormente.

*Il file **Guidelines.pdf** è disponibile online al link : <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/>*

*il file **XFLR5_and_Stability_analysis.pdf** è disponibile online al link : <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>*

4.4.2 Teoria

XFLR5 segue il metodo proposto da Etkin . Con questo tipo di analisi, le dinamiche longitudinali e trasversali sono indipendenti e vengono valutate separatamente.

4.4.3 Quadro di riferimento

Tre diversi sistemi di riferimento entrano in considerazione nella analisi di stabilità: gli assi geometrici, gli assi del corpo, e gli assi di stabilità. Questi sono definiti nella Figura 43.

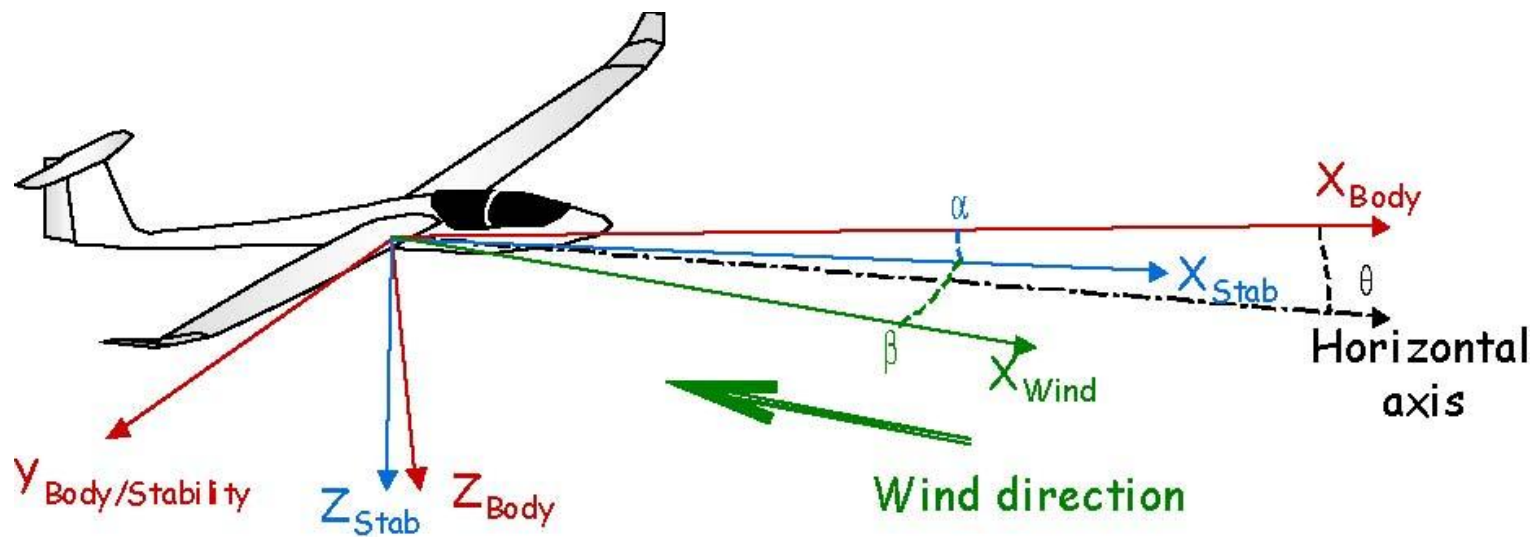


Figure 43 – Body and stability axes

Assi del Corpo: (in colore rosso) Il termine assi del corpo è generico e si riferisce a qualsiasi riferimento che è fissato al corpo, e non è quindi un riferimento inerziale. Una solita, ma non universale convenzione è la seguente: - L'asse X_{Body} è allineato con il naso della fusoliera; - L'asse Z_{Body} è nel piano di simmetria, e punta verso il basso; - L'asse Y_{Body} è perpendicolare al piano XZ e punta verso il lato destro.

Assi geometrici: Questo è il fotogramma di riferimento in cui è definita la geometria. - L'asse X è allineato "all'indietro" - L'asse Z è nel piano di simmetria, e punta verso l'alto; - L'asse Y è perpendicolare al piano xz e punta verso il lato destro.

Assi di Stabilità: (in colore blu e rosso) Questi sono gli assi di riferimento in cui sono visualizzate le condizioni di volo stazionario:

- L'asse X_{Stab} è la proiezione del vettore velocità sul piano xz del corpo; questo asse punta quindi in avanti; - L'asse Z_{Stab} punta verso il basso; - L'asse $Y_{Stability}$ punta verso il lato destro

Il punto di origine del fotogramma è il centro di gravità CoG dell'aereo.

Note: - Nel volo livellato orizzontale, l'asse X_{Stab} è allineato con l'asse orizzontale.

4.4.7 Procedura dell'analisi di stabilità

L'analisi di stabilità di un modello già definito nelle geometrie ed inerzia segue i seguenti passi:

1 Definire una analisi di stabilità : Analysis/Polar / (Shift + F6).

Se non sono stati definiti comandi attivi delle superfici di controllo delle ali o dei piani di coda, l'analisi sarà eseguita per la geometria di base del modello (parti mobili trimmate a 0°).

Se invece, sono stati attivati alcuni comandi di controllo, allora i dati di stabilità possono essere calcolati in sequenza per una gamma di parametri di controllo (scelti dall'utente nella finestra di dialogo) e può essere generata una curva polare associata al risultato.

2 Eseguire l'analisi preferibilmente inserendo qualche parametro di controllo delle parti mobili. Questo input produrrà automaticamente:

- a. Ricerca di un angolo di attacco tale che $C_m = 0$, (in caso di insuccesso si ci sarà un messaggio di avvertimento)
- b. Calcolare la velocità atta a conseguire l'assetto di volo livellato costante
- c. Valutare le derivate della stabilità,
- d. Costruire le matrici di Stato,
- e. Estrarre gli autovalori, (si ha un messaggio di errore in caso di insuccesso),

f. Memorizzare i dati in un OpPoint (opzionale) nella polare .

5. Visualizzare i risultati.

4.4.8 Input

In ingresso, l'analisi utilizza i seguenti dati:

- La geometria del modello
- La massa del modello, il CoG e l'inerzia (*), definiti nei suoi assi geometrici.
- I parametri definiti dall'analisi stabilità
- La posizione dei controlli: angolazioni dell'ala ed elevatore, posizione dei flaps , etc.
- Il tipo di volo stazionario da considerare: volo livellato costante o virata costante .

()Stima dell'Inerzia La valutazione dell'inerzia esige un programma CAD 3D che esegua la modellazione solida dell'aliante. Mancando ciò, l'inerzia sarà stimata da un modulo di calcolo che all'interno di XFLR5 valuta l'inerzia derivata dalle masse e dalla loro dislocazione e determina la posizione del CoG . Questa stima dovrà essere intesa come ordine di grandezza approssimativo (ROM). Sarà tanto più attendibile quanto più elevato sarà il frazionamento delle masse. Qui appresso viene suggerito un metodo complesso, ma praticabile, che ne ottimizza la distribuzione.*

Inerzia degli oggetti L'inerzia di ogni oggetto, cioè un'ala o una fusoliera, viene definita in una finestra di dialogo per questo oggetto. Essa comprende l'inerzia del volume delle masse strutturali, e l'inerzia delle masse puntiformi.

L'inerzia del volume è valutata in base alla data massa, e sui dati geometrici che definiscono l'oggetto. Essa è valutata con il sistema di coordinate geometriche, con l'origine nel GoG di ciascun oggetto.

La valutazione si basa sulle seguenti ipotesi:

- Per la fusoliera, la massa è distribuita uniformemente sulla superficie esterna, e questa superficie si ritiene abbia uno spessore uniforme.

Il corpo è diviso in sezioni lungo l'asse x. Il peso è concentrato al centro della sezione trasversale, come illustrato nella Figura 44.

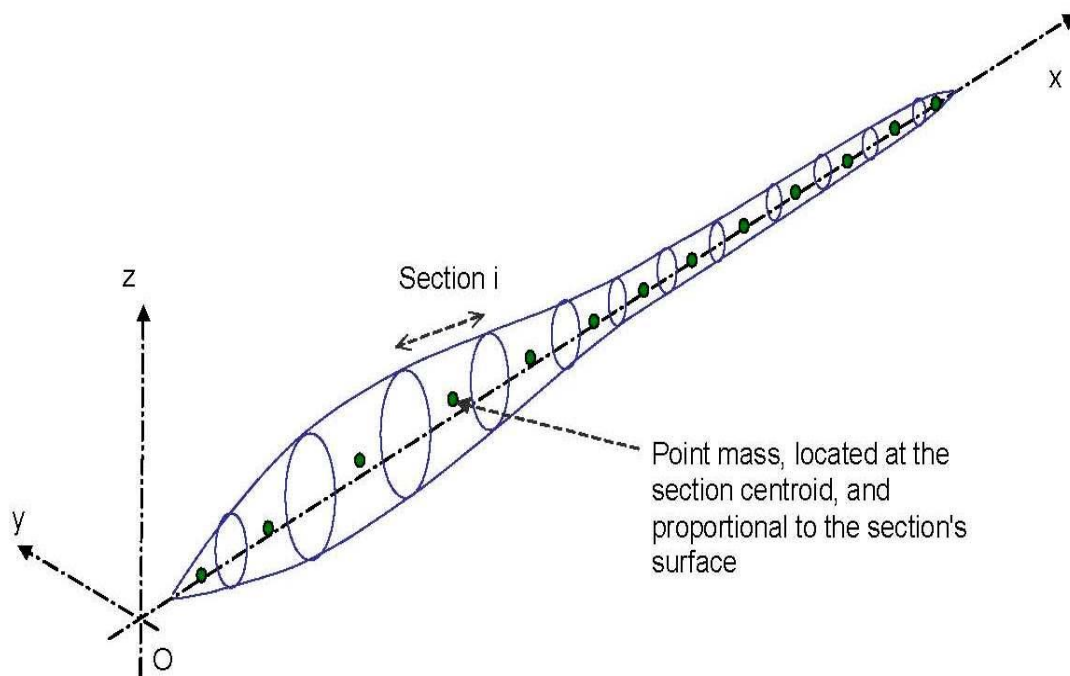


Figure 44 – Mass representation for the body

- Per l'ala, la massa si presume essere uniformemente distribuita nel volume dell'ala lungo la sua apertura.

In XFLR5 v5, è stata modellata come masse puntiformi concentrate nel punto del quarto di corda delle sezioni distribuite lungo l'apertura alare.

In XFLR5 v6, è modellata come masse puntiformi distribuite sia nella direzione della corda che dell'apertura, come illustrato in Figura 45.

La distribuzione della massa è indipendente dal mesh utilizzato per i calcoli aerodinamici dell'ala

Altre masse puntiformi Componenti

come servocomandi, batterie, ricevitore

o piombo di zavorra devono essere modellati separatamente come masse puntiformi, e non essere inclusi nella valutazione dell'inerzia dei volumi.

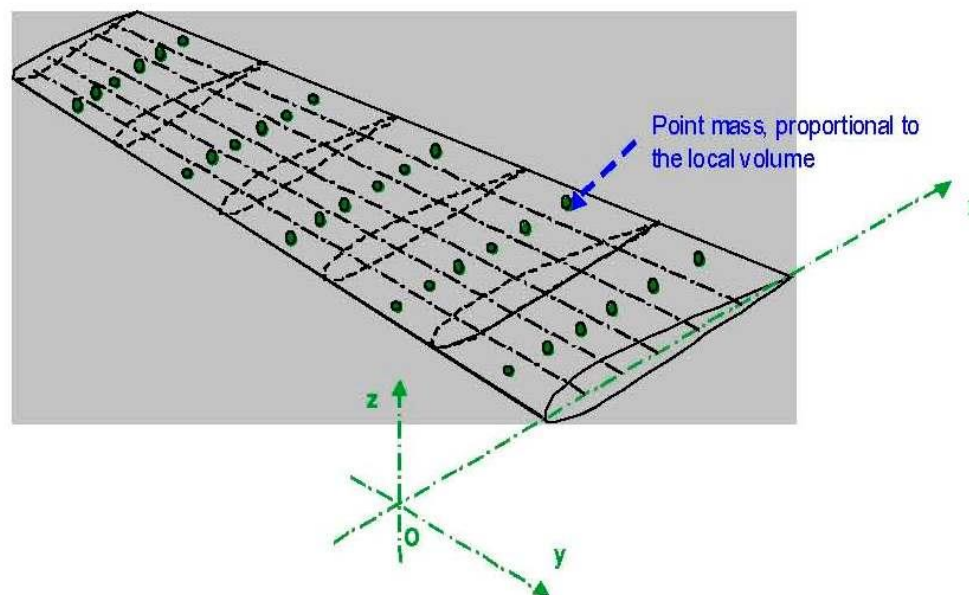


Figure 45 – Mass representation for the wing

L'inerzia totale L'inerzia totale per un aereo è la somma delle inerzie degli oggetti che lo compongono, e di altre masse puntiformi.

-La distribuzione delle masse puntiformi deve essere regolata per ottenere la posizione mirata del baricentro. Altrimenti, a causa delle approssimazioni fatte nella valutazione automatica di inerzia di volume, una rigorosa trasposizione della posizione "reale" delle masse può dare come risultato una posizione non corretta del CoG dell'aereo.

Variabili dei controlli I punti della polare possono essere calcolati per diversi stati delle variabili di controllo (escursioni delle superficimobili: alettoni,elevatore ecc.).

Queste variabili sono:

- Il calettamento dell'ala nell'asse y
- Il calettamento dell'elevatore nell'asse y
- La rotazione dei flaps dell'ala nell'asse di cerniera
- La rotazione dell'elevatore nell'asse di cerniera
- La rotazione del timone nell'asse di cerniera

Per definire un "Plane" con le superfici di controllo mobili, occorre prima disegnare/modificare i profili interessati e poi inserirli in una nuova ala/piani di coda. esempio: Passare a "Foil" (Ctrl+5) quindi "Design/Set Flap" si apre una finestra con 2 colonne selezionabili : L.E.flap e T.E.flap (flaps nel bordo di entrata o nel bordo di uscita) selezionare la 2°. Nelle tre file compilabili

*digitare : nella prima i gradi di inclinazione +/-, es. 15; nella seconda il punto di cerniera sull'asse X corda, es. 80; nella terza il punto di cerniera riferito allo spessore, es. 50.
Selezionare "Apply e OK" ed il profilo si modifichera' come da Figura 10.*

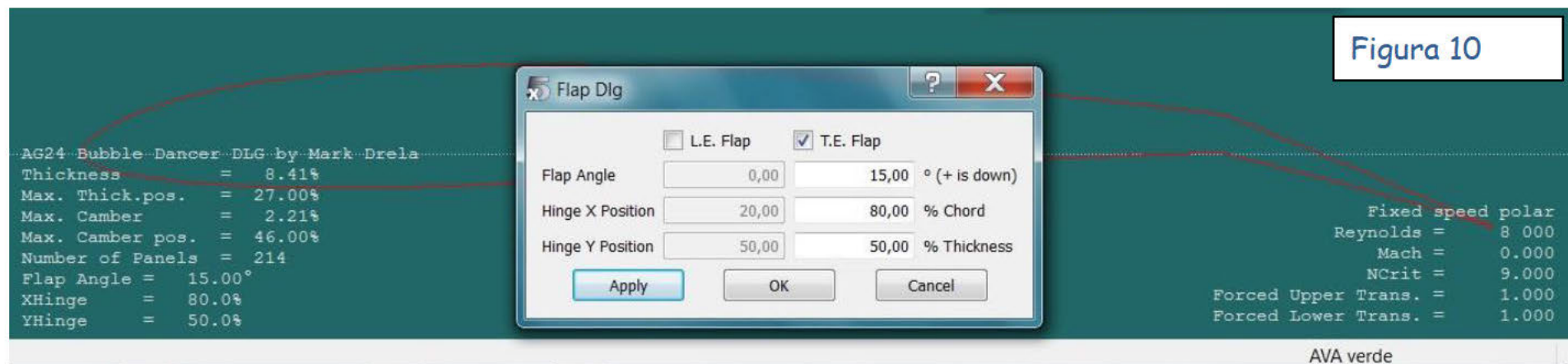


Figura 10

Salvarlo con un nuovo nome e fare lo stesso iter per tutti i profili interessati, poi tornare in "Planes con Ctrl+6 per inserire i profili flappati nell'ala o aliante corrente, ala e piani di coda.

Quindi nel menu "Plane" click nel comando "Define a new Wing" (F3) oppure "Define a new Plane" (Ctrl+F3) o meglio ancora "Current Wing (Plane)/Duplcate" che conserva tutte le analisi associate al Plane corrente; salvare con un nuovo nome. Selezionare il nuovo nome nella prima casella in alto. Nel menu "Plane" aprire "Current Wing (Plane)/Edit" e nella finestra di scambio inserire i nuovi profili come da esempio della Figura 11 .

Il disegno 3D visualizza gli alettoni con controllo a 0°

Prima di uscire click su "Reset Mesh" poi "Save and Close"

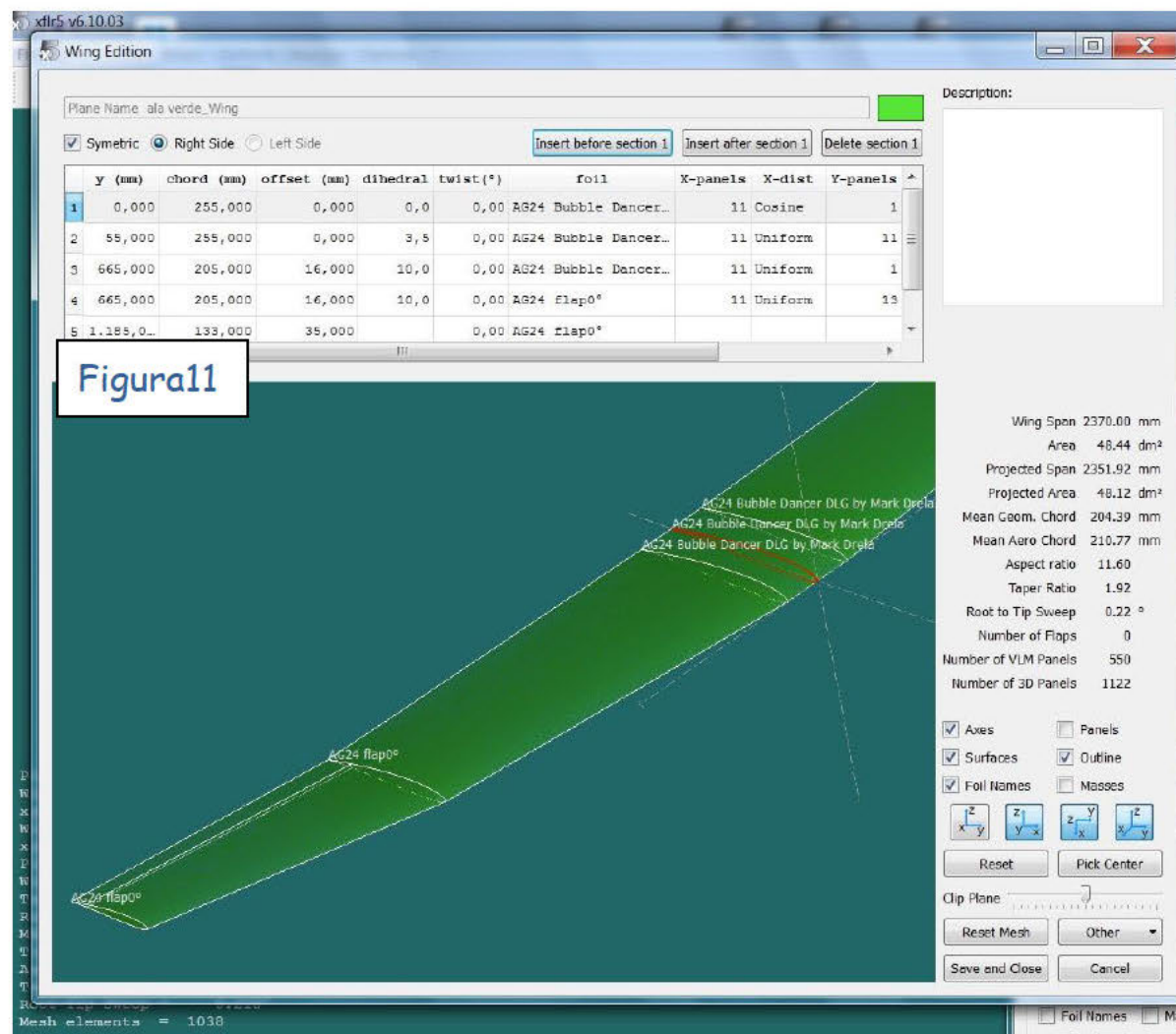
I valori di controllo delle superfici mobili sono attivi solo all'interno di una Analisi di Stabilità. (pag.35)

Note: Il senso di rotazione positivo è :

a) Per l'ala e l'elevatore, un valore positivo sposterà il bordo di entrata verso l'alto e il bordo di uscita verso il basso.

b) Per i flaps dell'ala o dello stabilizzatore, un valore di controllo positivo sposterà il bordo d'uscita verso il basso.

c) Per il timone, un valore di controllo positivo sposterà il bordo d'uscita a dritta



- d) Per rappresentare gli alettoni che ruotano in direzioni opposte, i valori min e max dei controlli per alettoni di ogni semiala devono essere opposti.
- e) Il valore iniziale dell'angolo delle superfici di controllo non è preso in considerazione nell'analisi. Ad esempio, se il profilo del flap è stato definito con angolo non a zero, gli angoli iniziali saranno cancellati prima di impostare la nuova posizione del comando. Analogamente, l'angolo di calettamento impostato per l'ala o per il flap nella definizione dell'aereo viene cancellato prima dell'applicazione della variabile del controllo.
- f) La rotazione delle superfici di controllo non è rappresentata nella vista 3D

4.4.9 Output

In uscita, sono forniti i risultati delle dinamiche longitudinali e trasversali:

- I derivati di stabilità dimensionale e controllo
- I derivati non-dimensionali di stabilità
- Il tempo di risposta per un ingresso a gradino
- Gli autovalori e autovettori per i quattro modi longitudinali e le quattro modalità laterali.

4.4.10 Analisi di stabilità -XFLR5 v6.10.03 - esempio di Sessione -

Eeguire i punti da 1 a 9, come nella sessione di analisi 3D dell'ala descritta in 4.3.17 pag. 2/7

10. Opzionale: nel menu "Analysis", fare clic su "Define an Analysis / Polar Type... "

- Selezionare una polare di tipo 1 o di tipo 2 - Selezionare "Use plane inerzia", (se precedentemente definita) o inserire manualmente "Plane Mass , X_CoG e Z_CoG"
- Eeguire un'analisi sequenziale da bassi ad alti angoli di attacco (-1° ... 8°)
- Tracciare il grafico $C_m = \alpha$, assicurarsi che la curva ha una pendenza negativa (monotona decrescente) e che tra gli Angoli di Attacco AoA, c'è quello per cui $C_m = 0$

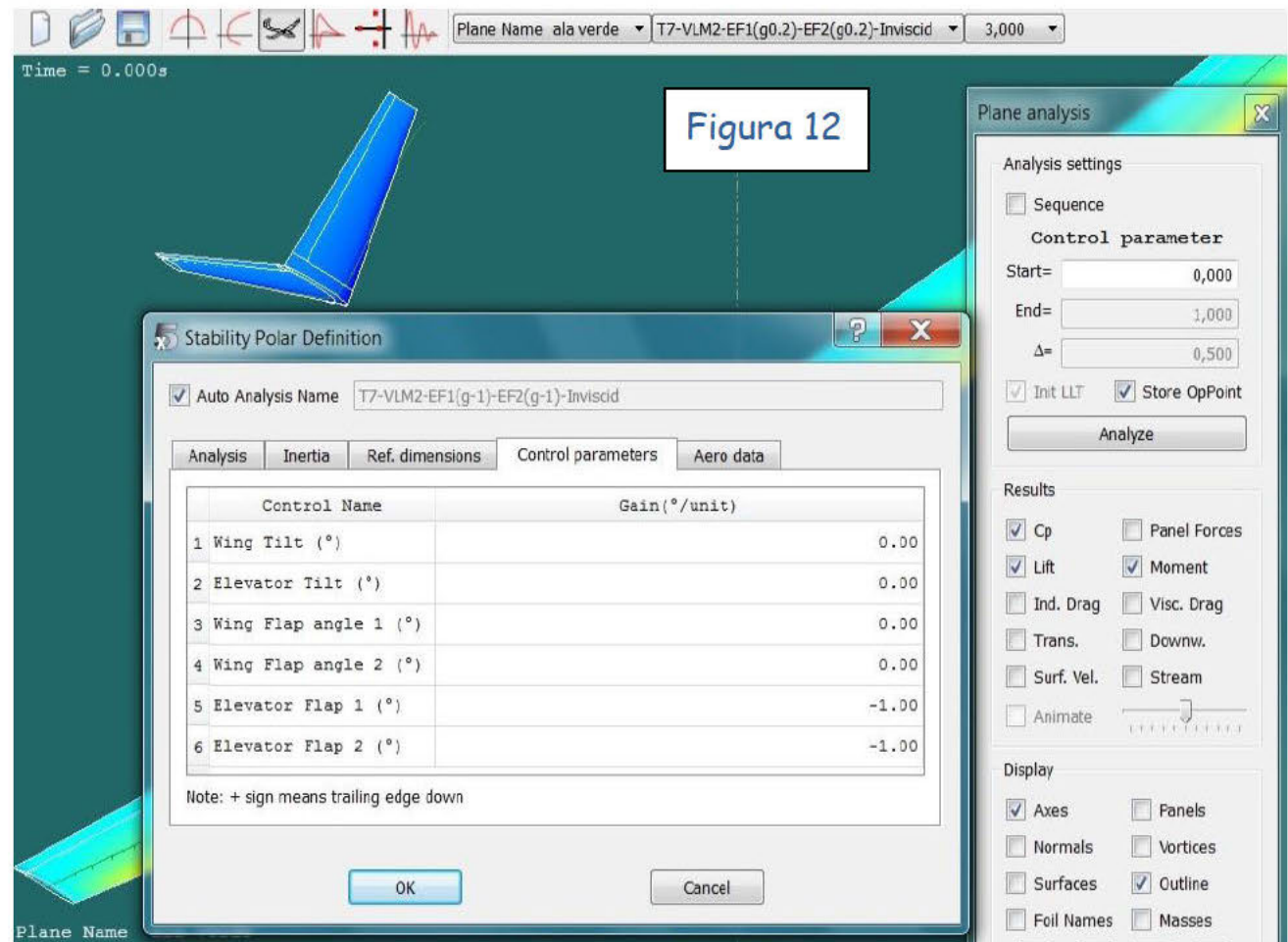
11. nel menu Analysis , fare clic su "Define a stability analysis", o (Shift + F6). Deselezionare "Auto Analysis Name" e rinominarla con un titolo che ricorderete . (es. T7-prova centraggio)

12. decidere di utilizzare l'inerzia precedentemente definita, o inserire manualmente la massa, e la posizione del CoG

13. Facoltativo: Nel sottomenu "Control parameters" attivare un controllo, inserendo nella colonna "Gain(* /unit)" il range di variazione che la parte mobile può assumere nell'analisi corrente. Figura 12. Attenzione : usare la virgola come separatore dei decimali. Vedi anche il capitolo 4.4.8.4 variabili dei controlli

14. Chiudere la finestra di dialogo con OK, salvare e OK . Il nome del polare (T7-.....) appare nella casella in alto al centro.

15. Nella barra degli strumenti di destra deselezionare la casella "Sequence" e nella casella Control parameter-Start digitare 0°. In seguito si potrà lanciare una nuova analisi per una sequenza compresa nel range fissato nella colonna "Gain"



16. Selezionare la casella "Store OpPoint"

17. Fare clic sul pulsante "Analyze"

18. Se l'analisi ha avuto successo, un OpPoint (punto operativo) viene automaticamente aggiunto alla casella combo in alto al centro. In caso contrario, controllare il file log e analizzare il messaggio di errore.

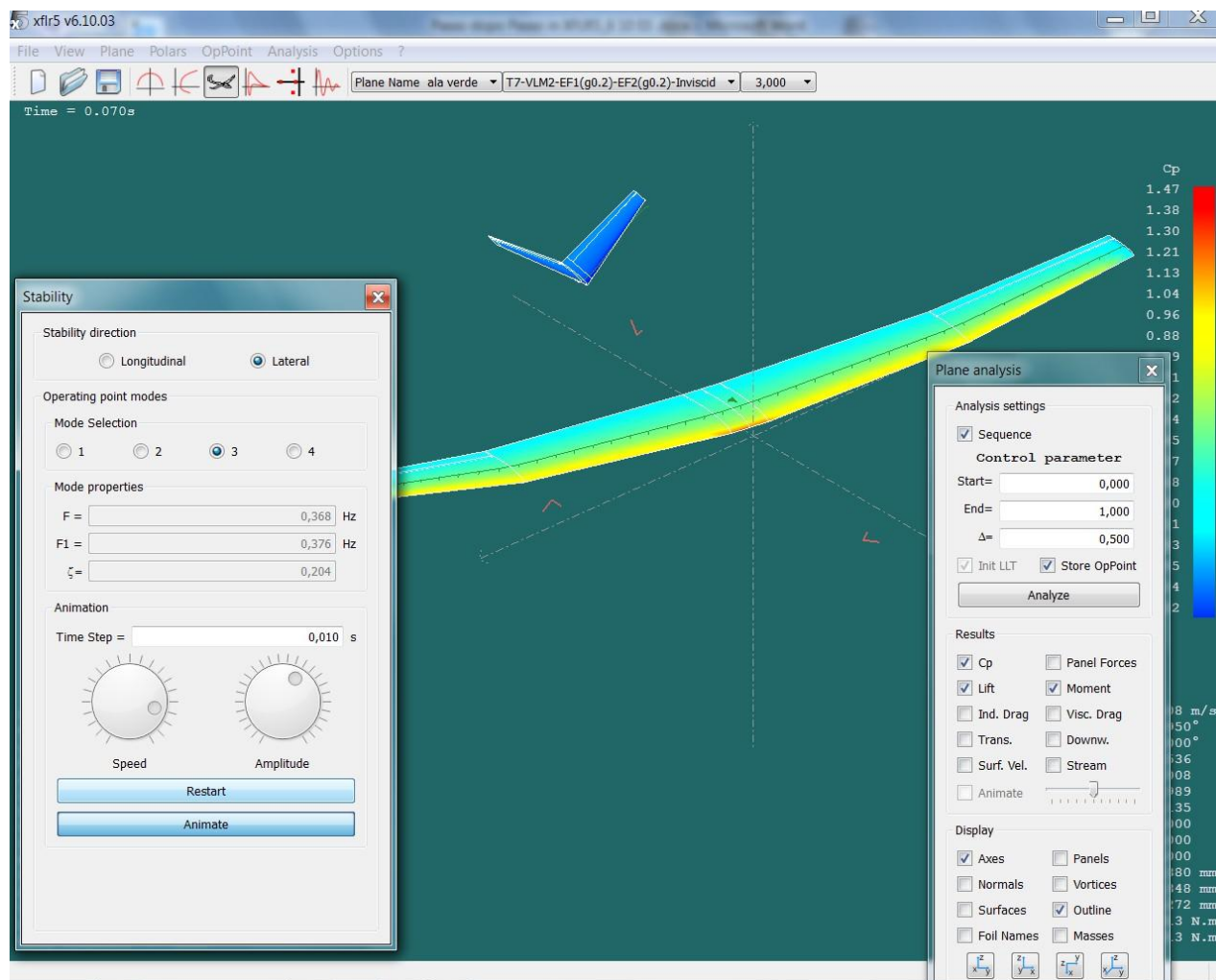
19. Nel menu Polars/Graphs, selezionare la casella "Highlight current Op Point"(Ctrl+H) . Quindi nello stesso menu cliccare su "Graph 1" e "All graph settings" (G) e definire con le modalità descritte nel paragrafo I Grafici (pag 15) il grafico $C_m = \text{Alpha}$, il punto operativo deve essere posizionato precisamente in corrispondenza dell'angolo di attacco per il quale $C_m = 0$

20. Passare alla visualizzazione dell'analisi di stabilità

21. Selezionare il Grafico luogo delle radici "Root locus View(Ctrl+F8), oppure la visualizzazione del tempo di risposta "Time Response View (shift+F8) o la vista 3D.

E' possibile poi, salvare il grafico in un file immagine dal menu "View /Save View to image file"(Ctrl+I) .

Si prosegue con il definire una analisi di stabilità con i controlli delle parti mobili attivati, (come anticipato ai punti 13,14,15) e visualizzare le proprietà della stabilità in funzione della posizione di questi controlli.



Nella vista 3D, selezionando nella seconda casella in alto una delle analisi di stabilità T7xxx, si attiverà a sinistra il pannello Stability. Da questo pannello si possono selezionare 4 automodi in direzione longitudinale oppure laterale. Click su "Animate" produrrà la animazione di come evolve il modo proprio dell'aliante in reazione ad un disturbo iniziale. Le due manopole più in basso, variano l'ordine di grandezza "Amplitude" del disturbo e la velocità "Speed" della simulazione.

E' interessante vedere cosa accadrà dopo un comando maldestro o una raffica di vento e come il modello reagirà di conseguenza. Sorprendenti sono i modi laterali 2 e 3 che rendono evidente quanto tempo occorre all'aliante per stabilizzarsi dopo, ad esempio, un colpo di direzionale.

simbolo XFLR5	descr. EN	descrizione
AOA (Alpha)	Angle Of Attack	Incidenza (angolo tra il profilo alare e il flusso)
Cd	drag Coefficient	Coefficiente di Resistenza
Cl	Lift Coefficient	Coefficiente di Portanza
Cl/Cd	Glide ratio	Indice di planata
Cm	Total pitching moment Coefficient	Coefficiente del Momento (totale) di beccheggio
Cn	Total jawing moment Coefficient	Coefficiente del Momento (totale) di imbardata
CoG (X,Y,Z)	Center Of Gravity (moment ref.location)	Centro di Gravità (Punto in cui agiscono i momenti)
Cp	pressure Coefficient	Coefficiente di Pressione
CP (X,Y,Z)	Center of Pressure	Centro di Pressione (punto dove si applicano le risultanti delle forze)
DA	Decalage Angle	Diedro longitudinale (angolo tra il profilo alare e lo stabilizzatore)
FX	Drag Force	Resistenza (forza)
FY	Side Force	Forza Laterale
FZ	Lift Force	Portanza (forza)
IA (Tilt)	Incidence angle	Calettamento (angolo tra il profilo alare e la mezzeria della fusoliera)
M.A.C.	Medium Average Chord	Corda Media

NP	Neutral Point	Punto Neutro (limite posteriore del CG)
Re	Reynolds Numbers	Numeri di Reynolds
Rm	Toal Rolling moment Coefficient	Coefficiente del Momento (totale) di rollio
TV	Tail Volume	Volume di coda
VLM	Vortex Lattice Method	Metodo del Reticolo dei Vortici
Vx m/s	x axes Velocity	Velocità orizzontale (traslazione)
Vz m/s	z axes Velocity	Velocità Verticale (perdita di quota)
XCmRef Location	Pitching moment Ref. location	Punto dove si applica il momento di beccheggio
XCP	Centre of Pression X position	Posizione del Centro di Pressione
Ym	Toal Yawing moment Coefficient	Coefficiente del Momento (totale) di imbardata