

L' F1E universale

Claudio Bognolo

a Tino Cosma

Introduzione

E' possibile volare con lo stesso veleggiatore da pendio F1E con vento da zero a 9 metri al secondo, sempre al massimo delle prestazioni?

L' F1E e la velocità di volo

In questa affascinante specialità dare al modello la giusta velocità in funzione delle condizioni del momento (direzione e intensità del vento, presenza della dinamica e suo "spessore", distanza del contro-pendio, distanza della presunta zona "buona") è la chiave di un lancio di successo.

In planata la portanza eguaglia il peso W dell'aliante. Perciò, data la superficie S , il coefficiente di portanza C_L , il coefficiente di resistenza C_D e la densità dell'aria ($\rho=0,125$), abbiamo:

Equazione della velocità di volo: $W = 1/2 \rho v^2 S C_L$ da cui $v = 4 \sqrt{\frac{K}{C_L}}$ m/s (K è il carico alare $\frac{W}{S}$ in Kg/m ²)
Angolo di planata: $\tan \gamma = C_D/C_L$, Velocità di discesa $v_z = v \sin \gamma \cong v C_D/C_L = v/E$ (E è l'efficienza)

La velocità di volo dipende perciò unicamente dal carico e dal coefficiente di portanza.

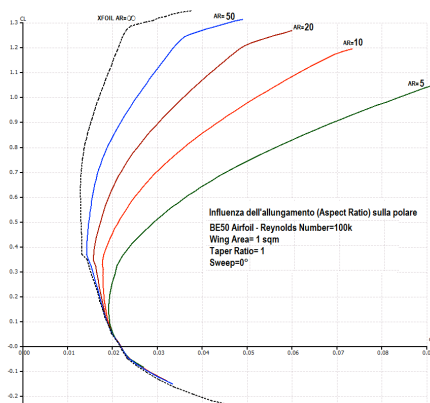
Dal coefficiente di resistenza C_D dipendono la velocità verticale di caduta o rateo di discesa v_z e il rapporto di planata che in aria calma corrisponde perfettamente all'Efficienza. Per il volo in aria calma e in termica è necessario volare alla minima velocità di discesa. Ciò implica abbinare la minima velocità di avanzamento con il massimo rapporto Portanza/Resistenza, quindi basso carico alare e profilo con alto coefficiente di portanza senza stallare e basso coefficiente di resistenza agli alti C_L . L'allungamento alare (apertura alare / corda media) dovrebbe essere alto per ridurre la "resistenza indotta" associata all'alto C_L . Un'ala poco allungata dotata di profilo ad alta portanza riduce la velocità di volo, ma aumenta l'angolo di planata. Non dimentichiamoci poi del Numero di Reynolds che lega le dimensioni della corda alare e con la velocità e la viscosità dell'aria. Ai bassi NRe le caratteristiche del profilo peggiorano. E' l'"effetto scala".

In pendio si vola generalmente diritti fronteggiando il vento e la via più efficiente per aumentare la velocità di volo è aumentare il carico K e far lavorare l'ala ad un C_L ragionevole, vale a dire dove l'efficienza del modello è ancora soddisfacente. Se un modello poco caricato con profilo molto portante e con resistenza ottimizzata agli alti C_L viene fatto operare ad un basso C_L , l'angolo di planata non può che soffrirne. Un profilo con bassa resistenza ai bassi C_L può inoltre penetrare meglio il vento. Ai bassi C_L la resistenza indotta incide molto meno rendendo non necessario un alto allungamento, e pertanto la riduzione della resistenza del profilo ha una influenza proporzionalmente più alta sulla efficienza globale del modello.

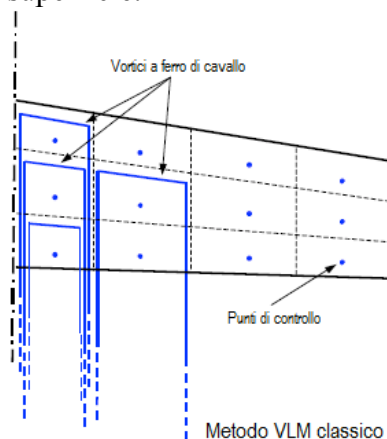
Abbiamo visto le variabili in gioco più importanti. Sono molteplici e si influenzano reciprocamente. Con XFLR5, lo straordinario aero-tool 3D di André Deperrois, possiamo analizzarle agevolmente sul nostro PC confrontando diverse impostazioni progettuali.

XFLR5

Nell'industria aeronautica, metodi numerici per l'analisi delle prestazioni dei velivoli sono stati sviluppati sin dagli anni 30 per la progettazione di configurazioni aerodinamiche operanti a elevati Numeri di Reynolds (alta velocità e grandi dimensioni), dove è trascurata la viscosità dell'aria ed è considerato solo il contributo della densità, (flusso "inviscido"). Come detto, gli aeromodelli volano a numeri di Reynolds molto bassi ove i fenomeni viscosi non possono essere trascurati (ad esempio la formazione di bolle di separazione nella transizione dello strato limite da laminare a turbolento). Il programma per PC Xfoil, galleria del vento virtuale di Mark Drela e Harold Youngren, è molto efficace per l'analisi di profili alari, anche a bassissimi numeri di Reynolds, ma in un ambiente bidimensionale (2D), quello di un'ala di allungamento infinito dotata di un unico profilo. L'influenza che l'allungamento ha sulla polare dell'ala (coefficiente di portanza C_l vs Coefficiente di resistenza aerodinamica C_d a vari angoli di attacco) è notevole e giustifica, da sola, la necessità di una analisi più sofisticata dell'ala.



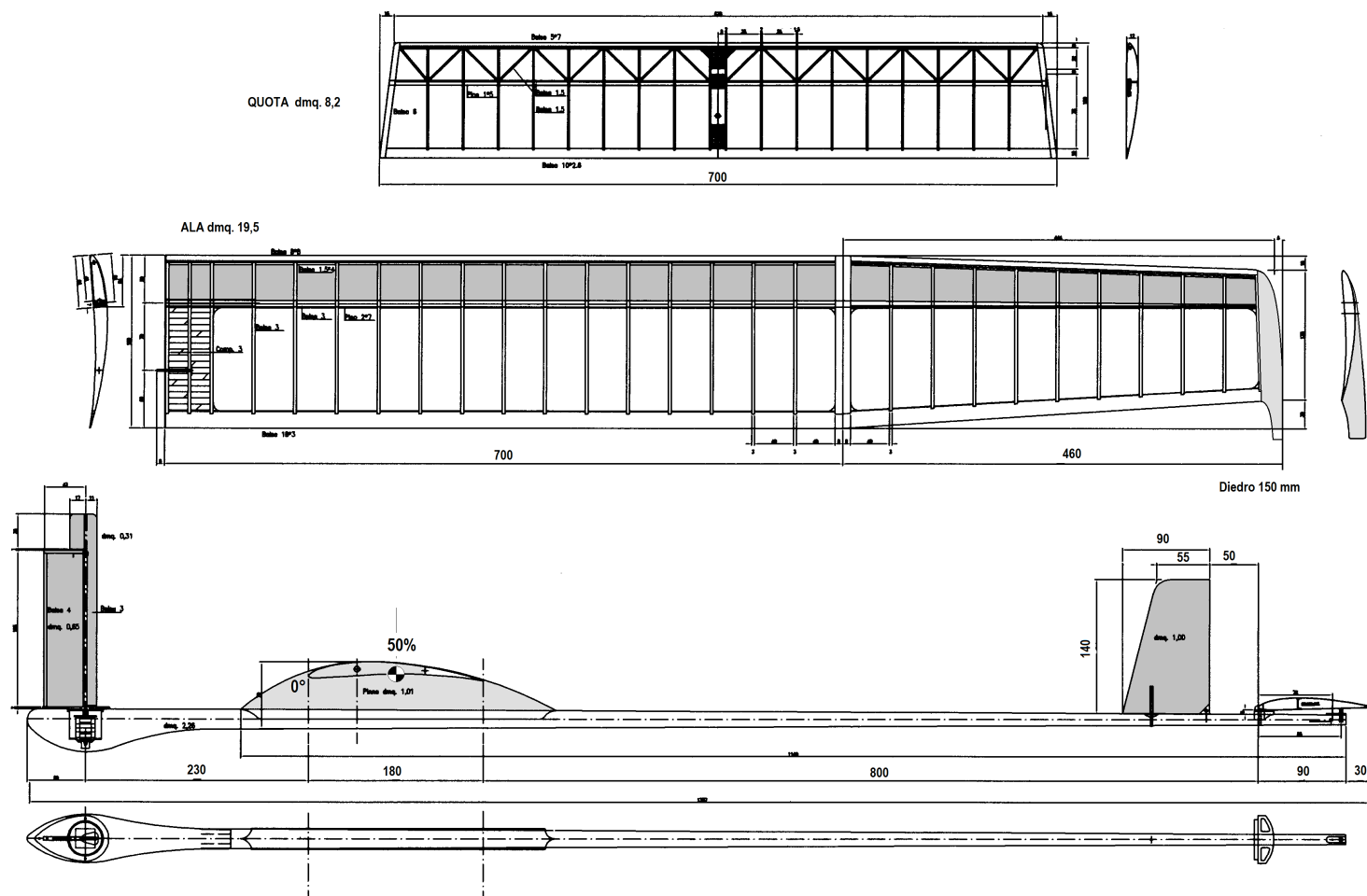
Grazie ad André Deperrois e al suo software per PC XFLR5 (ora alla versione 6.04, scaricabile gratuitamente dal web), la simulazione 3D di un modello è possibile e molto realistica. Molto brevemente, l'implementazione complementa l'analisi di un algoritmo numerico inviscido, il Vortex Lattice Method (VLM), con i dati di resistenza viscosa ottenuti tramite il calcolo di Xfoil. Le superfici portanti (corrispondenti alla linea mediana del profilo) sono suddivise in una rete sottile di pannelli. VLM associa ogni pannello alla circolazione del flusso d'aria che lo circonda, cioè al vortice a ferro di cavallo che si estende indietro all'infinito lungo la corda. Vengono calcolate portanza e resistenza di ogni vortice e quindi, sommando tutti i contributi individuali, possono essere determinate le prestazioni dell'intera superficie.



XFLR5 v.4 ha introdotto un metodo a pannelli 3D in cui velature e fusoliera vengono modellati tenendo conto anche dello spessore. Ad esempio, nel caso dell'ala, sia la superficie superiore che quella inferiore sono suddivise uniformemente in pannelli contornati dai rispettivi vortici a ferro di cavallo. Da v.6.02 è disponibile un algoritmo che è un Mix tra 3D Panels e VLM. Per l'analisi della sola ala, viene adottato il metodo integrale 3D panels. Per il velivolo completo, l'algoritmo utilizzato è una formulazione mix di 3D panels per la fusoliera e VLM mono-superficie per le ali.

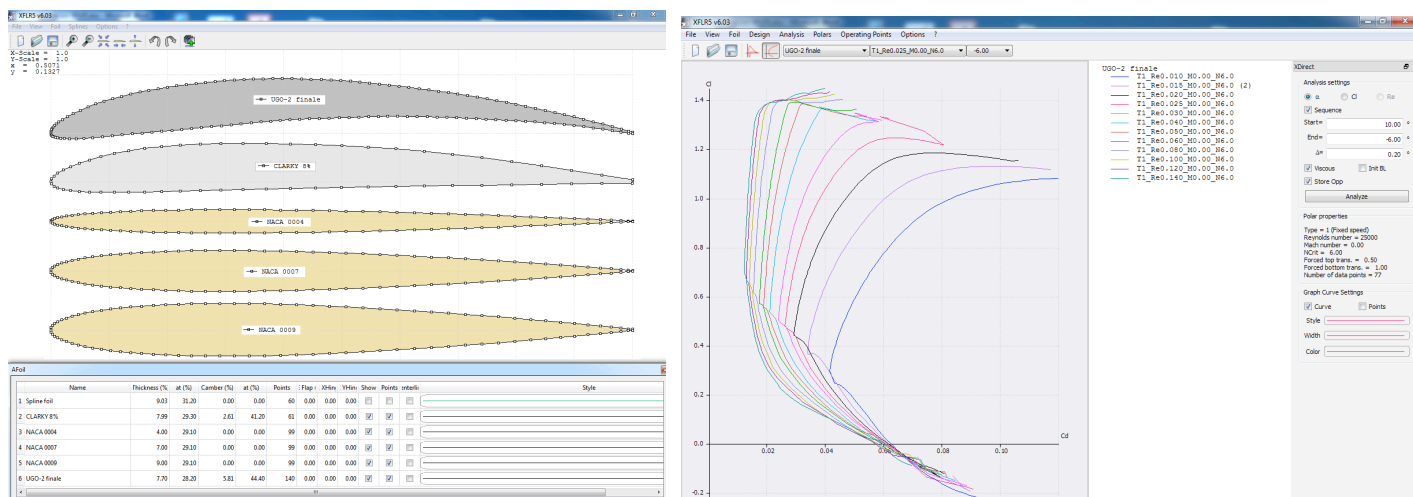
Il modello di riferimento

Estendere i limiti prestazionali di un alianti veleggiatore F1E significa come prima cosa conoscerli e quindi misurarli. A tal fine facciamo riferimento ad un modello F1E “allround” di successo, UGO-2, con prestazioni eccellenti con velocità di volo tra 4,5 e 5,5-6 m/s e lo “modelliamo” in XFLR5 per determinare le sue “matematiche”, cioè i suoi numeri chiave.

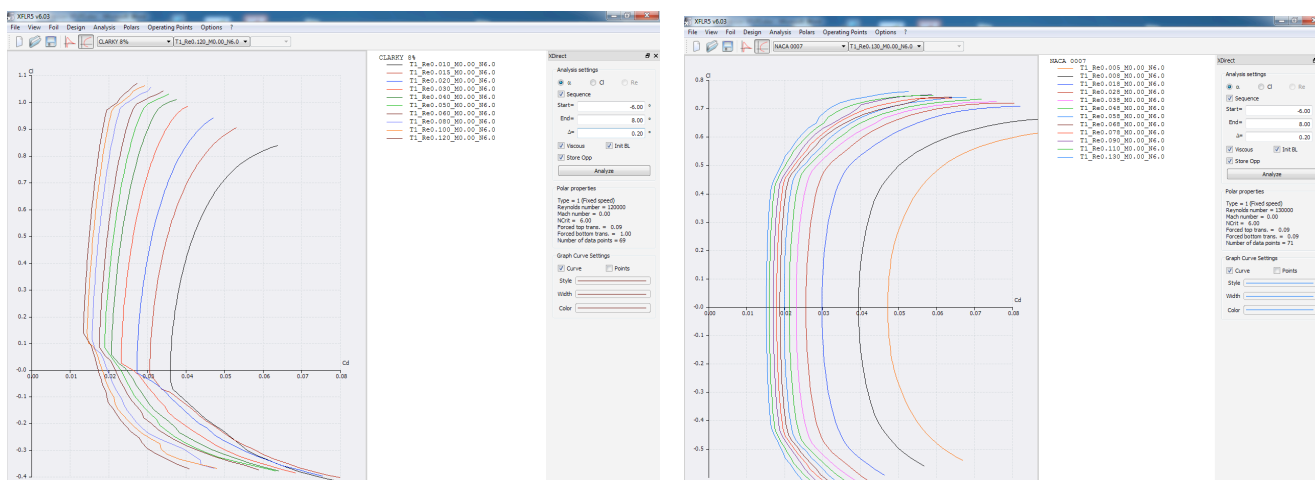


Profili di UGO-2 e polari 2D da Xfoil

Le coordinate dei profili dell'ala, dell'elevatore, del timone anteriore in formato Xfoil (estensione “dat”) vengono “caricati” in XFLR5. Per ogni profilo caricato, XFLR5 deve essere alimentato con il set di polari calcolate con l'analisi in regime viscoso di Xfoil, in un intervallo di numeri di Reynolds e di coefficienti aerodinamici abbastanza ampio da coprire tutte le condizioni di volo sotto esame.



Per l'ala, per stare larghi, lanciamo una analisi di Type 1 (velocità e corda fissate) per un range di N. di Reynolds da 10000 a 140000 e angolo di attacco (A.o.A.) da -6° a $+10^\circ$. Con riferimento al profilo UGO-2, con transizione forzata (turbolatore) al 50%, le polari sono riportati nella chart sopra a destra. Per quanto riguarda stabilizzatore e gli altri profili, viene seguita la stessa procedura adattando l'intervallo dei numeri di Reynolds e degli angoli di attacco al ruolo del profilo. Seguono ad esempio le polari del ClarkY 8% (tra 10k e 120k Re) turbolato al 9% come sul modello reale, e del NACA007 (tra 5k e 120k Re) turbolato sopra e sotto al 9% della corda. Per NACA004 e NACA009 la procedura è stata analoga.



Definizione delle geometrie di UGO-2

Ala, elevatore e deriva vengono introdotte in XFLR5 descrivendole come pannelli trapezoidali identificati dai loro profili alla radice e alla estremità e rispettive corde, dalla loro apertura, freccia (offset), diedro (se presente) relativo al piano orizzontale e svergolamento. Il programma calcola l'apertura e l'area della superficie portante (anche in proiezione), la corda media geometrica e aerodinamica e l'allungamento.

I modelli da pendio F1E sono dotati di timone di direzione anteriore e deriva posteriore. XFLR5 prevede la definizione di un solo verticale. Quindi si è definito il timone verticale anteriore e, per il posteriore si sono aggiunte al quota due alette di estremità (diedro 90°) con metà superficie. L'angolo di incidenza geometrica ("tilt angle") dell'ala è impostato a 0° . Pertanto l'angolo di attacco A.o.A. dell'ala coincide con l'angolo di assetto ("trim angle"), cioè l'angolo tra l'asse della fusoliera (body) e l'asse-x della corrente d'aria che investe il modello. Il tilt angle dello stabilizzatore è impostato inizialmente a -4° , col che il diedro longitudinale o "decalage" è appunto di -4° .

Plane Editor

Plane Description
 UGO-2 timone a U decalage -4°
 Description:
 Modello UGO-2 con elevatore alettato

Body
☒ Body UGO-2 Edit...

Main Wing
 Define x = 0.00 mm
 Import z = 45.00 mm
 Export Tilt Angle = 0.00 °

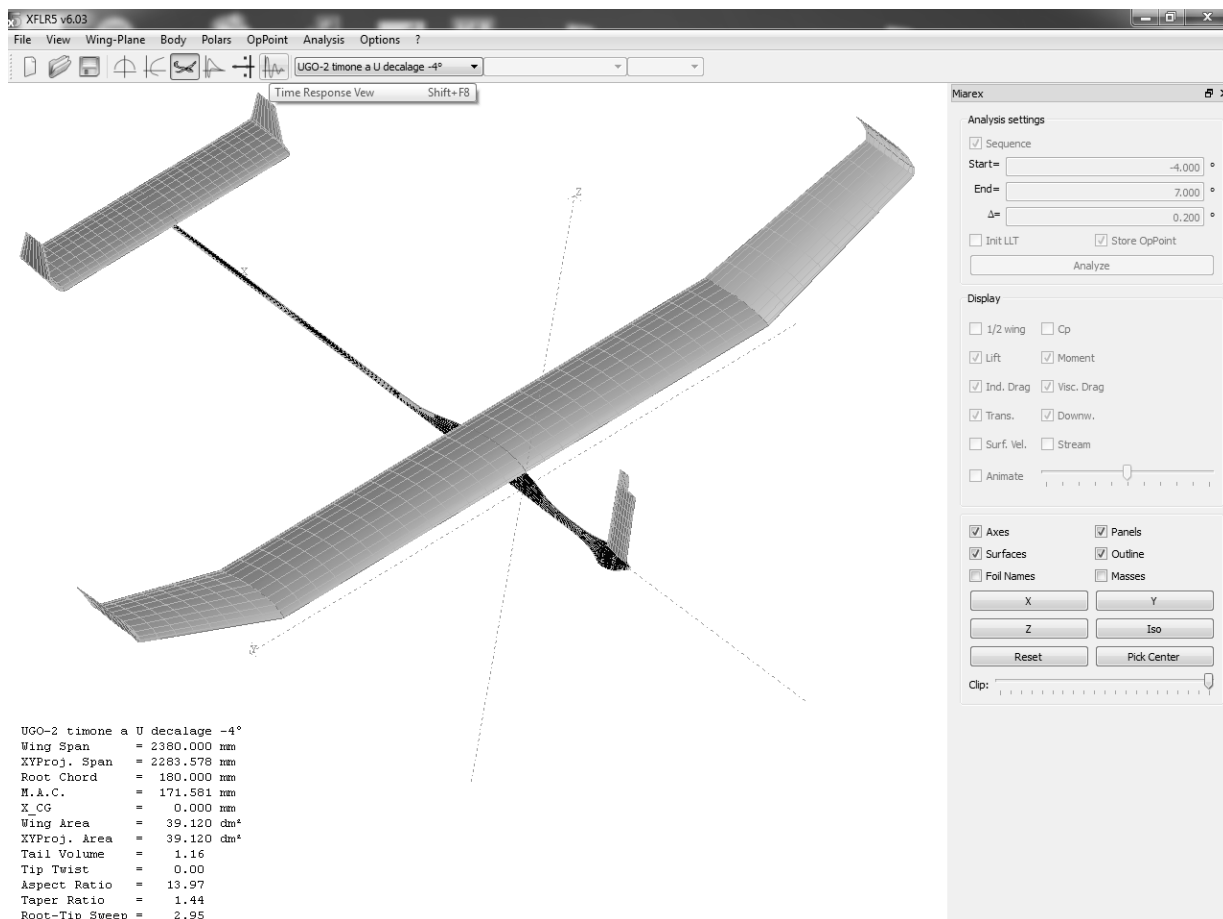
Elevator
☒ Elevator
 Define x = 980.00 mm
 z = 12.00 mm
 Tilt Angle = -4.0°

Fin
☒ Fin
 Define x = -290.00 mm
 y = 0.00 mm
 z = 10.00 mm
 Tilt Angle = 0.00 °

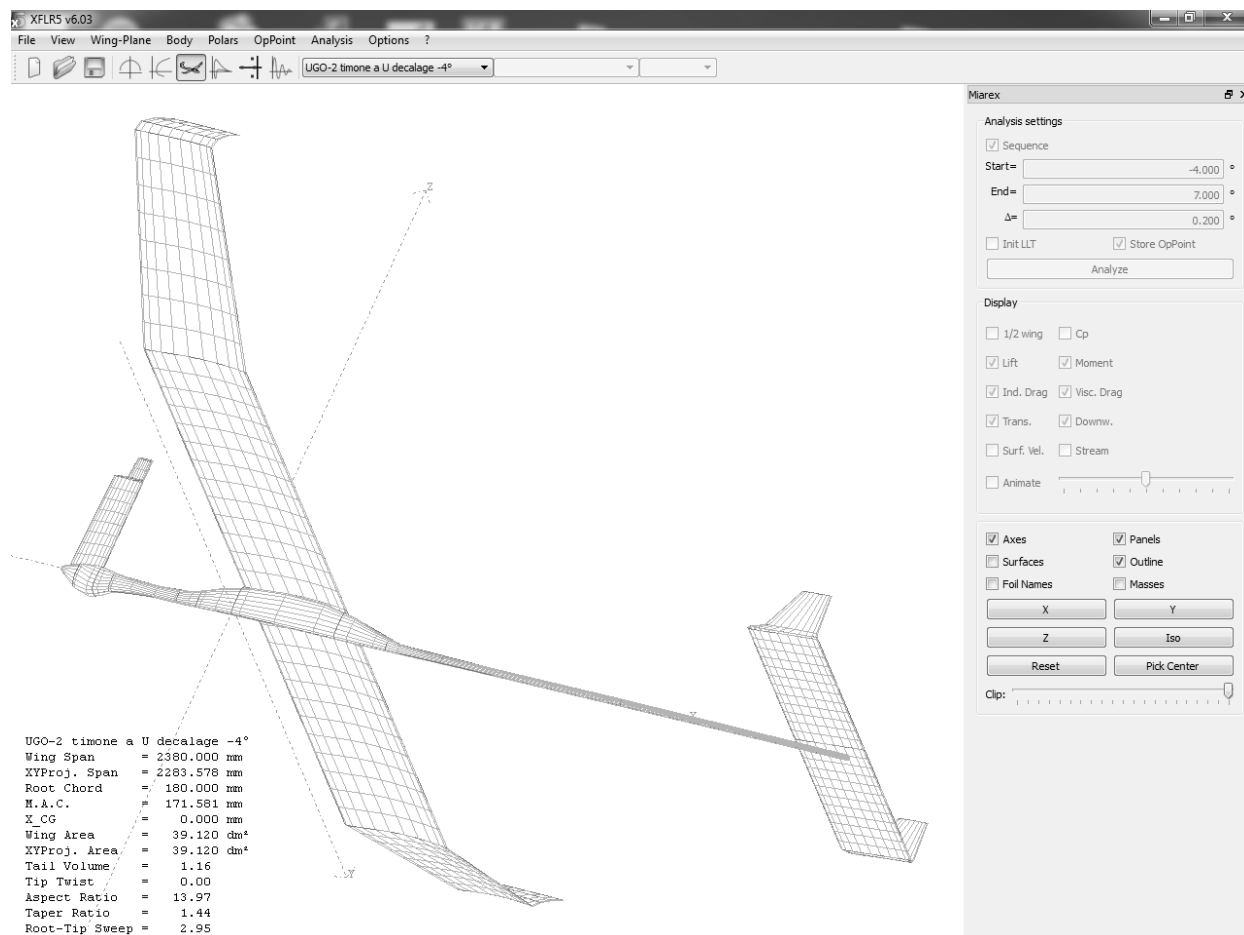
Summary:
 Wing Area = 40.53 dm²
 Wing Span = 2380.00 mm
 Elev. Area = 9.16 dm²
 Elev. Lever Arm = 965.00 mm
 Fin Area = 1.01 dm²
 Tail Volume = 1.16
 Total Panels = 2450

OK Cancel

Con la definizione della fusoliera (body) la geometria viene completata.



O, se lo preferite “grigliato”:

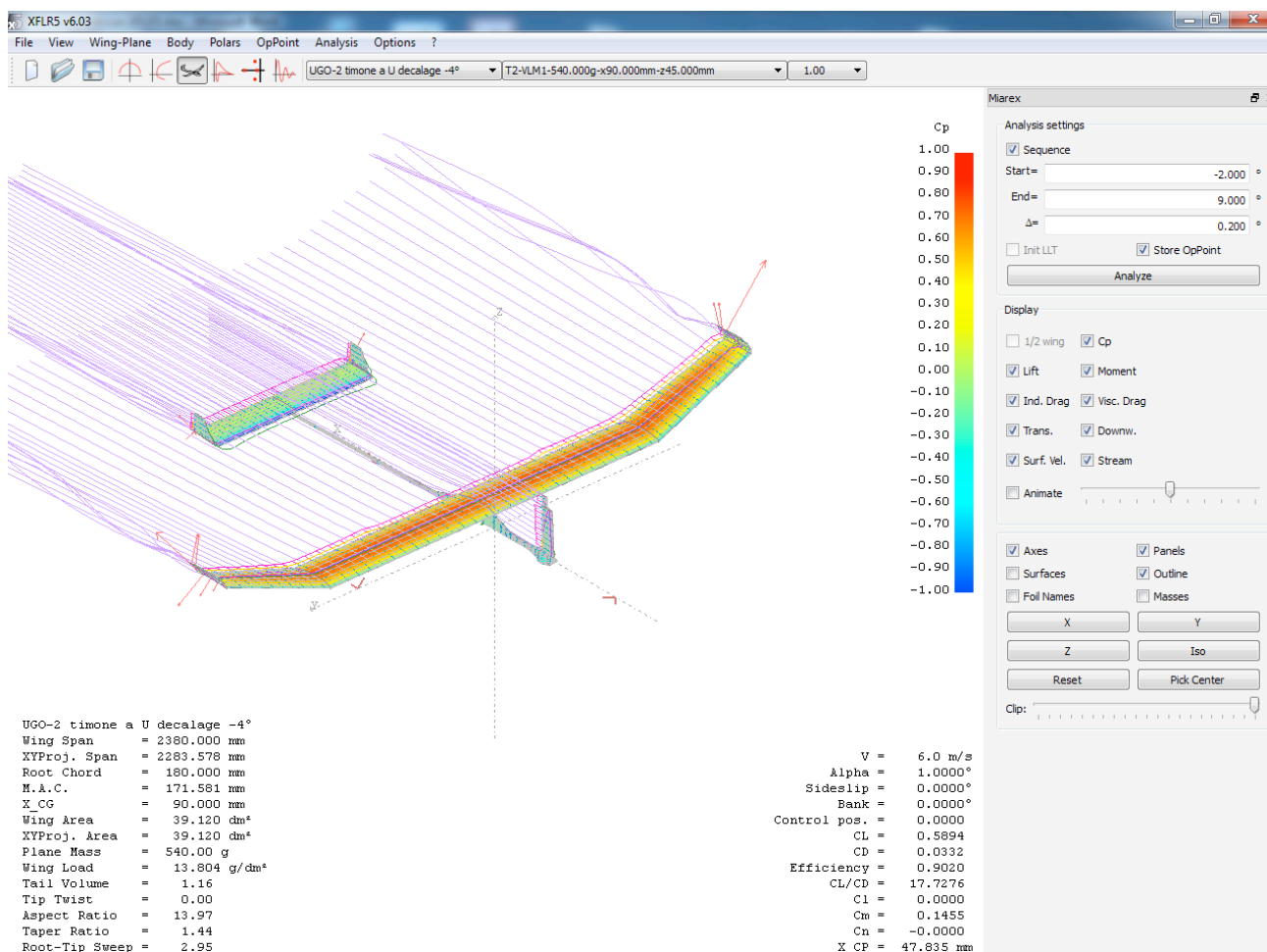


Analisi 3D delle prestazioni di UGO2

Il rendering di XFLR5

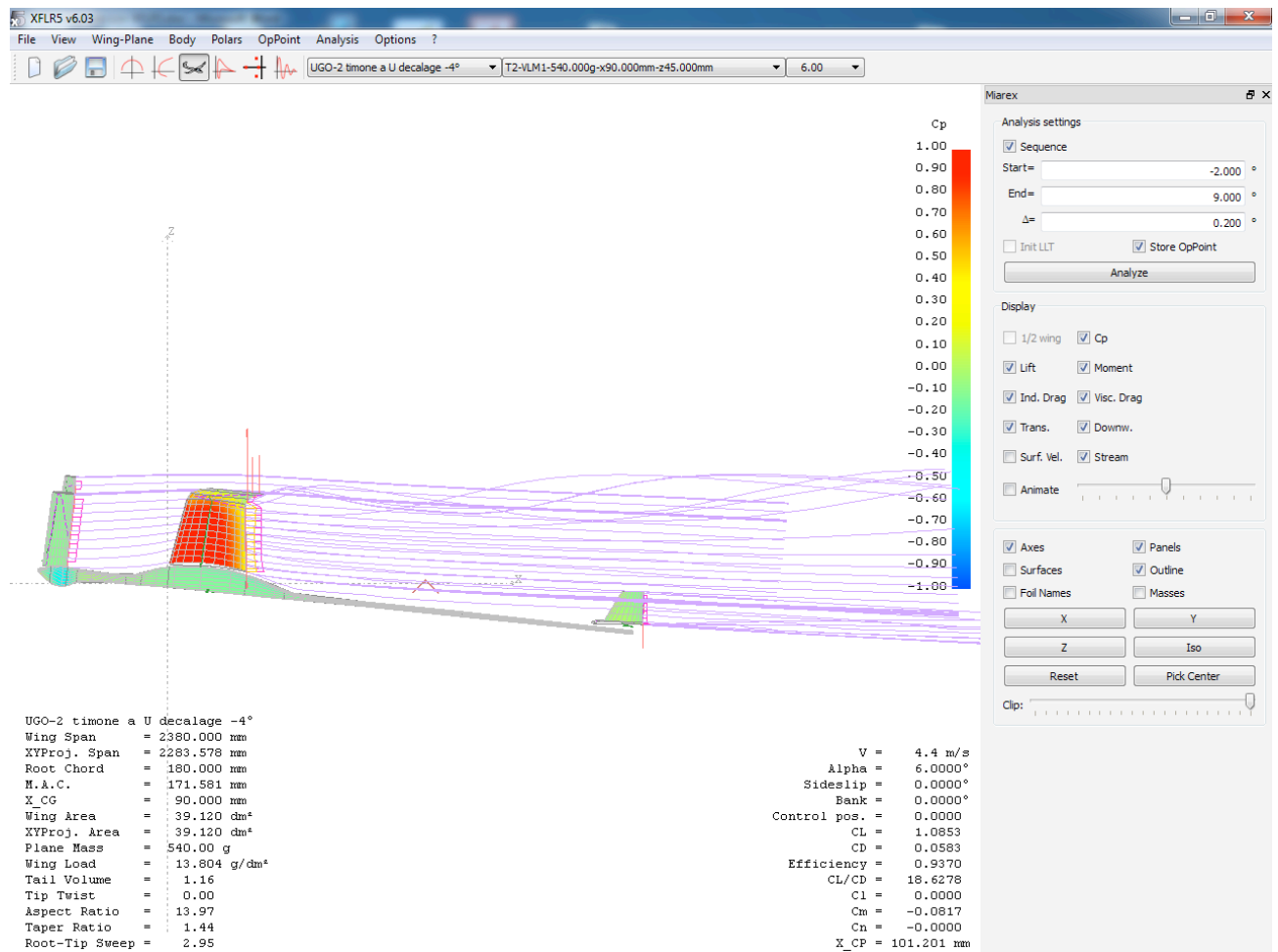
Inseriamo UGO-2 nella galleria del vento virtuale di XFLR5. L'origine degli assi è stata posta 45mm sotto il bordo d'entrata del profilo alare all'attacco (come detto, il tilt angle è pari a 0° rispetto all'asse longitudinale di riferimento). E' come se il modello fosse imperniato nella origine attorno alla quale ruota al variare dell'angolo di beccheggio o assetto formatosi tra l'asse longitudinale e la direzione x del vento relativo. Durante la planata uniforme rettilinea la portanza generata dalle velature eguaglia il peso del modello. Chiediamo pertanto a XFLR5 di fare una "analisi di Type2" (Fixed Lift) per UGO-2 con peso 540g, C.G. al 50% (90 mm dal bordo di entrata) e 45mm sopra l'asse-X, decalage -4° , intervallo di A.o.A. da -2° a 9° , calcolo ogni $0,2^\circ$.

Il rendering 3D (click su pulsante "ISO") della distribuzione del coefficiente di pressione sulle superfici portanti è molto coreografico. Variando il valore dell'angolo di assetto (click su "animate") possiamo vedere come la distribuzione della pressione cambi forma e intensità. Ad esempio con A.o.A. $=1^\circ$, alla velocità di 6 m/s, abbiamo:



Il tutto è solo apparentemente complicato e in ogni caso i dati fondamentali (geometrie, velocità, Alpha, CL, CD, ecc) accompagnano sempre l'immagine.

Per prendere dimestichezza col programma, andiamo alla vista laterale (click su "Y"), impostiamo nella barra in alto a destra l'angolo di assetto a 6° , valore comune per un modello veleggiatore in planata.



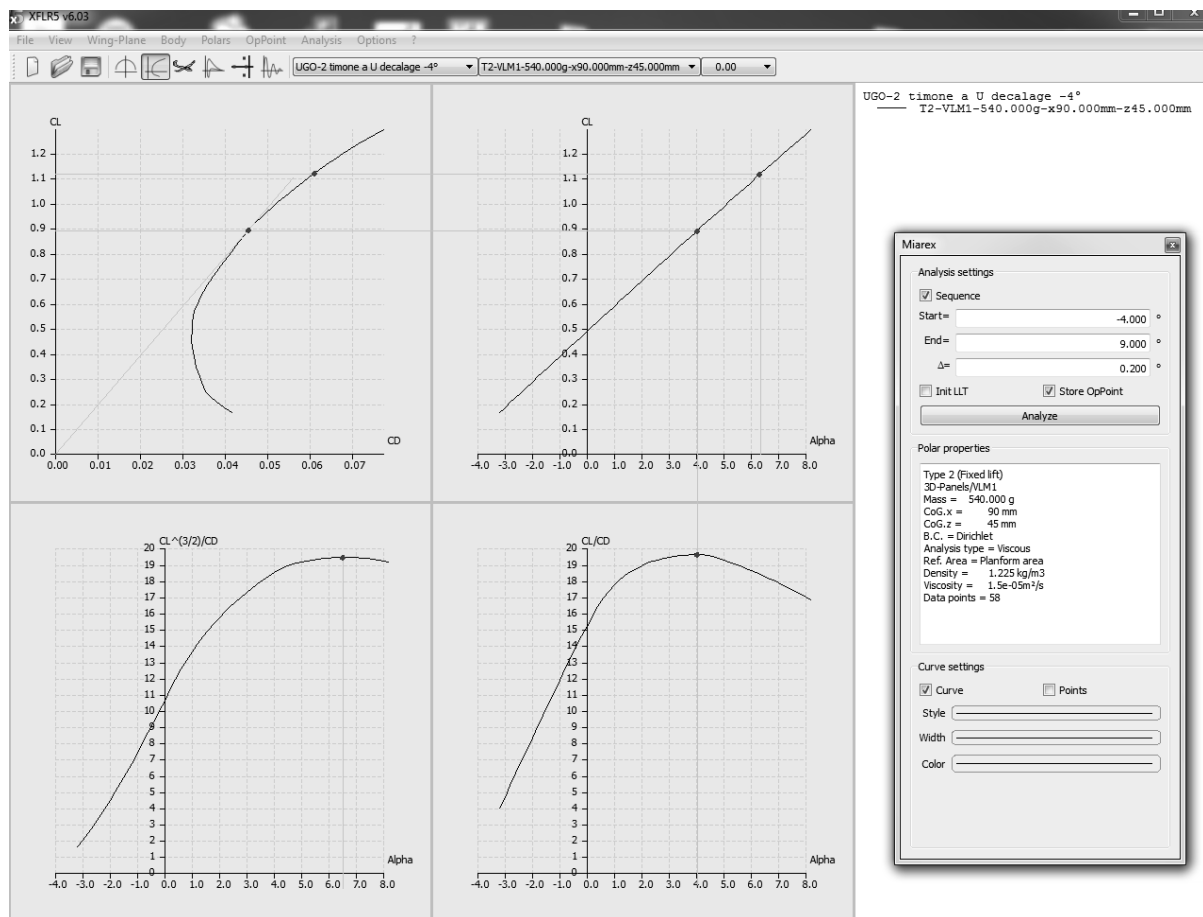
Troviamo che la velocità è di 4,4 m/s e che la posizione del Centro di Pressione “X_{CP}” (punto di applicazione della risultante delle forze aerodinamiche agenti sul modello) è a 101,2 mm dall’origine (56,2%). Dato che il baricentro è al 50%, cioè a 90 mm dal bordo di entrata, non siamo in equilibrio. E infatti il coefficiente di momento non è zero, ma -0,0817, negativo, perciò picchiante. Con questo decalage (-4°), per avere l’equilibrio con A.o.A.=6°, bisogna spostare il C.G. al 56,2%. Cliccando sul tasto “animate”, troviamo che il C.P. coincide col C.G. posto al 50%, cioè Cm è nullo, alla velocità di 4,8 m/s, Alpha=4,4°. Il modello risulta leggermente picchiato. Così aumenta l’efficienza e si “buca” meglio il vento. La traiettoria è più tesa e viene percorsa più velocemente a discapito di una velocità di caduta leggermente più elevata.

I grafici di XFLR5

Quando vogliamo quantizzare precisamente i parametri in gioco ponendoli in relazione tra di loro, è meglio ricorrere ai classici grafici:

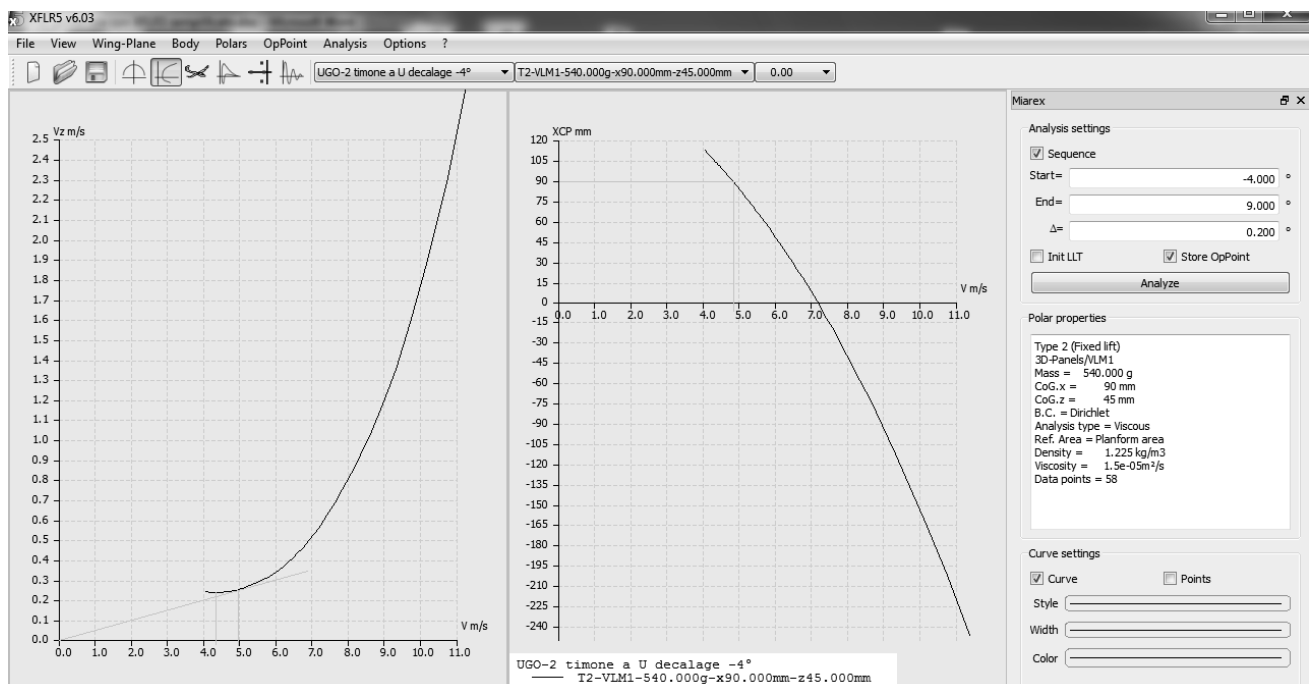
- Polare, che lega il coefficiente di portanza CL al coefficiente di resistenza CD ai vari angoli di assetto Alpha.
- Curva della Portanza (Lift), che rapporta di coefficiente CL all’angolo di assetto (Alpha).
- Efficienza o Rapporto di planata $E = CL/CD = V/V_z$ in funzione di Alpha o di CL o della velocità.
- Fattore di Potenza o Durabilità $E\sqrt{CL}$ in relazione ad Alpha o al CL o alla velocità.

L’analisi dei grafici relativi a UGO-2 ovviamente conferma quanto già dedotto dal rendering 3D. La minima velocità di discesa, laddove il Fattore di Potenza ha il suo valore massimo, si ha con A.o.A. tra 6 e 7° e CL globale corrispondente intorno a 1,1, mentre il miglior angolo di planata, dove cioè l’efficienza è massima è a 4° (tangente alla polare dall’origine degli assi cartesiani).

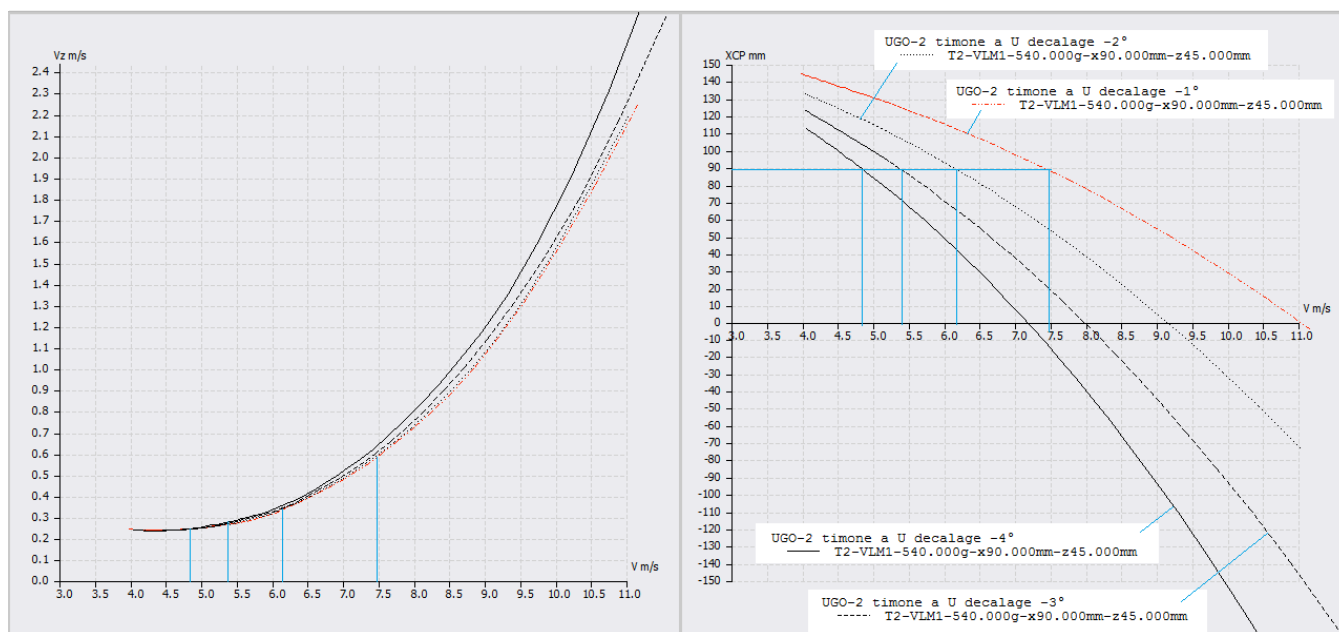


Polare delle Velocità

Il grafico che dà veramente una visione globale delle prestazioni dell'aliante è il cosiddetto “**Diagramma o Polare delle Velocità**”. Vero e proprio strumento di lavoro per lo studio aerodinamico, essa rappresenta la relazione tra la velocità della corrente d'aria che investe il velivolo (V_{∞}) e la velocità di caduta (V_z) al variare dell'angolo di assetto del velivolo. Questa curva ci dice a quali velocità può essere fatto volare il modello con quelle superfici, profili, peso e quel determinato calettamento relativo tra ala e timone. Quindi ci sarà una curva per ogni carico e ogni decalage. Per diedri longitudinali tra 1 e 4 gradi le differenze tra una curva e l'altra sono molto piccole specialmente alle basse velocità e quindi non sbagliamo di molto se diciamo che esiste una polare delle velocità per ogni carico e tutti i decalage di uso pratico.



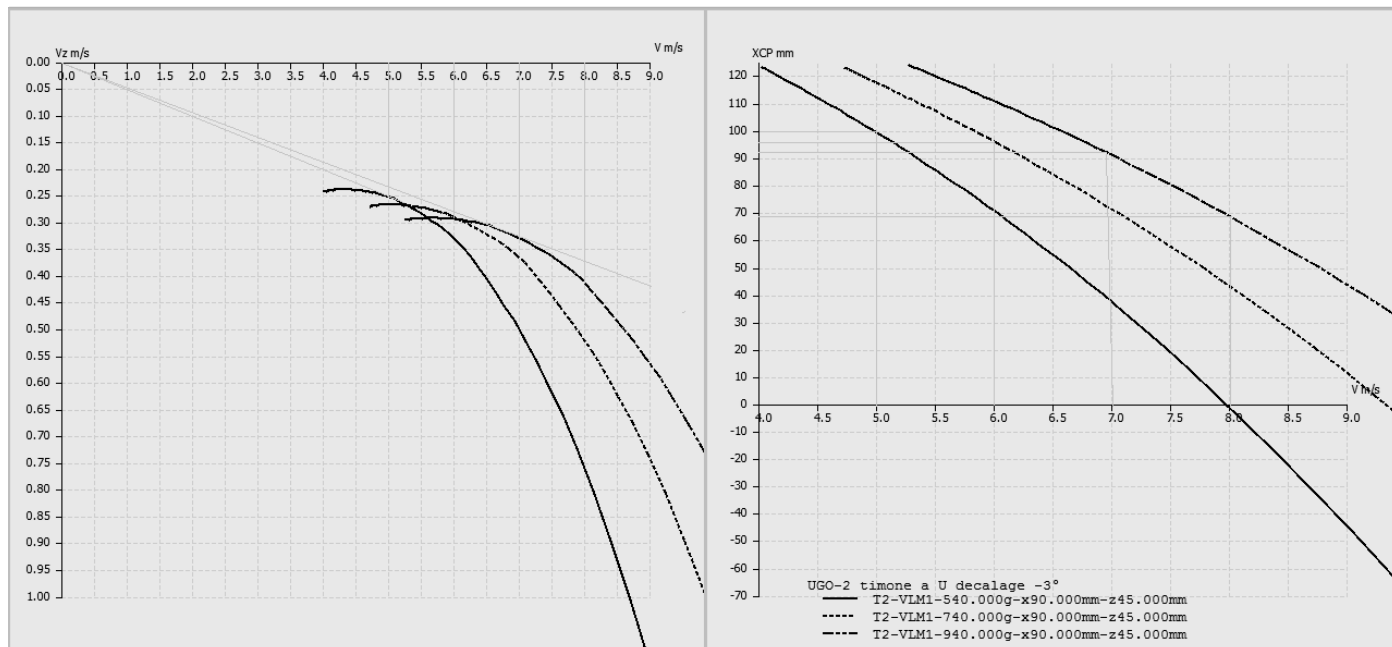
Chi decide in quale punto della curva si trova il modello in volo, è la posizione del baricentro in funzione del decalage. Ciò è naturale se si pensa che nella galleria del vento (reale o virtuale non importa) il modello è impennato nell'origine e vengono rilevate le forze sulle varie superfici al variare dell'angolo di assetto e della velocità. Dal momento della risultante rispetto all'origine si evince anche la posizione del Centro di Pressione "X_CP" del modello alle varie velocità. Se poniamo il C.G. nella posizione assunta dal C.P. il modello sarà in equilibrio e quello sarà il suo centraggio. Nel caso di UGO-2, 540g, decalage -4° , con CG al 50%, cioè 90mm, otteniamo 4,8 m/s, come visto pocanzi. Si noti che, teoricamente, per planare a 7,2 m/s a parità di peso totale, il CG dovrebbe trovarsi sul bordo di entrata ($X_{CP}=0$) e la velocità di caduta corrispondente salirebbe a circa 0,5 m/s, cioè raddoppierebbe. Quindi, a parità di peso e di posizione del baricentro, l'unico modo per aumentare la velocità è diminuire il decalage. La regola è comunque di non superare troppo il punto di miglior rapporto di planata (retta uscente dall'origine tangente alla curva), altrimenti il rateo di discesa peggiora eccessivamente.



Infatti vediamo come col CG al 50% si possa arrivare ai 7,5 m/s riducendo il decalage a -1° , pagando ovviamente anche in questo caso il prezzo di una maggiore velocità di caduta che raddoppia rispetto al punto di massima efficienza. Restando a -4° , per ottenere i 7,5 m/s, avremmo dovuto portare il CG 10mm davanti al bordo d'entrata e la velocità di discesa sarebbe stata leggermente più elevata perché, come si può rilevare dal grafico, le curve polari ai differenti decalages tendono a divergere tra loro con l'aumentare della velocità. Inoltre, diminuendo il decalage, il modello diventa molto più sensibile alla posizione del baricentro. Un piccolo spostamento in avanti di quest'ultimo provoca una più consistente variazione di velocità.

L'influenza del peso

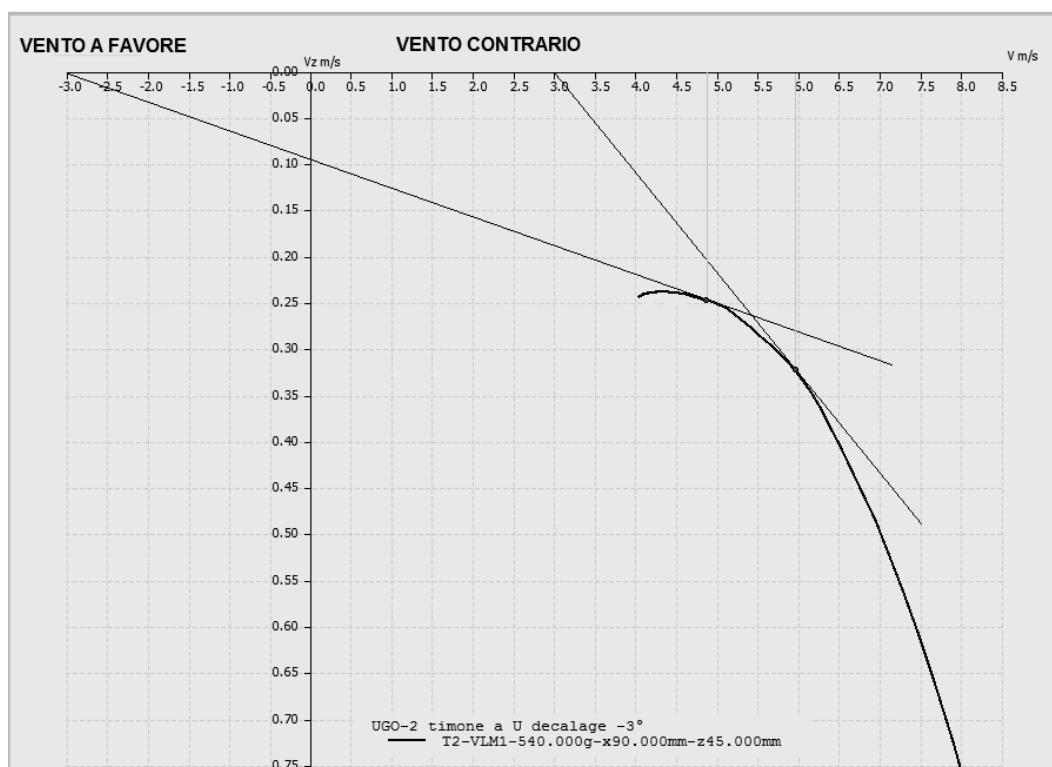
Se zavorriamo l'aliante a parità di decalage e posizione del CG otteniamo un altro diagramma delle velocità (qui sotto rappresentato con gli assi invertiti, come si fa con gli aliante full-size) praticamente uguale al primo, ma traslato a destra quasi parallelamente alla retta uscente dalla origine e tangente alla curva che, come anticipato nel paragrafo precedente, rappresenta, in aria calma, oltre al rapporto di planata anche la massima efficienza, che essendo uguale a CL/CD non cambia molto col variare del peso. Per essere precisi, ai bassi numeri di Reynolds a cui volano i nostri modelli, un aumento delle velocità migliora il CL e diminuisce il CD , causando quindi un incremento della efficienza.



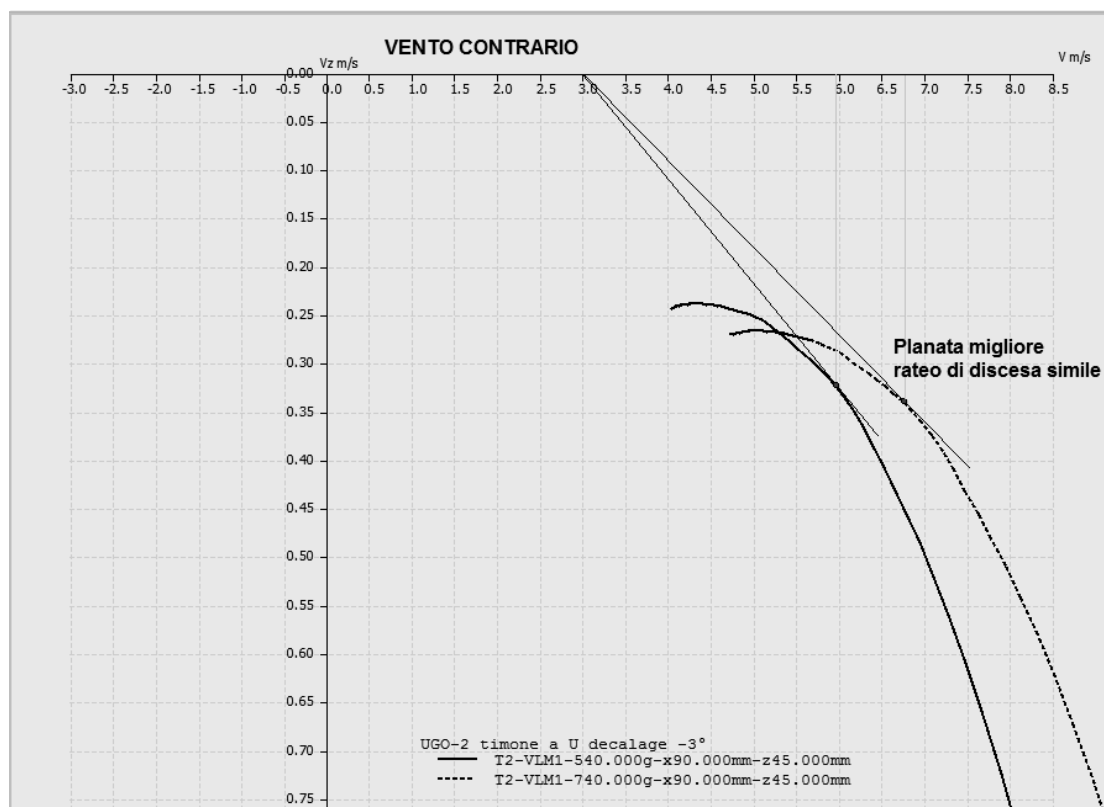
Tutte le velocità caratteristiche dell'aliante zavorrato aumenteranno. Da notare che a parità di velocità, se questa è bassa, l'efficienza dell'aliante più pesante è inferiore rispetto a quella dell'aliante più leggero, mentre a velocità più alte l'aliante più pesante possiede una efficienza maggiore di quella dell'aliante più leggero. Ad esempio, a 7 m/s, UGO-2 decalage -3° , CG al 50%, zavorrato (940g totali) ha una velocità verticale di discesa di 0,33 m/s, mentre il modello non zavorrato totalizza uno 0,5 m/s, come visto in precedenza. Dal grafico X_{CP} vs V_{inf} vediamo che se vogliamo massimizzare l'efficienza la zavorra deve rimanere praticamente sul CG, mentre nel caso volessimo spingerci a velocità più elevate (nell'esempio gli 8 m/s) dobbiamo zavorrare in modo da spostare più avanti il baricentro.

L'influenza del vento

Innanzitutto va sottolineato che rispetto all'aria in cui vola l'aliante, l'Efficienza, cioè CL/CD , in un qualunque punto della polare delle velocità e quindi anche quando è massima, non cambia mai. Invece il Rapporto di Planata, V/V_z , che in aria calma coincide con l'Efficienza, subisce notevoli variazioni in presenza di vento. Se questo è contrario la velocità di volo, rispetto a terra, è inferiore a quella rilevata sul diagramma in aria calma, mentre invece è superiore in caso di vento favorevole (anche questo può accadere nelle gare F1E).



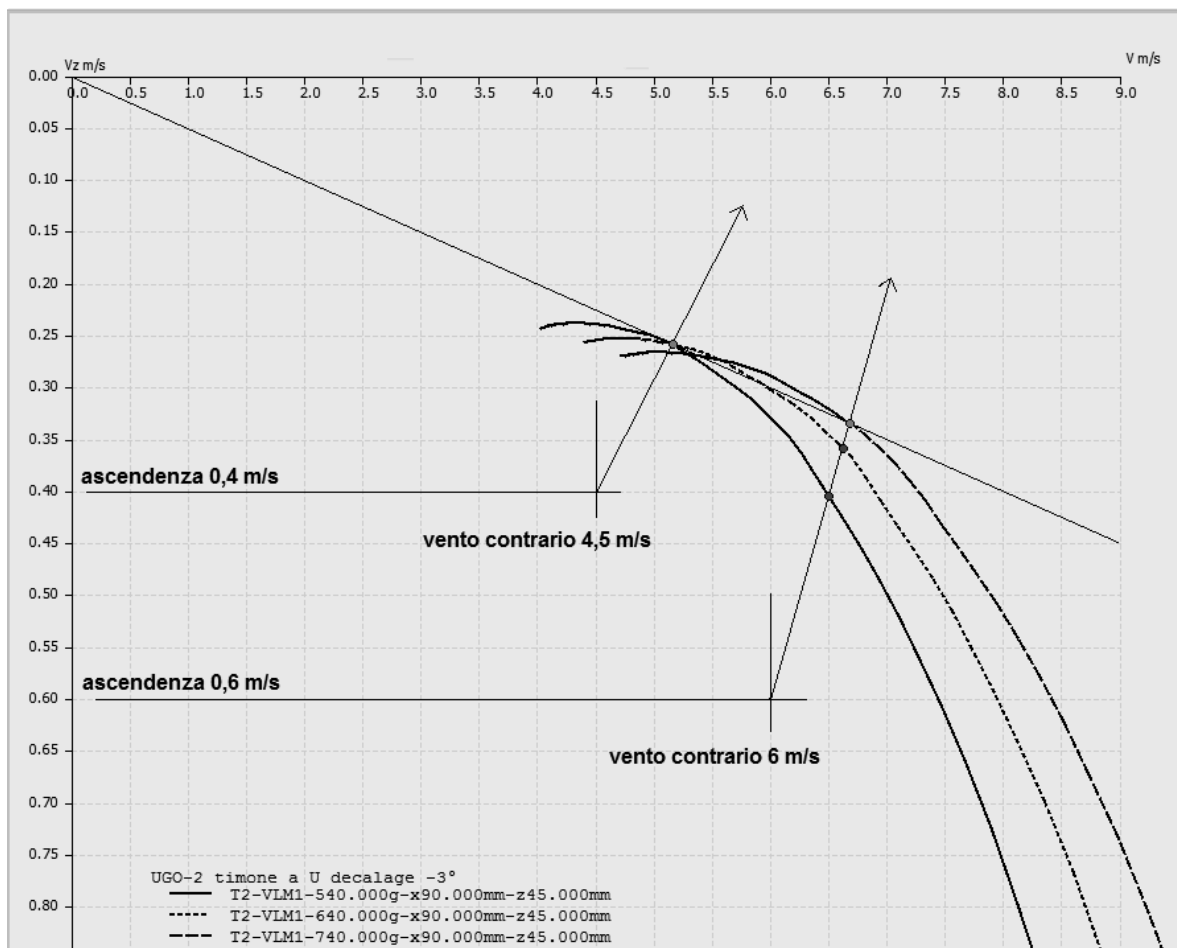
Per tener conto della presenza del vento si sposta l'origine degli assi del diagramma delle velocità. Il rapporto di planata di un punto qualsiasi della curva si ottiene tracciando la retta dalla nuova origine. Il massimo rapporto di planata si ottiene nel punto di tangenza della retta partente dalla nuova origine. Quindi in caso di vento contrario il miglior rapporto di planata sarà spostato a destra e la velocità di volo dovrà aumentare sensibilmente e sempre più mano a mano che il vento aumenta. Nel caso di vento a favore la velocità necessaria per ottimizzare il rapporto di planata dovrà diminuire, ma molto poco e nemmeno con vento fortissimo in coda raggiungerà la minima velocità di discesa. Risulta evidente che, in pendio, dove il vento è normalmente contrario, volare centrati per la minima velocità di discesa significa peggiorare il rapporto di planata e rischiare di non allontanarsi dal punto di lancio. In questo caso, se la polare delle velocità, non è troppo a cuspidi (cosa tipica dei profili molto concavi) si può ridurre il decalage per posizionarsi meglio sulla curva. Oppure possiamo zavorrare, ottenendo così una planata migliore, con rateo di discesa quasi uguale.



L'influenza delle correnti verticali

Le ascendenze o discendenze fanno cambiare il rapporto di planata e anche in questo caso dovremo spostare l'origine degli assi verso il basso nel caso di ascendenza e verso l'alto nel caso di discendenza onde sottrarre o sommare la velocità verticale della massa d'aria a quella dell'aliante. Il massimo rapporto di planata corrisponde anche qui alla tangente partente dalla nuova origine degli assi. In caso di discendenza è necessario aumentare sensibilmente la velocità di volo, mentre in caso di ascendenza la diminuzione richiesta è molto scarsa e resta nei pressi della velocità corrispondente al minimo rateo di discesa.

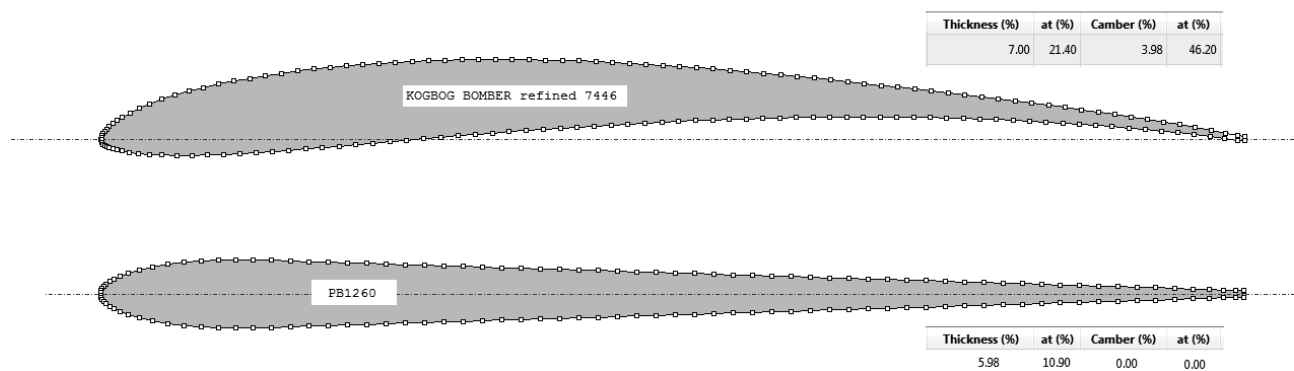
Sicuramente il caso più interessante per un F1E è la presenza contemporanea di vento e ascendenza (dinamica) e allora dovremo spostare l'origine degli assi sia in senso verticale verso il basso che in senso longitudinale. Dal diagramma possiamo verificare che finché il vento contrario non supera la velocità corrispondente al minimo rateo di discesa, direi quasi indipendentemente dalla velocità della corrente ascendente, possiamo restare sulla polare base, riducendo quel tanto di decalage che ci consenta di salire ripidi ma anche di avanzare diciamo di almeno 0,5 m/s in modo da "uscire" in valle, allontanandosi dalla zona di lancio dove il vento è più forte e può spingerci indietro dietro il crinale. Con vento più forte conviene zavorrare, perché come si vede sul grafico, a parità di pendenza della traiettoria di salita (che è poi sempre il rapporto di planata), si sale a velocità maggiore sfruttando meglio la dinamica. Il modello inoltre si allontana un po' più velocemente dal costone, cosa sempre benefica. Superato lo "spessore" della dinamica avremmo accumulato una quota maggiore e planeremmo con una maggiore efficienza.

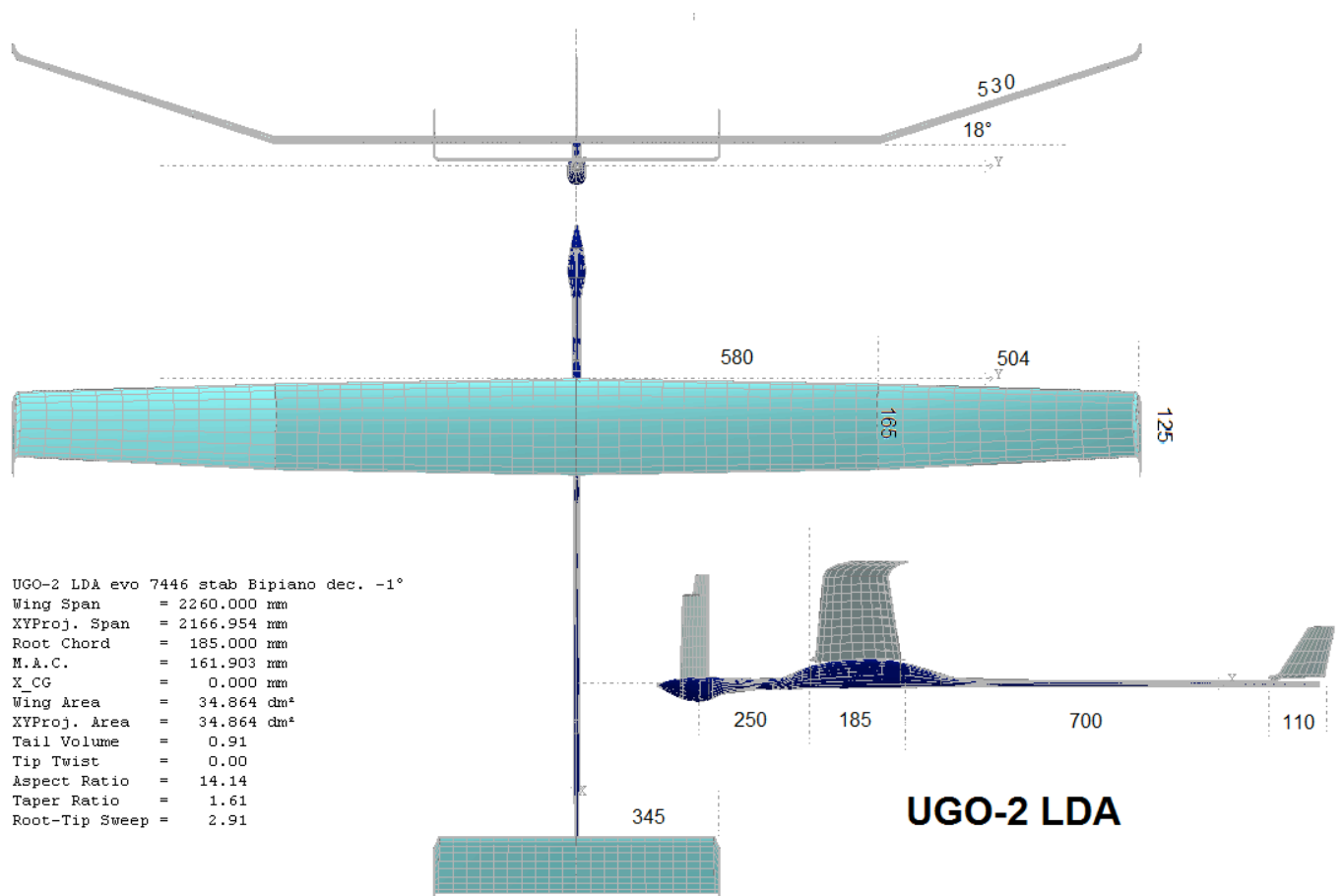
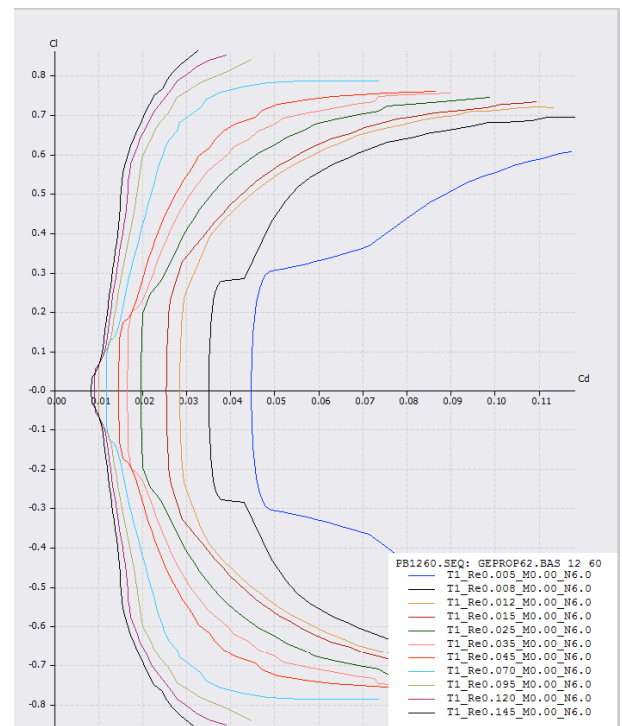
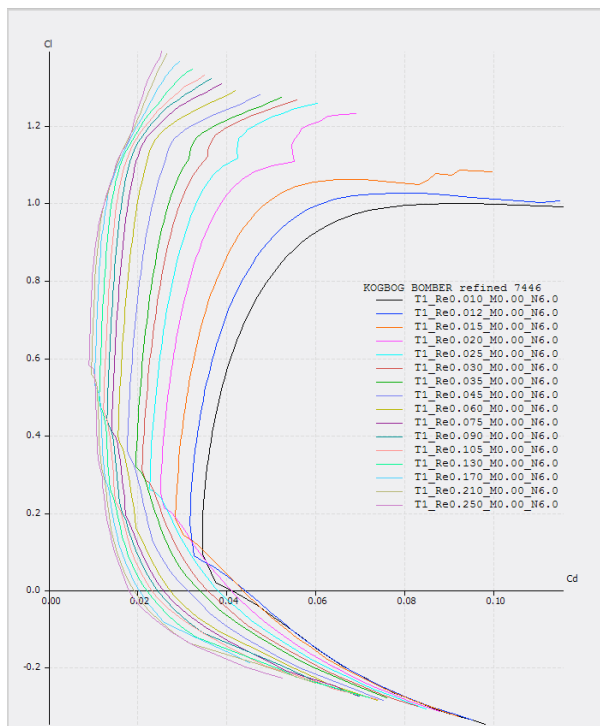


Il grafico ci dice anche che se disponessimo di un adeguato profilo alare che “appiattisca” la curva e la renda meno ripida potremmo zavorrare meno e lavorare più di decalage, come sui velivoli full-size dove il timone di profondità (detto anche elevatore) funziona come un acceleratore.

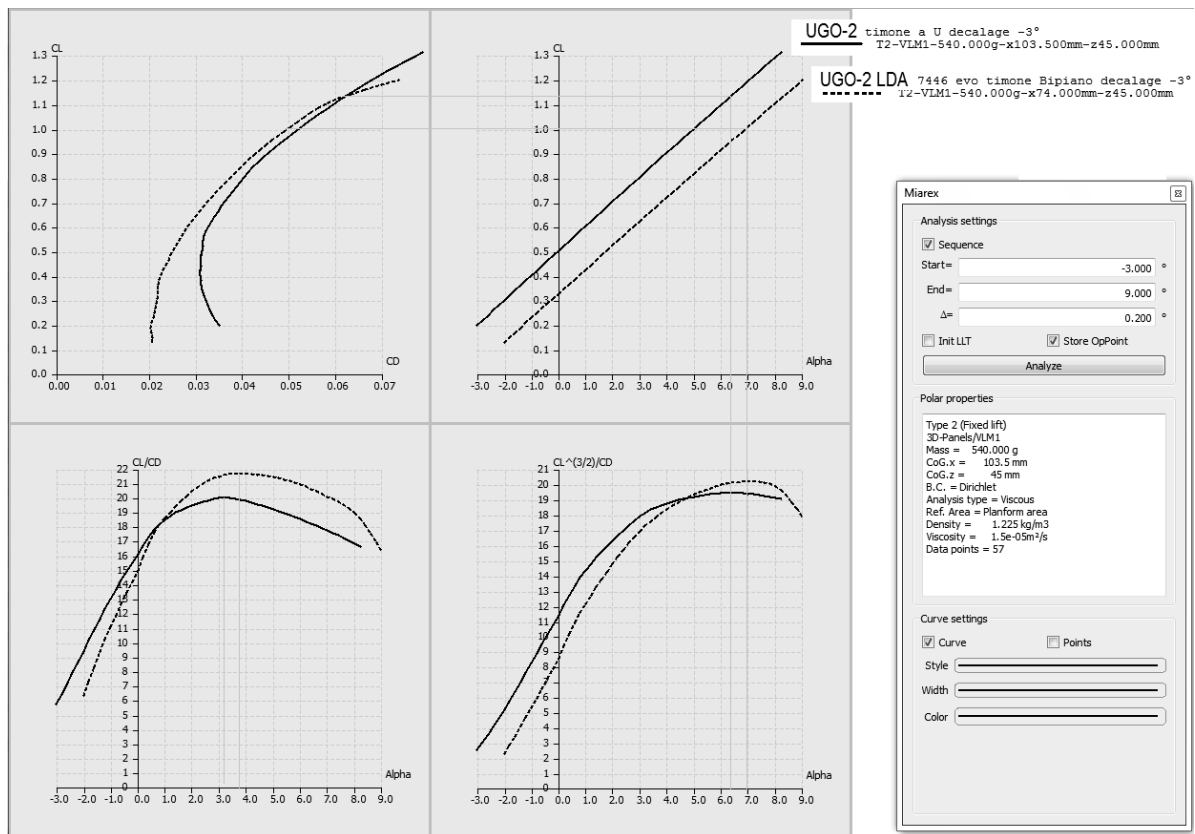
UGO-2 LDA (Low Drag Airfoil)

L’evoluzione di UGO-2 prevede l’utilizzo del profilo alare KOGBOG 7446 e del profilo Bipiano PB1206 allo stabilizzatore.



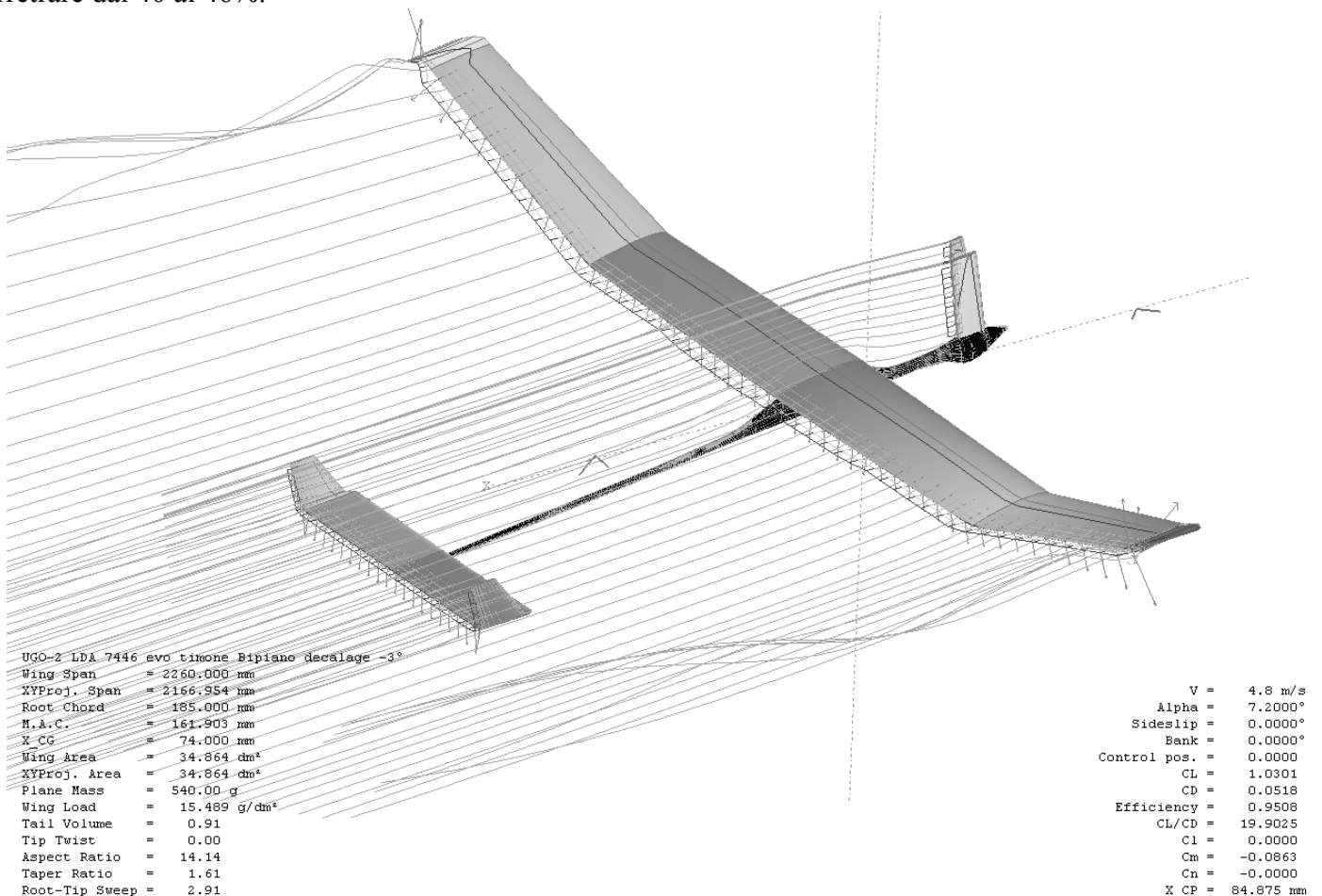


UGO-2 LDA viene realizzato in fibra di carbonio in modo da avere un peso a vuoto di 340g in ordine di volo, con CG al 40% (74mm dal bordo di entrata). L'obiettivo è di volare anche a velocità molto basse, ovviando con un peso più basso alle prevedibili prestazioni inferiori di un profilo con camber ridotto. Comunque è giusto verificare le performance a parità di peso, 540g, anche se il carico specifico di UGO-2 LDA è superiore data la superficie più scarsa. Impostato il decalage a -3°, chiediamo a XFLR5 di fornirci i consueti grafici di tipo 2 per Alpha da -3 a 9° e di confrontarli con UGO-2, 540g, dec -3° CG 57,5% (103,5mm da b.e.). (13)

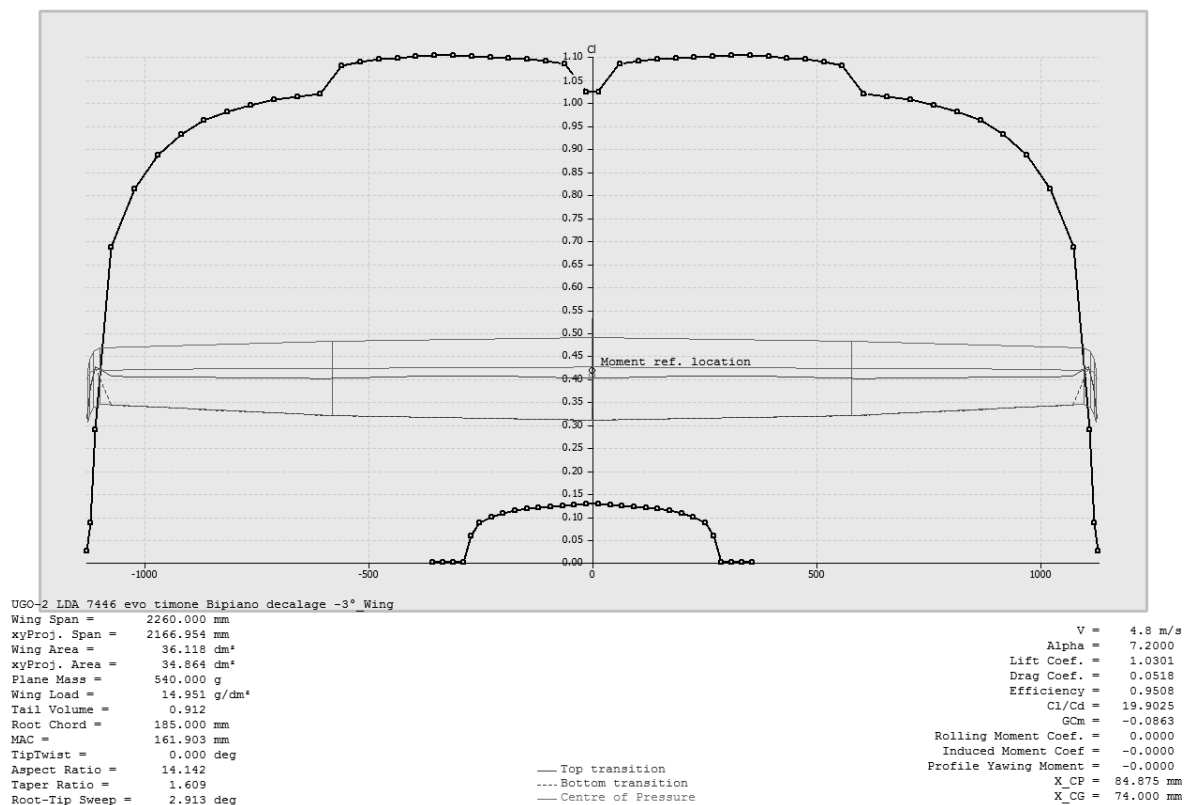


Ciò che colpisce non è tanto il fattore di Potenza più elevato di UGO-2 LDA tra 5 e 8°, quanto la di gran lunga maggiore Efficienza in tutto l'intervallo dell' A.o.A di uso pratico. Ciò significa un rapporto di planata più teso e una maggiore disponibilità ad aumentare la velocità diminuendo il decalage o aumentando il peso.

Ecco, dunque, UGO2-LDA-540g in volo a 4,8 m/s nel punto di massimo Fattore di Potenza. Il C.G. si è dovuto arretrare dal 40 al 46%.

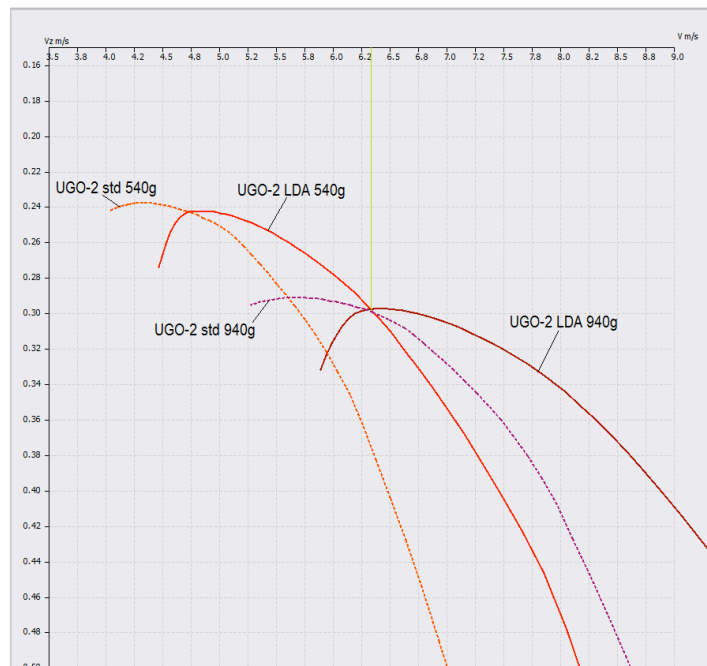
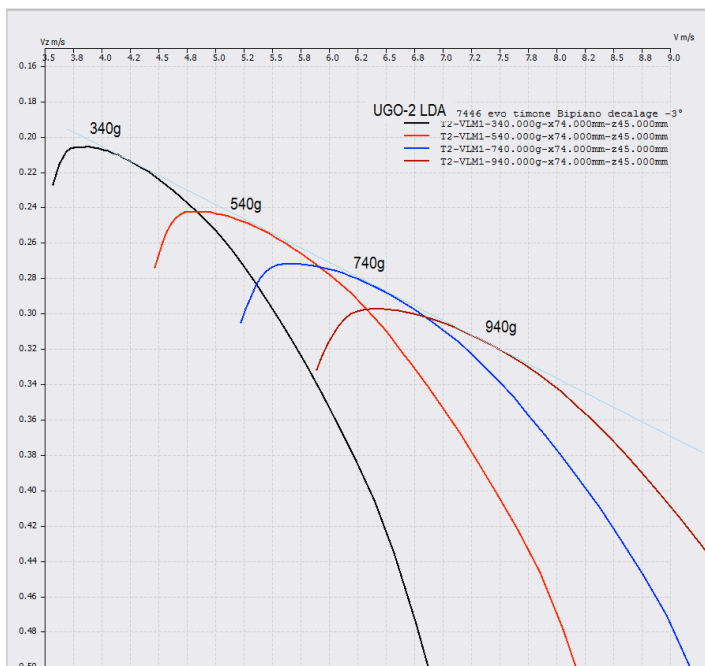


Diamo un'occhiata alla distribuzione del Coefficiente di Portanza C_l su ala e timone in questa situazione.

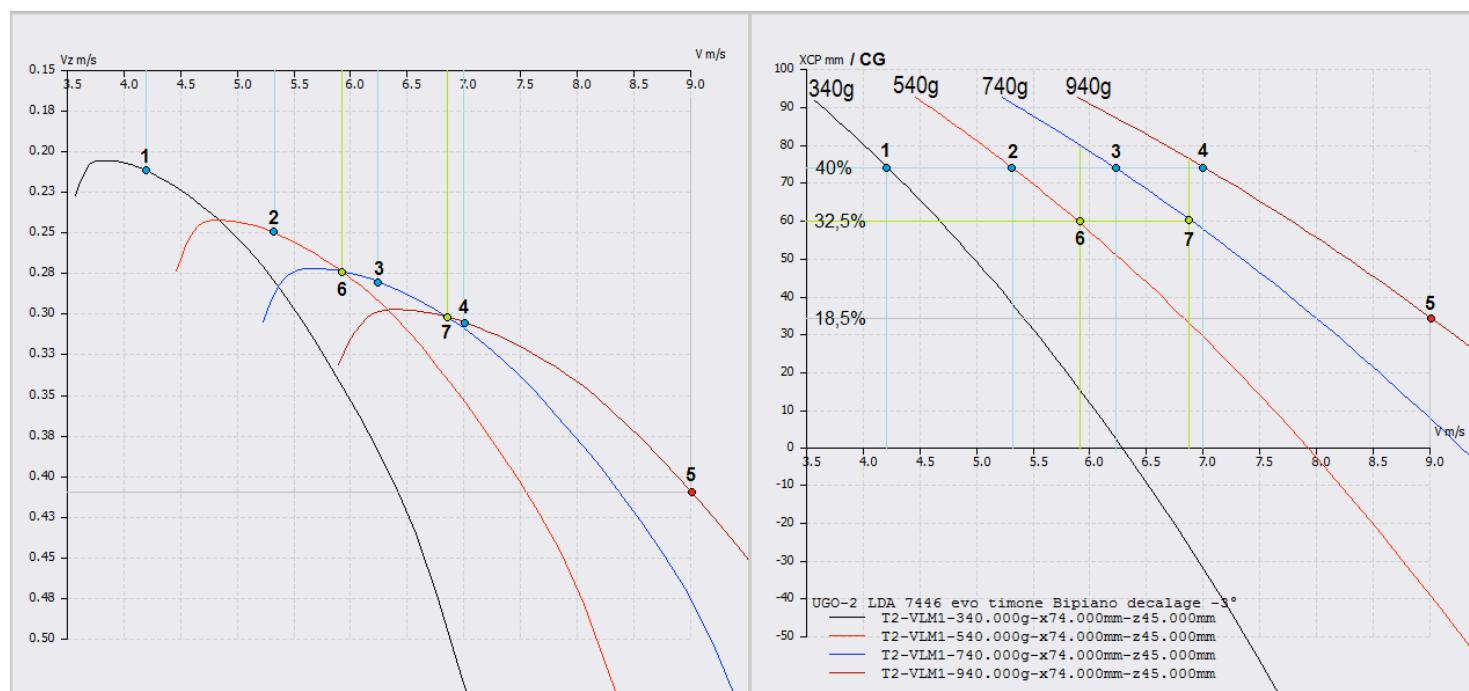


Evidente l'influenza dei gomiti dei diedri e della fusoliera (che ho volutamente approssimato perché il programma non la calcola ancora con molta precisione). Interessante il C_l dello stab, mediamente su 0,10, quindi vicino al C_d minimo.

Calcoliamo ora le polari delle velocità di UGO-2 LDA per Alpha da -3 a 9° anche per i pesi 540-740-940g, e le confrontiamo con quelle di UGO-2 standard con decalage -3°. Dal grafico di sinistra vediamo che UGO-2 LDA da 340g (carico alare 9,75 g/dm²) ha un rateo di discesa di circa 0,20 m/s alla velocità di 3,9-4 m/s, vale a dire 300 sec con un dislivello di 60m, in aria calma. UGO-2 LDA caricato a 940g (27 g/dm²) non solo è in grado di uscire a 8 m/s con efficienza massima e rateo di discesa di 0,34 m/s, ma anche di arrivare ai 9 m/s con 0,41 m/s di velocità di caduta, cosa impossibile per UGO-2 standard da 940g, come si può vedere sul grafico a destra dove si confrontano i due modelli nelle configurazioni da 540g e 940g. Si noti inoltre che UGO-2 LDA 540g ha, a 6,3 m/s, le stesse prestazioni di UGO-2 LDA e UGO-2 standard, ma caricati a 940g.



La chart sottostante ripropone le velocità di volo e di caduta di UGO-2 LDA a vuoto (340g) e con zavorra crescente (540-740-940g). A corredo, la posizione sulla corda del Coefficiente di Pressione per i vari carichi in funzione della velocità di volo.

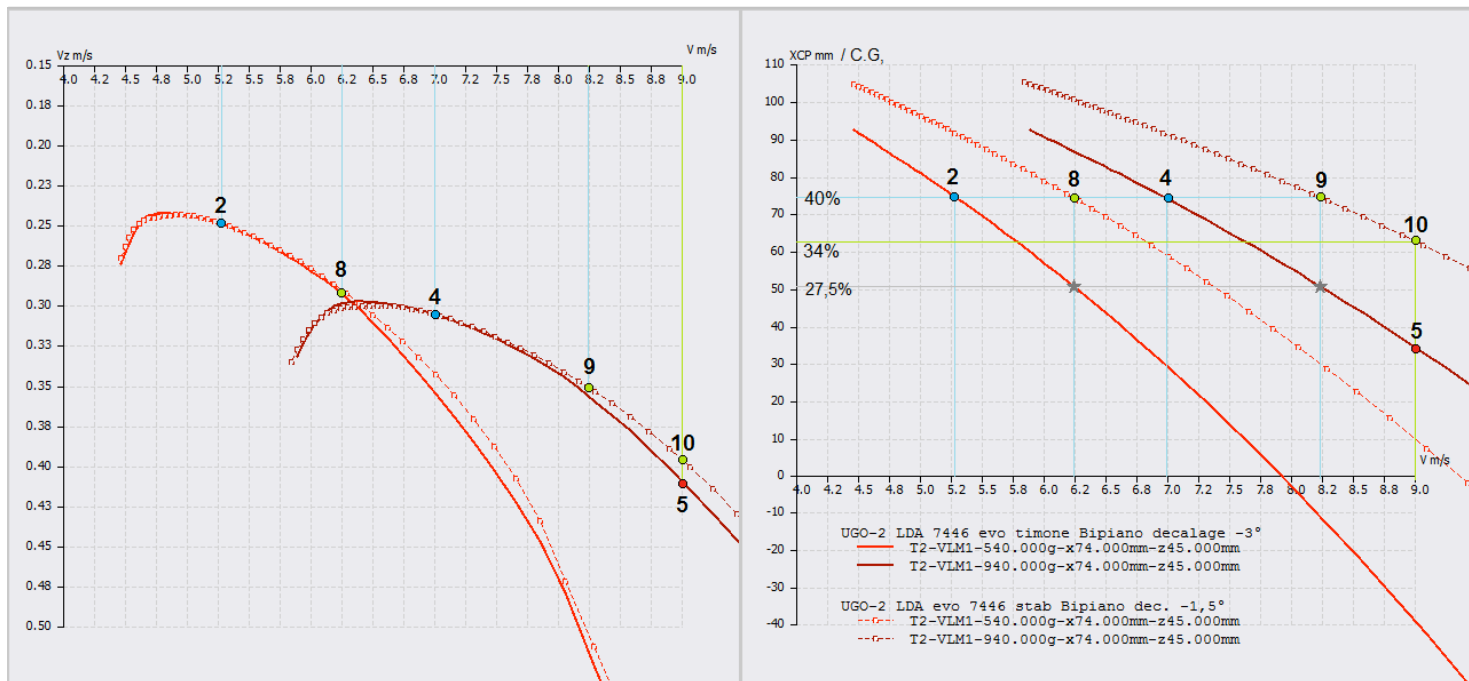


La tabella seguente illustra il significato dei punti sul grafico.

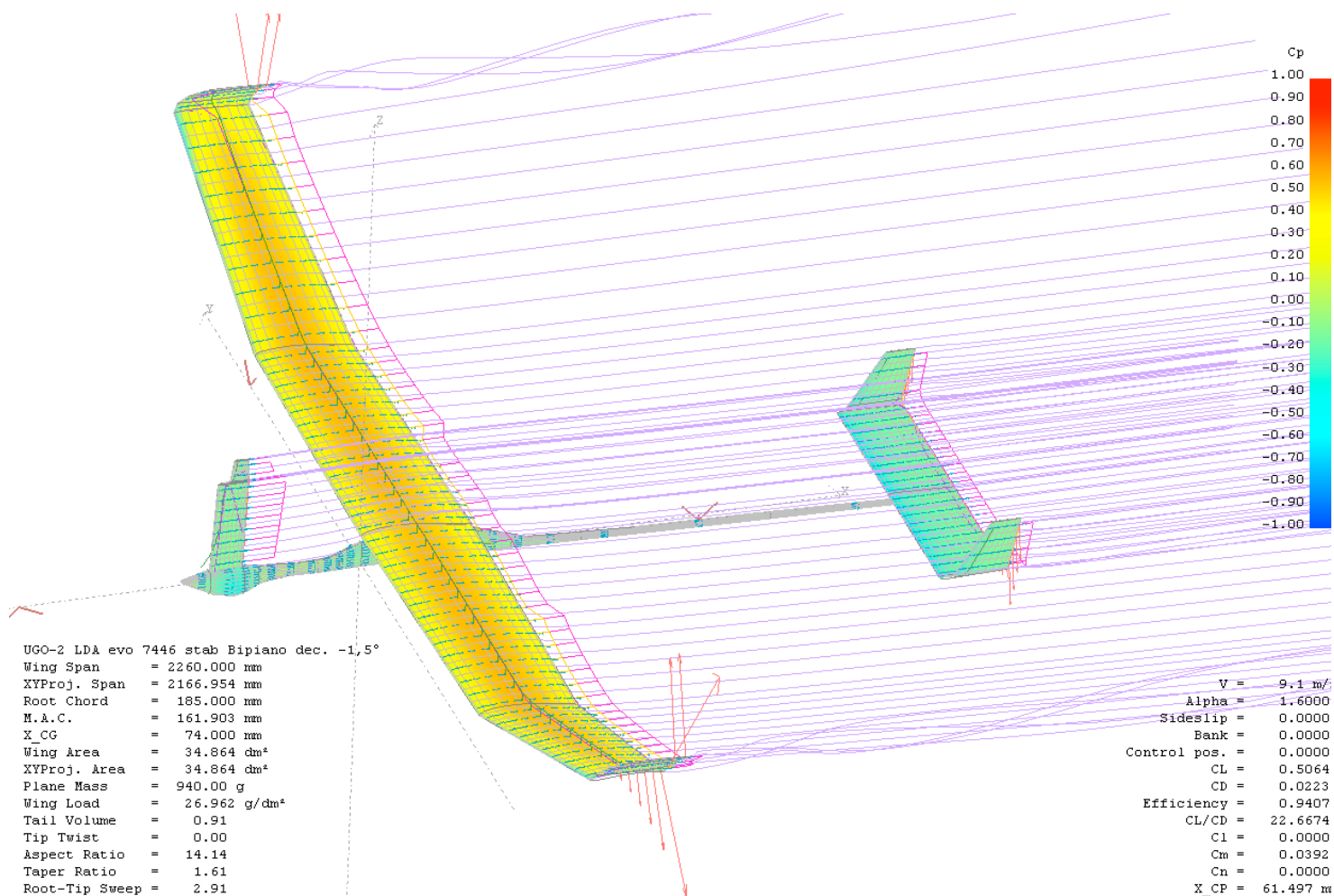
Punto sul grafico	Peso modello	Posizione C.G. %	Velocità di volo	Rateo di discesa
1	340	40	4,2	0,21
2	540	40	5,3	0,25
3	740	40	6,2	0,28
4	940	40	7	0,31
5	940	18,5	9	0,41
6	540	32,5	5,9	0,28
6	740	43,2	5,9	0,28
7	740	32,5	6,8	0,30
7	940	41	6,8	0,30

Per i punti 1-2-3-4 il posizionamento della zavorra è sul baricentro al 40%. Il punto 5 (velocità di 9 m/s) si può raggiungere posizionando la zavorra in modo da portare il CG al 18,5%. Il punto 6 (velocità di 5,9 m/s) si può ottenere col modello da 540g e CG al 32,5% oppure col modello da 740g e CG al 43,2% cioè un po' più indietro rispetto al 40% di origine. Analogamente, il punto 7 (velocità 6,8 m/s) si ottiene col 740 e CG al 32,5%, oppure col 940 e CG al 41%. Questo per dire che zavorrando e spostando il CG opportunamente possiamo muoverci sulle curve polari a nostro piacimento.

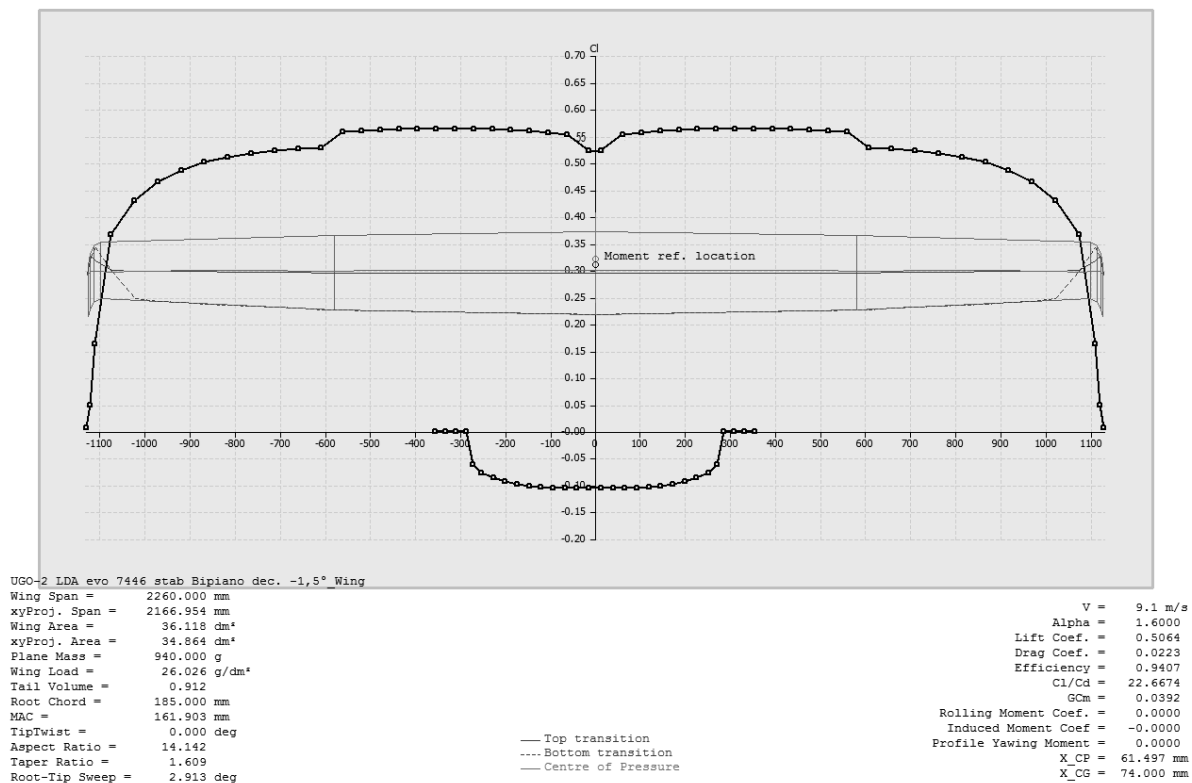
Un ulteriore grado di libertà è dato dalla possibilità di variare il decalage agendo sulla vite di registro di battuta dello stabilizzatore. Esso ha una corda di 110mm, e quindi 1,5 gradi a picchiare sono circa 3mm in meno sul bordo di uscita. Vediamo cosa succede con UGO-LDA 540 e 940 con decalage ridotto a -1,5°.



Mantenendo il CG al 40% e riducendo il decalage da -3° a $-1,5^\circ$ il modello da 540 passa dal punto 2 (5,3/0,25) al punto 8 (6,2/0,29), che è come portare il CG al 27,5%. Il modello da 940 passa dal punto 4 (7/0,31) al punto 9 (8,2/0,35), che è equivalente a portare il CG al 27,5%. Il punto 10 (9/0,39) consente al modello da 940 con decalage $-1,5^\circ$ e CG al 33% di superare i fatidici 9 m/s. Eccolo a 9,1 m/s. Il CL è pari a $Cl=0,5$.



Dal diagramma della distribuzione del Cl notiamo come operi bene il piano di coda col suo profilo bipiano. Il Cl non oltrepassa $-0,1$ offrendo una resistenza molto bassa.

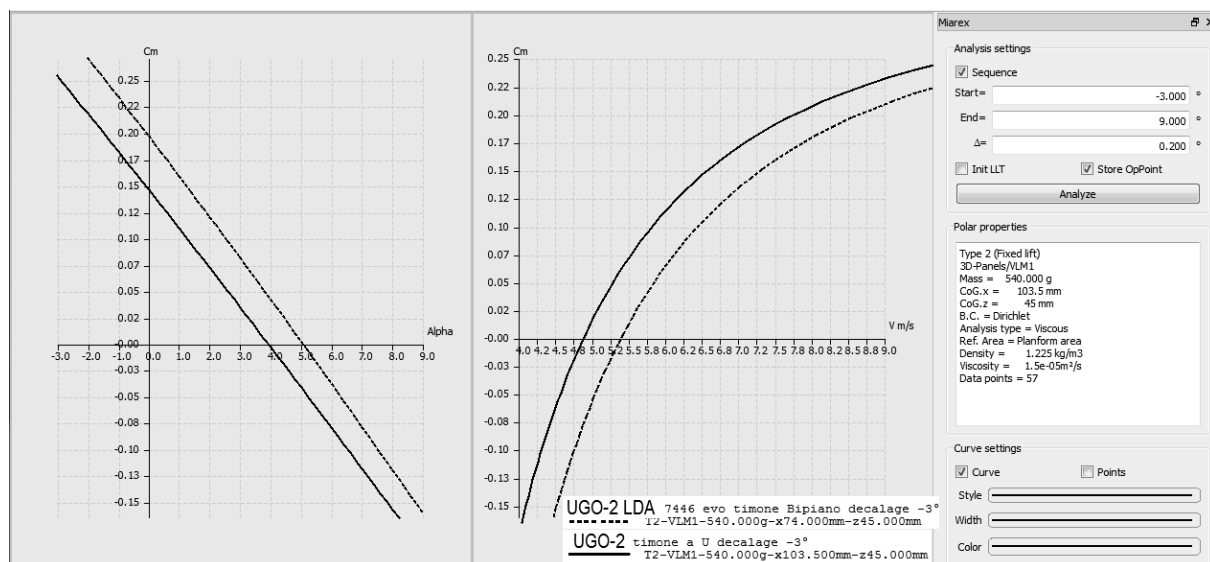


In conclusione, si può giostrare sulle curve agendo anche sul decalage, nel senso che se ad esempio si vuole andare da 5 a 6 m/s col modello da 540g con baricentro al 43%, si può evitare di zavorrare di altri 200g, basta ridurre di 1,5° il decalage (-3mm sull'elevatore). Analogo discorso per UGO-2 LDA da 740 e CG al 43% che viaggia a circa 6 m/s. Per guadagnare 1 m/s, anziché zavorrare altri 200g, si può ridurre il decalage. Un modello più leggero vola meglio, perché ha meno inerzia. Inoltre, spostare in avanti CG aumenta il "margine statico" aumentando la capacità di stabilizzare il modello da parte del timone orizzontale, mentre ridurre il decalage lasciando il CG dov'era prima, lascia inalterato il margine statico.

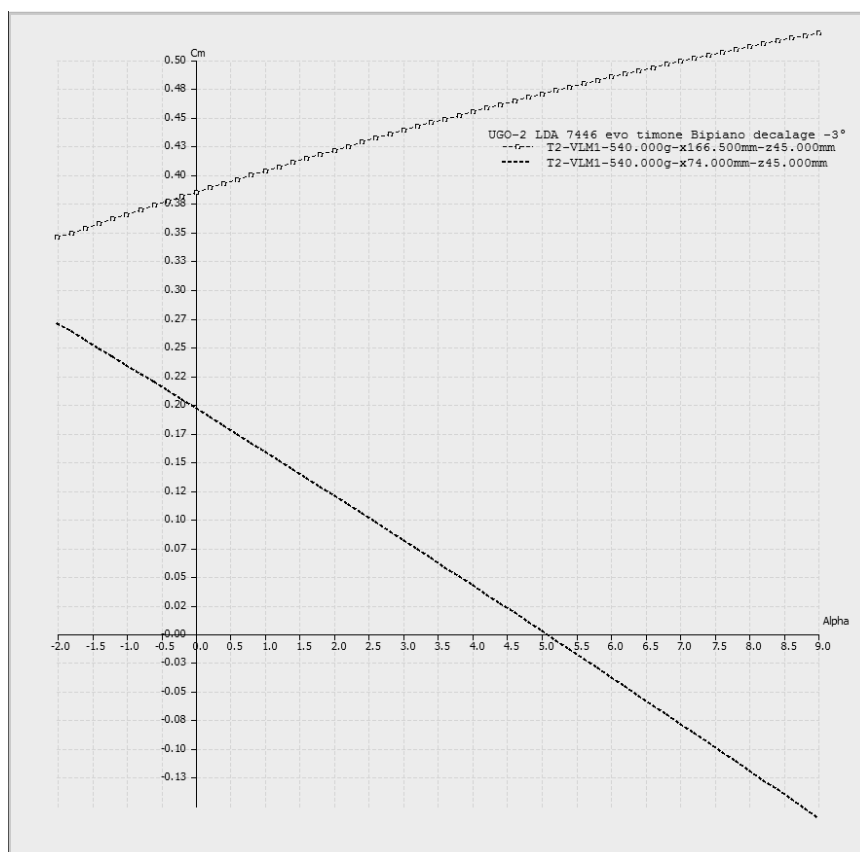
Per capire meglio il concetto, chi vuole può leggere il paragrafo successivo.

Analisi della stabilità longitudinale statica

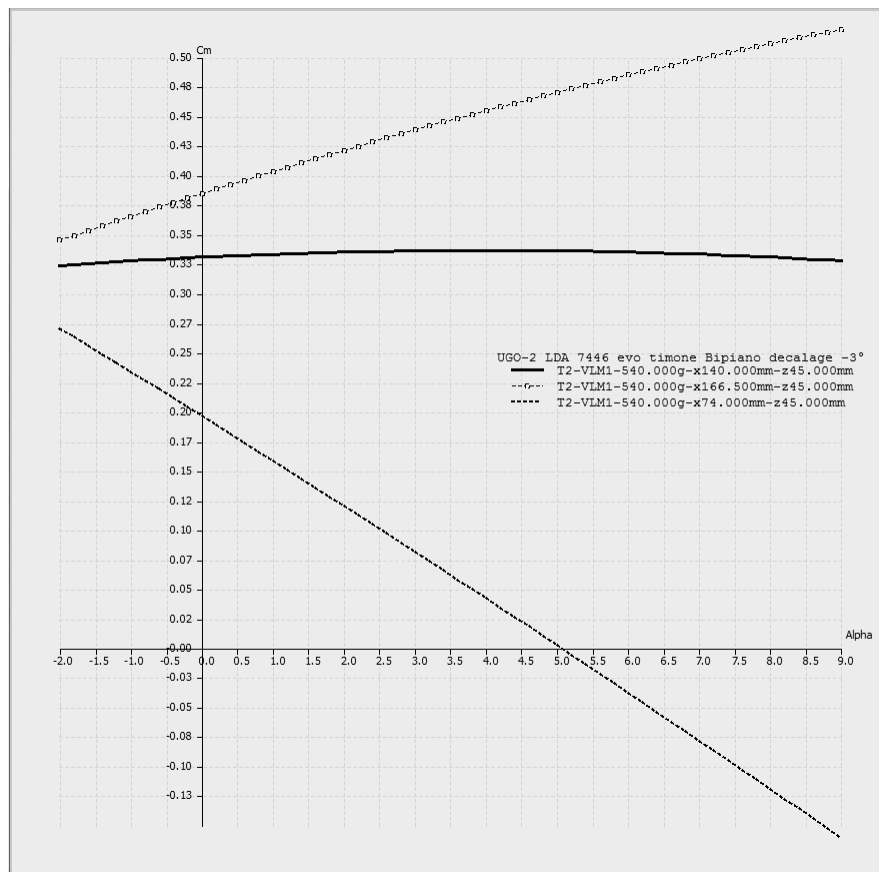
Le prestazioni di un modello veleggiatore F1E sono in gran parte determinate dal suo comportamento in merito alla stabilità statica attorno all'asse di beccheggio. La capacità di darsi stabilità è la tendenza del velivolo a mantenere autonomamente l'assetto in beccheggio a fronte di qualsiasi perturbazione, come una raffica di vento o turbolenza, termica ecc. Riferendoci ai modelli Ugo-2 standard ed LDA da 540g, C.G. rispettivamente al 57,5% e al 40% e decalage 3°, chiediamo a XFLR5 di tracciare il Coefficiente di Momento di Beccheggio ("Pitching Moment Coefficient", C_m) rispetto all'angolo di assetto α e rispetto alla velocità di volo V_{inf} .



Otteniamo un grafico come quello che riportato sopra a sinistra, con una curva monotona decrescente: questa caratteristica decrescente in ogni punto della curva ci dice che la configurazione del modello è stabile in beccheggio per tutti gli angoli di incidenza. Per comprenderlo meglio, interpretiamo il grafico. La prima cosa che questo grafico ci dice è che ad esempio UGO-2 LDA vola in equilibrio ($C_m = 0$) con un angolo di incidenza di 5° (alla velocità di 5,3 m/s come si evince dal grafico a destra). Supponiamo di "prendere" una raffica che porta il modello ad assumere un angolo di incidenza maggiore, diciamo 6° : il grafico ci dice che a questo nuovo angolo di incidenza corrisponde un momento di beccheggio totale di segno negativo, vale a dire un momento a picchiare. Questo momento tende a riportare il modello all'angolo di incidenza iniziale, e ciò significa che il modello è stabile. Se vogliamo esprimerlo in termini matematici, è stabile qualunque configurazione di volo per la quale la derivata prima del coefficiente di momento di beccheggio, calcolata rispetto all'angolo di incidenza, ha segno negativo. Più forte sarà la pendenza della curva del C_m , più forte sarà l'azione di stabilizzazione (l'effettivo raggiungimento della nuova condizione di equilibrio potrà richiedere diverse oscillazioni del modello, a seconda della forza di "smorzamento dinamico" del modello). Sono per contro instabili le configurazioni in cui questo segno è positivo (o, in altri termini, in cui la curva ha andamento crescente), vale a dire quelle in cui un aumento di incidenza provoca un momento di reazione a cabrare, peggiorando la situazione. Maggiore (in valore assoluto) è la pendenza della curva del C_m , più forte sarà l'azione di stabilizzazione o destabilizzazione. Per rendere instabile un modello stabile è sufficiente arretrare il centro di gravità. Proviamo a calcolare una nuova polare per UGO-2 LDA con il centro di gravità a 166,5 mm dal bordo di entrata, cioè 90% :



Otteniamo la curva “a pallini” nella parte superiore della immagine. E' una curva monotona crescente: il modello così centrato sarà instabile per qualunque angolo di incidenza tra quelli da noi esaminati. Possiamo proseguire calcolando altre curve per diverse posizioni del baricentro: per esempio, la curva del C_m per un modello centrato a 140mm dal bordo di entrata (75,7%) non è più monotona, ma è quasi rettilinea con un massimo a circa 4° di Alpha.



Questa curva ci dice che il modello così centrato è neutralmente stabile: strettamente parlando, lo è solo per l'angolo di incidenza in cui la derivata $dC_m/d\alpha$ è nulla, ma nella pratica per un ampio spettro di angoli di incidenza il C_m varia così poco da rendere trascurabile l'effetto stabilizzante o destabilizzante. Il modello non agisce per conto suo, ma vola a (quasi) qualunque angolo di incidenza gli chiediamo. Essendo neutralmente stabile, appena assume un qualsiasi nuovo assetto non lo corregge più, con le conseguenze immaginabili.

In altre parole, il C.G. con il così chiamato Punto Neutro (NP) del velivolo. Il Margine Statico di UGO2-LDA centrato al 40%, cioè la distanza del CG (0,4 della corda) dal NP (0,76c) è perciò di circa 0,36c. Nel caso di UGO2 standard, 540g, decalage -3°, CG al 57,5%, XFLR5 ci dice che il NP è a 0,935c. Il suo margine statico è pertanto 0,36c, cioè uguale a quello di UGO-2 LDA. Notiamo anche che le due nuove curve ci dicono anche che se arretriamo il baricentro dovremmo anche trimmare l'elevatore a picchiare, o non riusciremo ad ottenere una situazione di equilibrio (il CM non si annulla mai).

Riferimenti

André Deperrois: Autore di XFLR5 - Link : <http://xflr5.sourceforge.net/xflr5.htm> - http://xflr5.sourceforge.net/docs/Guidelines%20xflr5-v603_fr.pdf - Guidelines - Révision de février 2011.

Matthieu Scherrer : <http://scherrer.pagesperso-orange.fr/matthieu/english/miarexe.html> - A calculation method for Xfoil and multi-airfoil wings.

Francesco Meschia: <http://www.rcsoaringdigest.com/pdfs/RCSD-2008/RCSD-2008-02.pdf>

Martin Simons: "Model Aircraft Aerodynamics" – Ch.6: "Reducing induced drag" / Ch.7: "Aerofoil sections: Camber". "R/C Soaring Digest" – April 1994 – "Understanding Sailplanes".