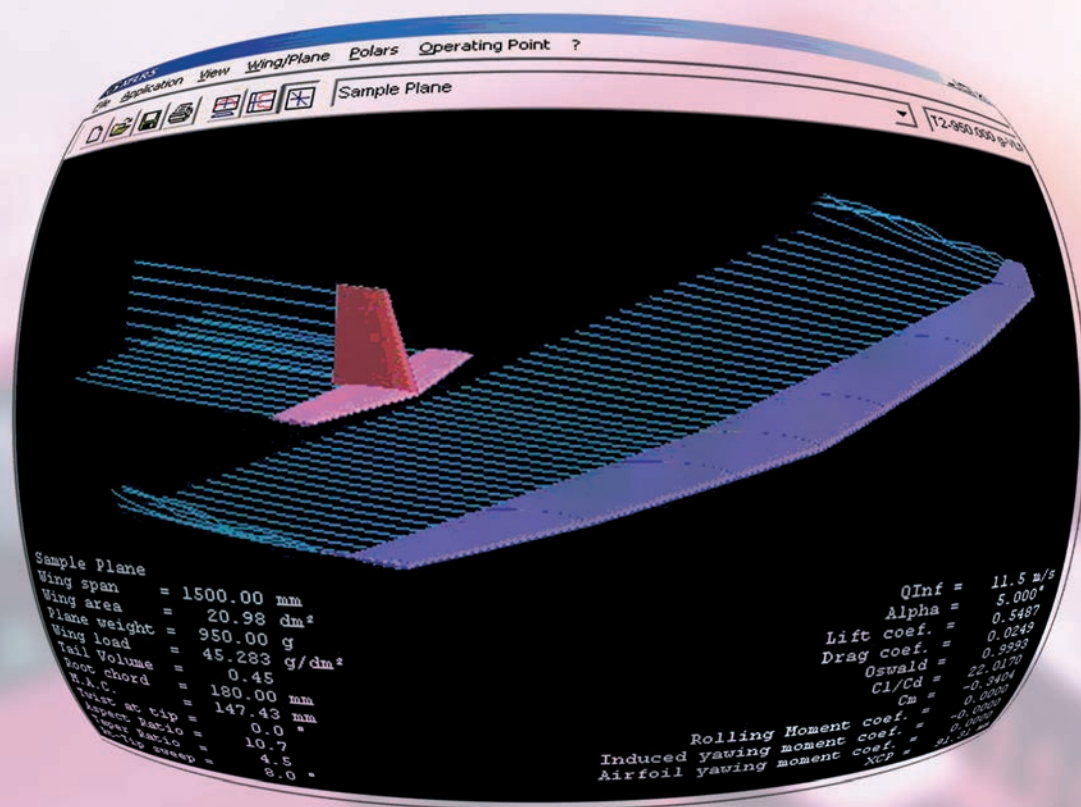


Un articolo a cura di Francesco Meschia



essa un aeroplano reale o un aeromodello, che coinvolge molte altre variabili e richiede di modellare molti altri fattori. Questo secondo problema, data la sua estrema importanza per l'aeronautica in generale, è stato oggetto di studio da lungo tempo. Sin dagli anni '30 del secolo scorso è stato ideato un metodo numerico per l'analisi del comportamento degli aeromobili, noto come metodo del reticolo di vortici (in inglese, "Vortex Lattice Method" o VLM). Non sono un esperto di aerodinamica e pertanto non sono in grado d'illustrare nel dettaglio il metodo, tuttavia con qualche ricerca su Internet ho appreso che si basa sull'idea di suddividere le superfici portanti in un reticolo di pannelli, ciascuno dei quali è sede del flusso d'aria e due lati paralleli al flusso che si estendono all'infinito; imponendo alcune condizioni al contorno legate alla non-penetrazione del flusso d'aria nell'ala è possibile calcolare il contributo di portanza e resistenza di ciascun vortice elementare e, sommando i contributi, stimare il

Lo studio dei modelli con XFLR5

Molti modellisti conoscono il celebre programma Xfoil, la "galleria del vento virtuale" sviluppata da Mark Drela al MIT. Xfoil, come altri programmi suoi consimili, permette di simulare con un elevato grado di attendibilità il comportamento di un "profilo 2D", intendendo con questo uno studio che prende in considerazione un caso ideale, nella pratica irrealizzabile, di un profilo che

si muove nell'aria "isolato", senza appartenere a un'ala finita e quindi senza tener conto in alcun modo di effetti quali la resistenza indotta e gli effetti di forma dovuti alla pianta alare. Questo tipo di analisi da un lato consente di confrontare facilmente tra loro profili diversi, ma dall'altro non risulta immediatamente applicabile al problema dello studio delle prestazioni di un'ala o di un'aerodina completa, sia

comportamento dell'intera superficie. Dal momento che si tratta di un metodo numerico, per veder "decollare" l'applicazione pratica del VLM è stato necessario attendere la disponibilità dei calcolatori elettronici, a partire dagli anni '60; da quel momento si è dimostrato uno strumento molto potente ed è stato impiegato per lo studio di molte diverse configurazioni aerodinamiche. Da pochi anni l'analisi VLM è diven-

tata alla portata dei modellisti, e della potenza di calcolo a loro disposizione, grazie all'uscita di alcuni programmi per personal computer. Tra questi ricordo AVL, "cugino" di Xfoil e sempre sviluppato dal gruppo di Mark Drela del MIT, molto completo e potente ma con un'interfaccia utente tipica della sua "famiglia", a linea di comando e di non immediato utilizzo. Così come Xfoil è stato reso più accessibile da Stefano Duranti grazie a "Profili", AVL è in un certo senso stato reso più popolare da un programma sviluppato da André Deperrois e denominato XFLR5. Deperrois ha però portato un interessante contributo: siccome il VLM "classico" suppone un comportamento puramente non-viscoso dell'aria che fluisce attorno al profilo, il che lo rende poco realistico per i numeri di Reynolds d'interesse modellistico, l'autore di XFLR5 ha ipotizzato di poter considerare indipendenti e quindi sommabili a posteriori il contributo non-viscoso calcolato con il VLM e quello viscoso determinato dall'analisi di Xfoil (che, infatti, risulta incluso come modulo interno nel programma). Deperrois avverte tuttavia che quest'ipotesi di separabilità dei due contributi non è supportata da analisi teoriche: ciò significa che bisognerà prendere i risultati di XFLR5 "cum grano salis" senza perdere di vista il raffronto con la pratica. Per utilizzare XFLR5 bisogna tenere conto di questa originale impostazione datagli dal suo autore. Bisogna infatti fornire al programma sia un modello "a pannelli" delle superfici aerodinamiche del modello (ala, elevatore, deriva) che è necessario per

l'analisi non-viscosa del VLM "classico", sia una famiglia di polari derivate dall'analisi viscosa di ciascuno dei profili impiegati, per un insieme di numeri di Reynolds ed un'estensione dei coefficienti di portanza rappresentativi delle condizioni di "lavoro" del modello. In altri termini, prima di partire bisogna procurarsi i file di coordinate Xfoil dei profili usati ed un trittico del modello. In ogni caso bisogna tenere presente che XFLR5 è solo uno strumento di simulazione di una serie di comportamenti fisici; non è di per sé in grado di dirci se un modello "va bene" (ammesso che il concetto di "andare bene" a tutto tondo abbia un senso), né di dirci dove eventualmente intervenire per migliorare. Chi vi si accosta deve già avere un'idea di quali comportamenti intende ricercare, e come agire per ottimizzarli. In altri termini, XFLR5 è un utile strumento ma non ha la pretesa d'insegnare nulla nel campo della progettazione di un modello. Sotto questa luce, se ora mi addentressi in un'asciutta disamina delle funzionalità del programma il tutto risulterebbe, oltre che arido, lontano dall'applicabilità pratica. Proverò perciò a affrontare XFLR5 da un punto di vista pratico ma che possa anche suggerire quali domande porsi nello studio delle prestazioni di un'aerodina, e per farlo voglio partire da un aliante piuttosto conosciuto, il Blade 1.9 della X-Models, modellarlo in XFLR5 ed usarlo come "scusa" per mostrare come cercare le risposte ad alcune semplici questioni, come lo studio della distribuzione della portanza alare, della polare di velocità, della stabilità del modello.

Modellare il Blade

Il profilo principale dell'ala del Blade è una versione modificata del profilo RG 15, assottigliata al 7,8%. Diversi modellisti presumono che il profilo cambi verso l'estremità alare, ma non ci sono informazioni certe in merito, e perciò nella mia analisi trascurerò questo aspetto. La coda a V impiega un profilo simmetrico al 7%, un NACA 0007 (l'ho provato personalmente confrontandolo con dime tracciate con Profili). Mentre le coordinate di un profilo NACA possono essere calcolate in base ad un algoritmo noto, le coordinate del RG 15 devono essere trovate in qualche modo, per esempio scaricandole dal database di profili dell'Università dell'Illinois a Urbana-Champaign (http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html#R); ottenuto questo file possiamo cominciare a mettere le mani su XFLR5.

*Il Blade 1.9
in versione "normale"
e "full-carbon".*



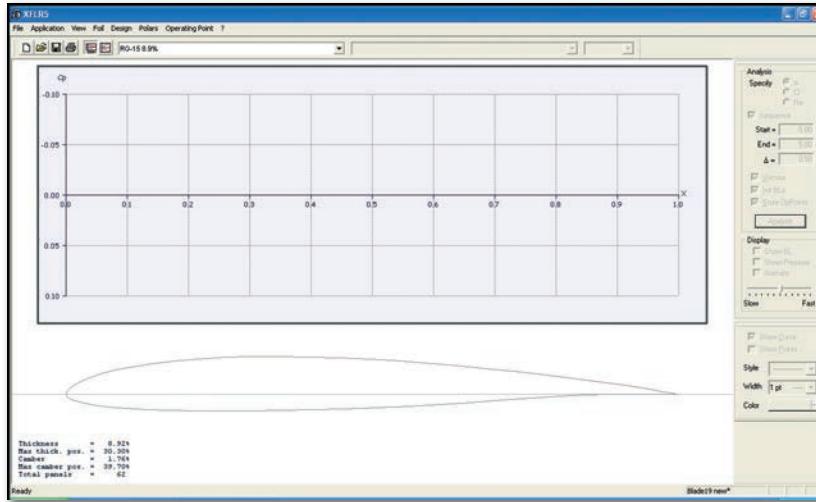


Figura 1

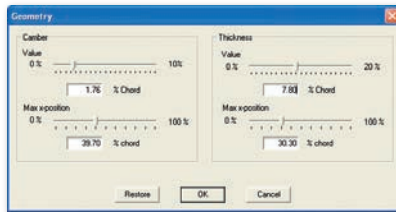


Figura 2

Lanciamo perciò il programma e procediamo ad importare il nostro RG 15: basta selezionare "Load File" dal menù

"File" e selezionare il relativo file DAT; a conferma della corretta importazione, il programma mostra il disegno del profilo coi suoi dati geometrici nella parte inferiore sinistra della finestra (figura 1). Come si vede, il profilo originale ha uno spessore pari a 8.9%, ma noi dobbiamo assottigliarlo fino al 7,8% per ottenere il profilo usato dal Blade: dal menù "Design" selezioniamo

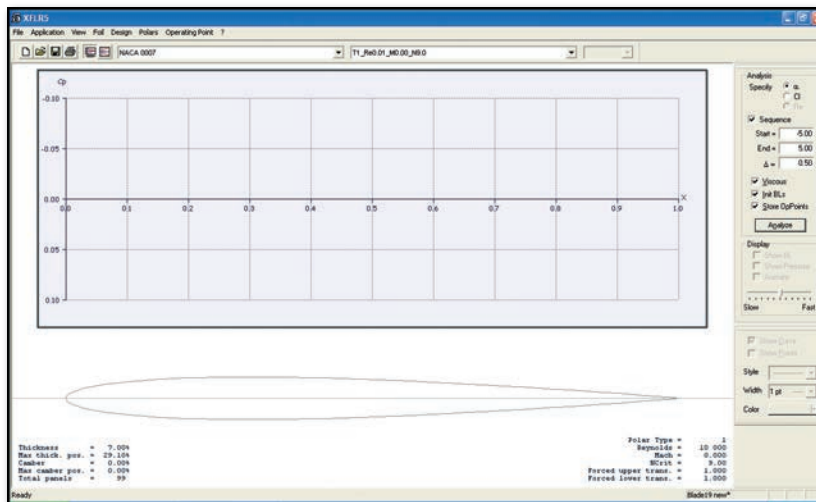
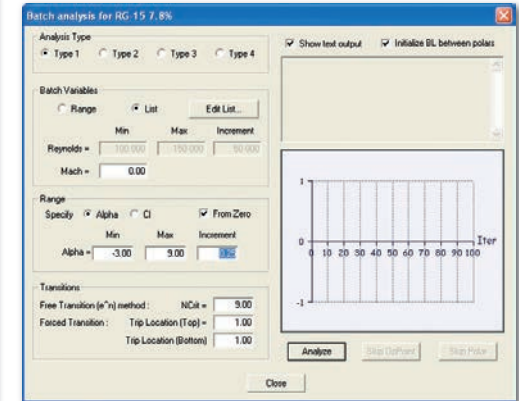
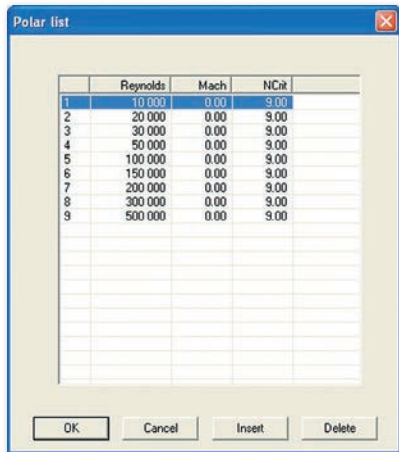


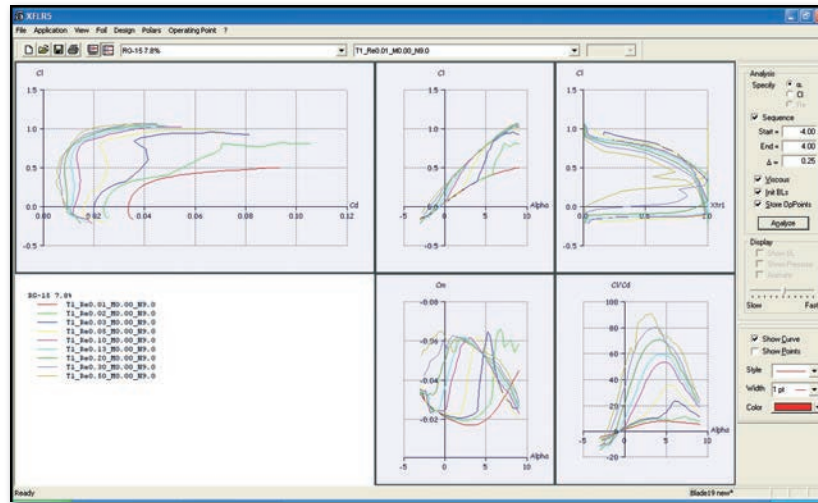
Figure 3-4

mo "Scale Camber and Thickness" e portiamo il valore dello spessore (in inglese, thickness) a 7,8%, come in figura 2. Memorizziamo il profilo modificato con un nuovo nome. Abbiamo così il profilo dell'ala del Blade; passiamo ora alla coda. È un NACA 0007, e la routine di creazione dei profili NACA si trova sotto il menù "Design" alla voce "Naca Foils": indicando il numero NACA voluto (0007) e il numero di punti (100 vanno bene), XFLR5 provvede a calcolare le coordinate e disegna il profilo (figura 3). Una volta ottenuti i profili, è ora di calcolare le loro polari XFoil. Dovremo calcolare, per ciascun profilo, una famiglia di polari in modo da coprire un range di numeri di Reynolds significativo, che rappresenti le condizioni in cui il profilo si troverà a lavorare durante il volo. XFLR5 userà queste polari per stimare il contributo viscoso, interpolando tra i numeri di Reynolds calcolati: bisogna perciò che la copertura dei diversi Re sia abbastanza fitta da permettere a XFLR5 di lavorare. Vedremo più avanti come capire se la copertura è sufficiente e come integrarla.





Benché si possa fare tutto a mano, Re per Re, c'è una comoda opzione per calcolare una famiglia di polari tutte insieme. Selezioniamo dal menù a tendina con i nomi dei profili (nella toolbar) il primo dei profili (RG-15 7.8%, per esempio) e poi dal menù "Polars" scegliamo "Run Batch Analysis". Dalla finestra che si aprirà (figura 4) dovremo selezionare il tipo di polare desiderata (Type 1,



corrispondente a velocità e corda fissa e Cl variabile), il range di numeri di Reynolds desiderato (io preferisco usare una lista di Re, come in figura 5), e il range di angoli d'incidenza desiderato (per esempio, da -3° a $+9^\circ$ con incrementi di $0,25^\circ$). Premendo il bottone "Analyze", la routine XFOIL del programma si metterà all'opera e calcolerà tutto quanto richiesto.

Al termine del lavoro potremo chiudere la finestra, e andare nel menù "View" per selezionare "Polars". Comparirà così la famiglia di polari appena calcolate (figura 6); si potrà scegliere quale grafico vedere (Cl / Cd, Cl / Alfa, Cm / Alfa, ecc.) scegliendo l'opportuna opzione nel menù "Polars > View". Il procedimento va ripetuto anche per il profilo NACA 0007 della coda (figura 7), inizialmente per lo stesso insieme di Re e per incidenze comprese tra -4° e $+4^\circ$, e poi vedremo se integrarlo (a

Figure 5-6

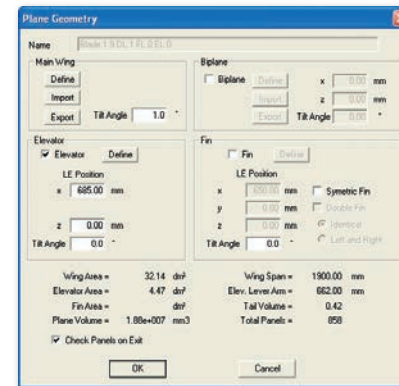
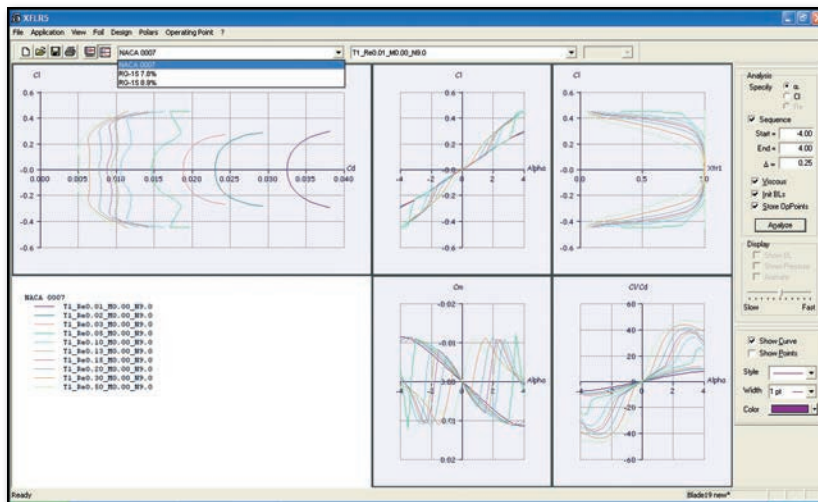
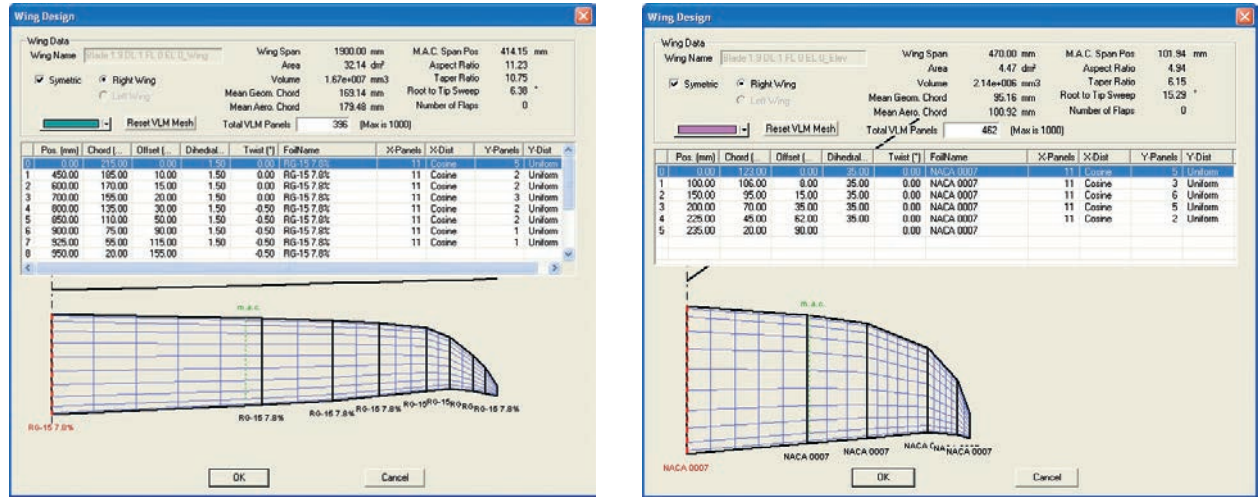


Figure 7-8

Figure 9-10



stretta logica ci vorrebbe un range più spostato verso il basso, visto che la coda ha una corda inferiore a quella dell'ala). Ora che abbiamo le famiglie di polari 2D dei nostri profili, possiamo iniziare ad avventurarci nel campo della simulazione 3D con il reticolo di vortici. A questo scopo dovremo creare un semplice modello 3D del nostro Blade, riportando in XFLR5 la pianta alare, il diedro trasversale, la coda con la sua pianta e il suo diedro longitudi-

nale. I dati che qui suggerirò sono stati da me rilevati sul vero Blade 1.9. Per entrare nel modulo di XFLR5 che controlla la geometria del modello, bisogna selezionare dal menù "Application" l'opzione "Wing Design". Fatto questo, dal menù "Wing/Plane" scegliamo "Define a Plane" e ci troviamo davanti la finestra che ho riportato in figura 8. Da questa finestra possiamo assegnare un nome al modello, impostare le incidenze ("tilt") di ala e elevatore, e soprattutto entrare nelle sottofinestre di definizione della geometria. Queste sottofinestre (figura 9 per l'ala e figura 10 per la coda) chiedono di suddividere le superfici portanti in pannelli trapezoidali, ciascuno con una pannellatura interna definibile a piacere (ma attenzione a non creare troppi pannelli, XFLR5 ha comunque alcune limitazioni: consiglio di usare il bottone "Reset VLM Mesh" per ottenere una pannellatura che XFLR5 considera ragionevole), e per ciascun pannello si definiscono il profilo, le corde interne

ed esterne, l'ampiezza lungo l'apertura, la freccia, il diedro e l'eventuale svergolamento. Mentre s'inseriscono i dati, XFLR5 calcola subito la superficie e la corda media aerodinamica, il che è di per sé una bella comodità. L'ala del Blade ha un diedro di 1,5° per ogni semiala (3° totali), e la coda a V viene modellata come un elevatore con un diedro di 35° (apertura della V di 110°), ovviamente senza deriva. Le mie misure hanno rilevato uno svergolamento geometrico di 0,5° all'estremità dell'alettone ed un diedro longitudinale di 1° (io nel modello XFLR5 ho immaginato la coda a 0° e ho dato 1° d'incidenza alla coda, ma visto che XFLR5 non modella la fusoliera si può usare qualunque altro calettamento con 1° d'incidenza relativa). Una volta definite ala e coda, e dopo avere controllato che NON sia selezionata l'opzione "Check Panels on Exit" (dà qualche problema con le code a V nella versione 3.21 disponibile nel momento in cui scrivo), si dà



Figura 11



Figura 12

l'OK alla finestra di definizione della geometria, poi si seleziona "3D" dal menù "View" e si potrà osservare la vista assonometrica del modello, come in figura 11. Con i bottoni X, Y e Z posizionati nella parte destra della finestra si potrà anche selezionare una delle tre viste ortogonali.

La polare del modello completo

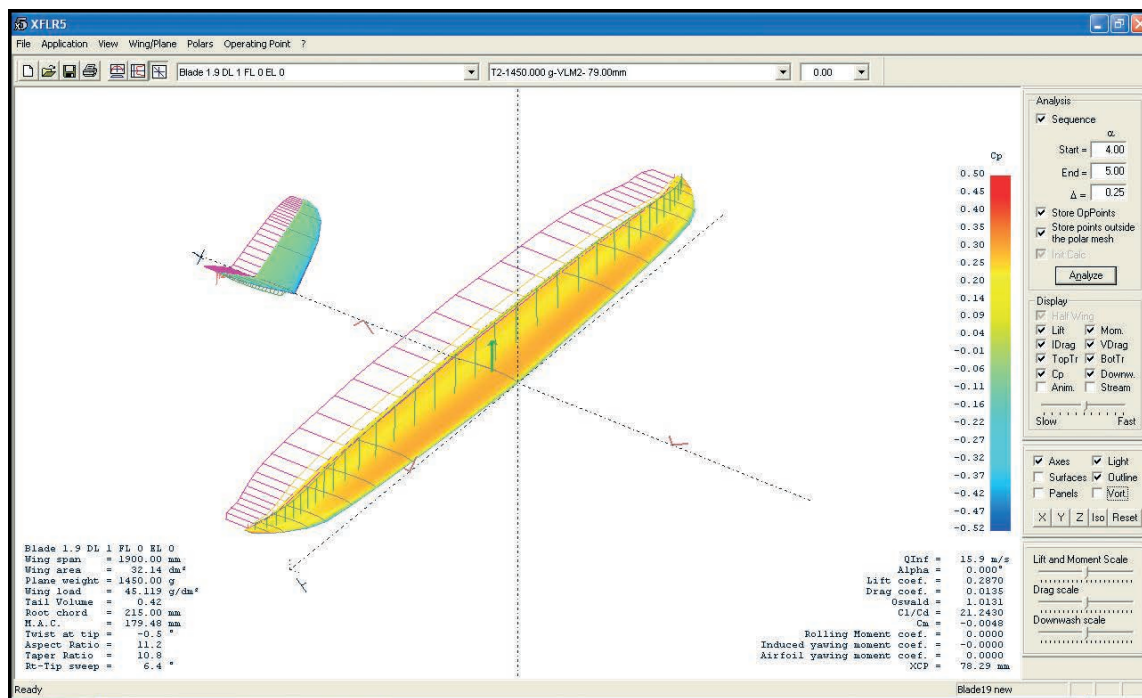
Siamo finalmente ad un passo dal calcolo della polare del modello completo. Questa viene calcolata in base a un insieme di condizioni al contorno: possiamo scegliere se considerare fissa la velocità all'aria, la portanza generata o l'angolo d'incidenza. Dal momento che stiamo studiando il comportamento di un alante in planata, che

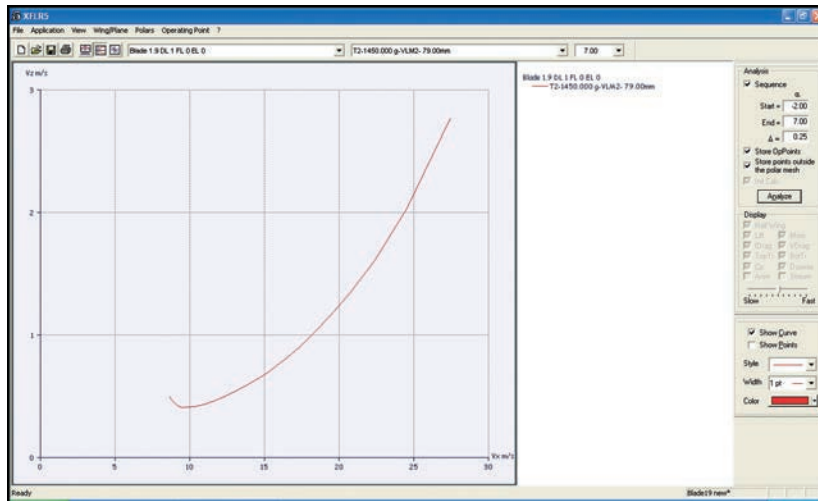
genera una portanza tale da equilibrare sempre la forza peso, il nostro interesse si rivolgerà sul secondo tipo di condizioni al contorno. Prima di iniziare il calcolo bisogna informare XFLR5 di questa nostra scelta: dal menù "Polars" scegliamo "Define a Polar Analysis" e ci ritroveremo davanti la finestra che ho riportato nella figura 11; da qui indichiamo il tipo di analisi ("Type 2"), il peso del modello in esame (il mio Blade pesa 1450 g) e la posizione del centro di gravità desiderato ("Moment ref. location" nella finestra, per il mio Blade 79 mm dal bordo d'entrata alla radice, che XFLR5 assume come origine degli assi). Notiamo che il metodo di analisi è necessariamente VLM (il metodo LLT non è applicabile se c'è

anche una coda), assicuriamoci che il tipo di analisi richiesta sia "Viscous" e scegliamo una delle varianti del metodo ("Classic" o "Quads", danno risultati comunque molto simili).

A questo punto diamo OK e siamo pronti per iniziare l'analisi: nel pannello a destra della finestra indichiamo che vogliamo analizzare una sequenza (casella "Sequence" selezionata) di angoli d'incidenza, per esempio da -2° a 7° a passi di $0,25^\circ$. Selezioniamo le opzioni "Store OpPoints" e "Store points outside the polar mesh" (figura 12). Infine, diamo il via al calcolo con il bottone "Analyze". Si aprirà una finestra che mostrerà lo svolgersi delle operazioni, ed eventualmente un messaggio finale che ci avvisa che alcuni dei punti di lavoro cadono al di fuori dell'insieme di polari inizialmente calcolato. Vedremo più avanti quale sia il significato di questi messaggi, ma per ora passiamo subito a dare un'occhiata ai risultati del calcolo. Selezionando "3D" dal menù "View" potremo ora vedere in una rappresentazione a colori la distribuzione del coefficiente di pressione locale sulle superfici portanti (figura 13), e variando l'angolo d'incidenza potremo osservare come la distribuzione si modifica. È coreografico, ma

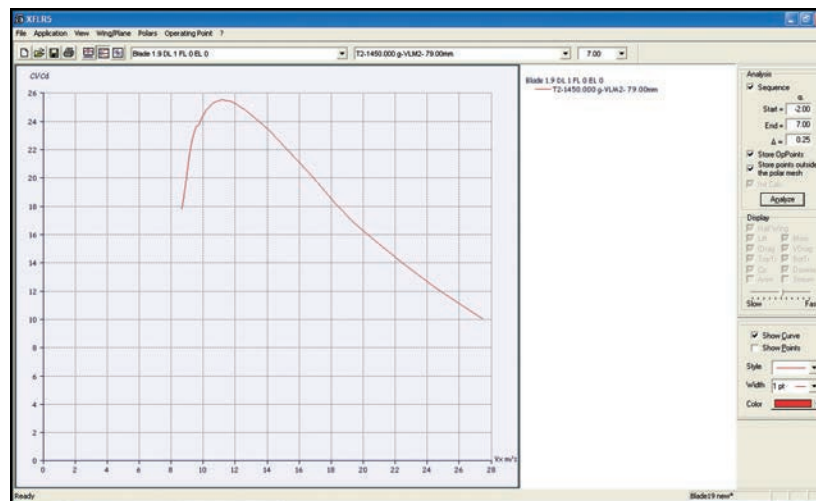
Figura 13





di non immediata interpretazione, anche perché sul grafico sono sovrapposti pure i vettori della portanza, quelli della resistenza e dell'angolo di svio. Ci sono altre rappresentazioni altrettanto interessanti anche se meno belle: proviamo a selezionare "Polars" dal menù "View", quindi facciamo click con il tasto destro sul grafico che sarà comparso e selezioniamo dal menù pop-up "Graph > Variables". Si aprirà una finestra in cui potremo selezionare quale variabile mettere in ascissa e quale in ordinata: proviamo per esempio a mettere sull'asse Y la velocità verticale (V_z) e sull'asse X la velocità orizzontale (V_x); diamo OK e immediatamente otteniamo il grafico della polare di velocità del modello (figura 14). Questo grafico mette in relazione tra loro la velocità di avanzamento nell'aria e quella di caduta del modello in planata, ed è una caratteristica fondamentale di un aliante, modello o vero che sia. È una fotografia delle prestazioni dell'aerodina; vale la pena di osservare

che tipicamente possiede un punto di minima caduta che corrisponde ad una velocità all'aria di poco superiore alla velocità di stallo (nel nostro caso, il Blade 1.9 potrebbe teoricamente scendere a soli 40 cm/s volando a 10 m/s circa) e un secondo punto, distinto dal primo (e situato, per il nostro Blade, a 11 m/s), in cui è massimo il rapporto



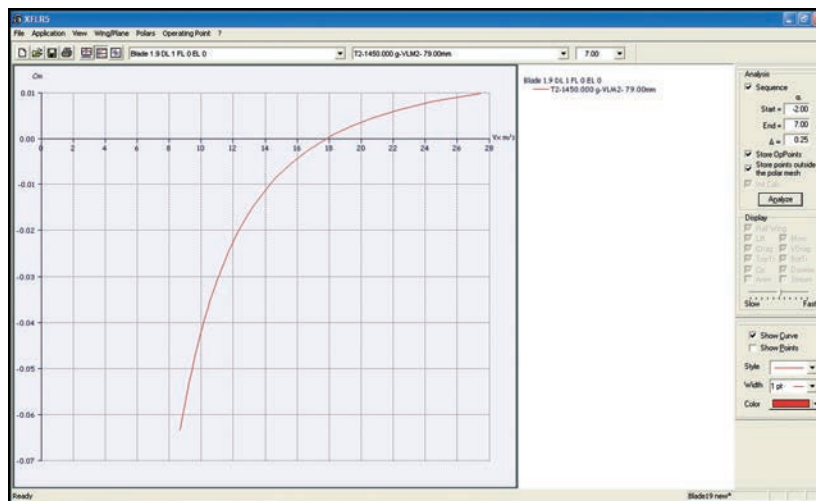
tra le due componenti della velocità, detto rapporto di planata o efficienza (questo punto è individuato graficamente dal punto in cui la tangente alla polare, tracciata dall'origine degli assi, tocca la polare stessa). Si tratta di due "punti fermi" delle prestazioni di un aliante: il pilota che desidera rimanere in volo, in aria calma, il più a lungo possibile (per esempio in una gara di durata) dovrà cercare di far lavorare l'aliante attorno alla velocità di minima caduta, mentre il pilota che vuole cercare di percorrere la massima distanza possibile (per esempio per rientrare in campo da un lungo sottovento) dovrà volare alla velocità corrispondente al miglior rapporto di planata. Un altro modo per visualizzare l'andamento del rapporto di planata rispetto alla velocità all'aria consiste nel chiedere a XFLR5 un grafico che abbia sull'asse verticale il rapporto di planata ("Glide Ratio C_l/C_d "): risulta immediatamente leggibile (figura 15) non solo la velocità di massima effi-

Figura 14

Figura 15

Figura 16

cienza, ma anche il valore numerico del rapporto di planata, che per il Blade è superiore a 25 alla velocità di 11 m/s. Il grafico mostra che il “picco” corrispondente alla massima efficienza è ben pronunciato, segno che uno scostamento dalla velocità ottimale comporta una decisa perdita in efficienza. È lecito a questo punto domandarsi “a quanto va” il Blade, soprattutto in relazione a queste due velocità-cardine di minima caduta e massima efficienza. Per farcene un’idea chiediamo a XFLR5 di disegnare un grafico mettendo sull’asse X la velocità orizzontale V_x



e in asse Y il coefficiente di momento di beccheggio ("Pitching moment coefficient"). Otteniamo la curva visibile in figura 16, che intercepisce l'asse delle X in un punto: questo punto, posto a circa 19 m/s di velocità orizzontale, rappresenta l'unico punto di equilibrio dell'involucro di volo del modello, perché in questo punto non c'è momento né a picchiare né a cabrare, cioè il modello è in equilibrio. Il modello vola in equilibrio a 19 m/s: questa è la sua “velocità di trim” con elevatore neutro e diedro longitudinale di 1 grado. Dal grafico vediamo anche che una velocità superiore farebbe cabrare il modello, producendo un rallentamento, mentre una velocità inferiore lo farebbe picchiare, accelerando: questo andamento ci dice che la posizione del centro di gravità da noi scelta permette un punto d'equilibrio stabile (ma sulla stabilità e sul suo studio diremo più avanti). Naturalmente, 19 m/s è una velocità significativamente maggiore tanto dei 10 m/s che corrispondevano alla

XFLR5

Autore: André Deperrois

Link: <http://xflr5.sourceforge.net>

Licenza : open source, GNU General Public License

Ultima versione al momento della stesura dell'articolo: 3.21e



Blade 1.9

Produttore: X-Models

Apertura alare: 190 cm

Lunghezza: 107 cm

Profilo: RG-15 modificato (spessore 7,8%)

Superficie alare: 32 dm²

Massa in ordine di volo: 1400-1500 g



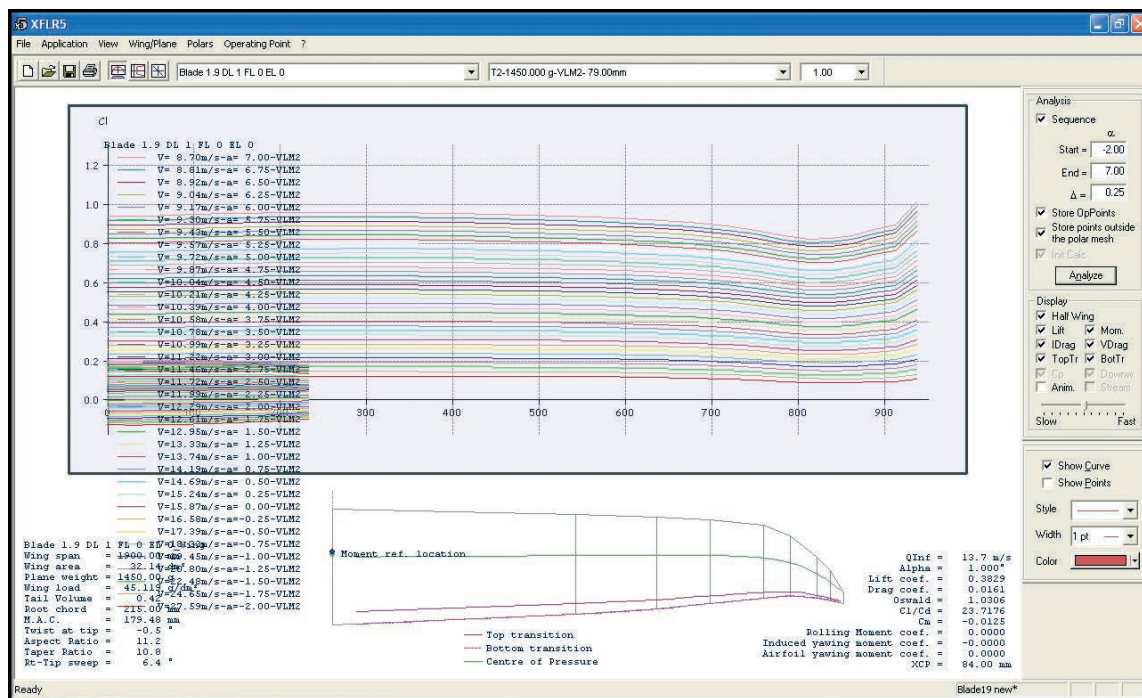
velocità di minima caduta quanto degli 11 m/s che garantivano l'ottenimento della massima efficienza. Questo è coerente con il tipo di volo del Blade, che è un modello da velocità e non da F3J, un corridore e non un termicatore, per il quale non ha molto senso cercare di volare alla minima caduta, e che per la velocità pura è disposto anche a sacrificare qualcosa in termini di efficienza. A 19 m/s (circa 70 km/h) il Blade scende a 1,1 m/s circa: ciò significa che un pendio in grado di sviluppare 1,1 m/s di componente verticale della velocità della massa d'aria è in grado di sostenere il modello trimmato "a zero"; nella mia esperienza sui pendii liguri sono normali dinamiche con velocità verticali da 3 a 5 m/s, il che è coerente con le previsioni.

Figura 17

La distribuzione della portanza sull'ala

Vorrei ora discutere un'altra forma di rappresentazione dei risultati che abbiamo ottenuto. I grafici fin qui visti sono delle rappresentazioni di uno dei comportamenti del modello nel suo complesso in relazione a una delle variabili di volo (anche se negli esempi ne ho usata sempre e solo una, vale a dire la velocità all'aria). Ciascuno dei punti del grafico è un "punto di lavoro" (operating point, nella terminologia anglofona di XFLR5) del modello, vale a dire una raccolta di dati su portanza, velocità, efficienza, momenti, ecc. calcolati rispetto a un particolare valore della grandezza che abbiamo scelto come variabile indipendente dell'analisi: nel

nostro esempio, l'angolo d'incidenza. Tuttavia nell'analisi VLM questi dati non sono semplicemente dei "punti", valori scalari per l'intero modello, ma corrispondono a insiemi di dati distribuiti sui pannelli che modellano le superfici portanti. XFLR5 ci permette di esaminare nel dettaglio ogni punto di lavoro osservando l'andamento dei parametri aerodinamici nella loro distribuzione sulle superfici portanti. Lo studio di questo tipo di distribuzione è molto interessante, in un certo senso è un "classico". Se infatti andiamo a vedere il coefficiente di portanza generato da ogni sezione di ala, partendo dalla radice fino alla estremità, potremo capire facilmente quali parti dell'ala generano più portanza, e di conseguenza quali saranno le prime a giungere allo stallo. Per questo tipo di analisi XFLR5 fa ricorso alle caratteristiche viscosse del profilo, calcolate dal modulo XFOil. Se dal menù "View" selezioniamo "Operating Point", otterremo un grafico simile a quello che riporto nella figura 17. Questo grafico mostra una serie di curve che illustrano l'andamento del coefficiente di portanza locale in rapporto alla posizione lungo l'apertura della semiala, per diversi angoli d'incidenza; se si preferisce si può tuttavia visualizzare una sola curva, relativa ad un preciso angolo d'incidenza, facendo click con il tasto destro nell'area del grafico e selezionando l'opzione "Show Only Current Opp" (mostra solo il punto di lavoro attuale), e infine selezionando l'angolo d'incidenza voluto dal menù in alto a sinistra. Esaminando la famiglia di curve osserviamo che per angoli d'inciden-



za "moderati" (fino a circa 2-3°) la porzione d'ala che genera la maggiore portanza si trova a circa 300 mm; tuttavia, all'aumentare dell'angolo d'incidenza le estremità alari sono costrette a generare una portanza sempre maggiore, per cui arrivando allo stallo si otterrà il temuto stallo di estremità. Ma a quale angolo si verifica lo stallo? Per capirlo dobbiamo fare un passo indietro, e ripescare il messaggio di errore che avevamo ottenuto al momento di generare la polare. Se andiamo a rivedere il "log" di XFLR5 (menù "Operating Point > View Log File"), e scorriamo il file fino al fondo, troviamo un messaggio di questo tipo:

```
...Alpha=5.75
Calculating induced angles...
Calculating aerodynamic coefficients...
Calculating wing...
Span pos = -937.49 mm, Re = 23308, Cl = 0.86 could not be interpolated
Span pos = 937.49 mm, Re = 23308, Cl = 0.86 could not be interpolated
Calculating elevator...
```

questo messaggio ci dice che, all'incidenza di 5,75°, le estremità alari (distanza dalla radice di circa 937 mm) dovrebbero generare un coefficiente di portanza pari a 0,86 ad un Re pari a 23308. In base alle polari di profilo che il modulo Xfoil aveva generato in precedenza, XFLR5 non ritiene che il nostro RG 15 assottigliato possa generare una portanza simile. In altri termini, XFLR5 prevede che le sezioni estreme dell'ala, a questa incidenza, siano già in stallo. Non è sempre detto che XFLR5 abbia ragione (in questo caso particolare, se andassimo ad ana-

lizzare la famiglia di polari del profilo ci potremmo infatti accorgere che tra le polari a Re 20000 e Re 30000 c'è un divario troppo ampio per poter essere colmato bene dall'interpolazione di XFLR5), ma è comunque un indizio. Incidentalmente vale la pena di osservare che, a dispetto di quanto XFLR5 dica, il Blade "vero" non mostra una particolare tendenza allo stallo di estremità (o, almeno, a me non lo ha mai fatto): questo può far sospettare che, come avevo forse detto all'inizio, il profilo di estremità evolva dall'RG 15 7,8% in qualche altro profilo, in grado di generare più portanza a bassi Re. Un altro parametro di cui è interessante studiare la distribuzione lungo l'apertura alare è la portanza locale. Si tratta della portanza che viene

generata da ogni singola sezione alare; il suo studio è interessante perché, secondo la classica teoria di Prandtl, quando la portanza si distribuisce secondo una forma ellittica si ha la minima resistenza indotta possibile per una data superficie alare. Per istruire XFLR5 a visualizzare questa distribuzione, basta fare click con il tasto destro sull'area del grafico, poi scegliere "Graph > Variables" e da qui "Local Lift C. Cl/M.A.C.": le curve risultanti, in figura 18, sono molto simili ad ellissi (si noti che, sempre dal menù accessibile con il tasto destro, è possibile chiedere a XFLR5 di sovrapporre una vera distribuzione ellittica per confronto), a dimostrazione della buona cura che è stata messa dietro allo studio della pianta alare del Blade.

Figura 18

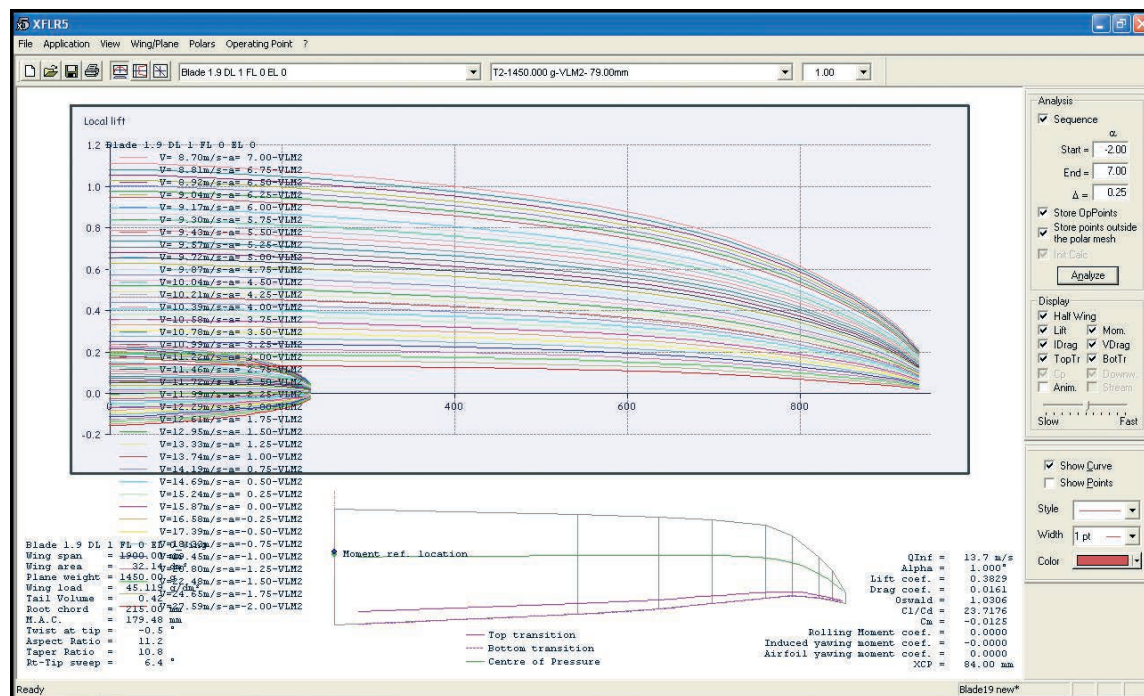
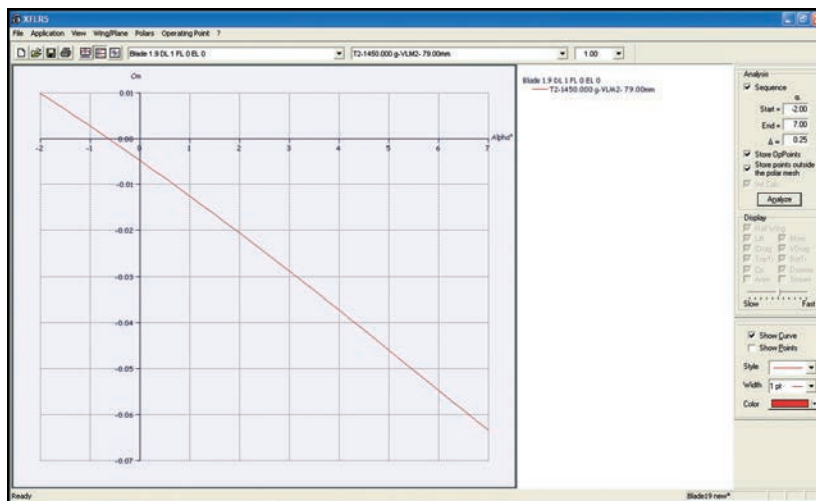


Figura 19



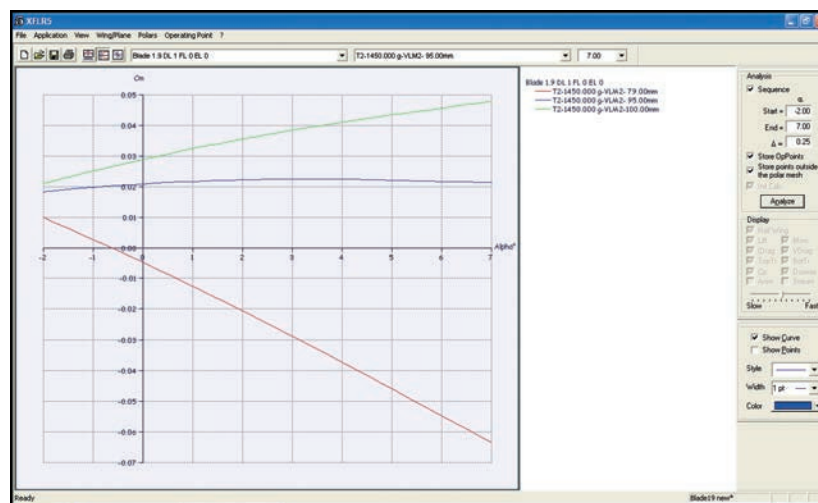
Studio della stabilità in beccheggio

Vediamo ora come analizzare con XFLR5 il comportamento del modello in merito alla stabilità statica attorno all'asse di beccheggio, intendendo con questo concetto la tendenza del modello a mantenere autonomamente l'assetto in beccheggio a fronte di perturbazioni (esterne o interne, vale a dire indotte dal pilota).

Cominciamo lo studio ritornando alla visualizzazione delle polari (menù "View > Polars") e regoliamo il grafico (tasto destro del mouse > Graph > Variables) in modo da avere in ascissa l'angolo d'incidenza ("Alpha") e in ordinata il coefficiente di momento di beccheggio ("Pitching moment coef."). Dovremmo ottenere un grafico come quello che riporto in figura 19, 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 d'in-

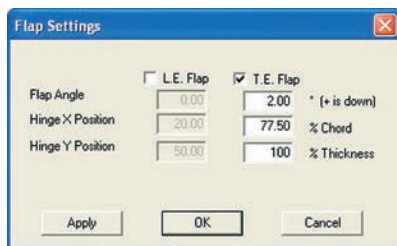
Figura 20

cidenza. Per comprenderlo meglio, interpretiamo il grafico. La prima cosa che questo grafico ci dice è che il modello vola in equilibrio ($CM = 0$) con un angolo d'incidenza di -1° circa. Supponiamo di "prendere" una raffica che porta il modello ad assumere un angolo d'incidenza maggiore, diciamo 0° : dal grafico leggiamo



che a questo nuovo angolo d'incidenza corrisponde un momento di beccheggio totale di segno negativo, vale a dire un modello a picchiare. Questo momento tende a riportare il modello all'angolo d'incidenza iniziale, e ciò significa che il modello è stabile.

Se vogliamo esprimerlo in termini grafici, è stabile qualunque configurazione di volo per la quale la curva del coefficiente di momento di beccheggio rispetto all'angolo d'incidenza è decrescente da sinistra verso destra. Più forte sarà la pendenza della curva del CM, più forte sarà l'azione di stabilizzazione (l'effettivo raggiungimento della nuova condizione di equilibrio potrà richiedere diverse oscillazioni, a seconda della forza di "smorzamento dinamico" del modello). Sono per contro instabili le configurazioni in cui la curva ha andamento crescente, vale a dire quelle in cui un aumento d'incidenza provoca un momento di reazione a cabrare, peggiorando la situazione. Maggiore



(in valore assoluto) è la pendenza della curva del CM, 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 un Blade con il centro di gravità a 100 mm dal bordo d'entrata: otteniamo la curva che compare in colore verde in figura 20. È una curva monotona crescente: il modello così centrato sarà instabile per qualunque angolo d'incidenza tra quelli da noi esaminati.

Possiamo proseguire calcolando altre curve per diverse posizioni del baricentro: per esempio, nello stesso grafico ho inserito (in colore blu) la curva del CM per un modello centrato a 95 mm dal bordo di entrata: non è più monotona ma ha un massimo a circa 2° d'incidenza. Questa curva ci dice che il modello così centrato è neutralmente stabile: strettamente parlando, lo è solo per l'angolo d'incidenza in cui la derivata $dCM/d\alpha$ è nulla, ma nella pratica per un ampio spettro di angoli d'incidenza il CM varia così poco da rendere trascurabile l'effetto stabilizzante o destabilizzante. Il modello non agisce per conto suo ma vola a (quasi) qualunque angolo d'incidenza gli chiediamo. Essendo neutralmente stabile avrà però

bisogno del continuo intervento del pilota, e io personalmente preferirei evitare di volare in un pendio un po' dinamico con un Blade così centrato. Notiamo anche che le due nuove curve ci dicono anche che, se arretriamo il baricentro, dovremo anche trimmare l'elevatore a picchiare, o non riusciremo ad ottenere una situazione di equilibrio (il CM non si annulla mai).

I flap ed il profilo variabile

I modelli che, come il Blade, sono dotati di superfici mobili lungo tutta l'apertura, o quasi, permettono al pilota di variare la curvatura del profilo alare durante il volo, facendo uso di opportune miscelazioni e controlli sul radiocomando.

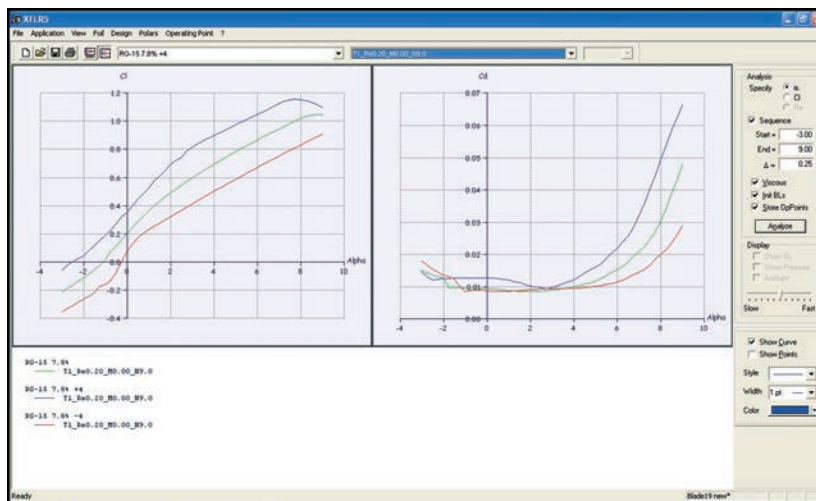
A che cosa serve variare la curvatura? In generale, variare la curvatura di un profilo permette di modificarne la curva polare, in particolare entro certi limiti permette di "spostare" verso l'alto la curva di relazione tra C_l e angolo d'incidenza, senza che la resistenza vari di molto. Benché alcuni profili siano più versati di altri in questo, l'idea è che attraverso la modifica della curvatura si possa ottimizzare il modello per condizioni di lavoro diverse, estendendone così il campo di utilizzo. Ovviamente i flap sono usati anche come ausilio alla frenata, ma al momento non ci occuperemo di questo tipo di analisi. Ovviamente noi siamo molto interessati a studiare proprio le condizioni di questa ottimizzazione. Per cominciare dobbiamo procurarci una serie di modifiche al profilo alare da noi utilizzato, in modo da avere un campionario di diverse "flappature": a questo scopo

ritorniamo nella modalità Xfoil di XFLR5 (menù "Application > Xfoil Direct Analysis"), selezioniamo dalla lista dei profili il nostro RG-15 portato al 7,8% e quindi, dal menù "Design" scegliamo il comando "Set Flap". Nella finestra di dialogo che seguirà (fig. 21) selezioniamo la casella "T.E. Flap" (flap del bordo di uscita), indichiamo l'angolo di deflessione desiderato (cominciamo con 2 gradi –il segno positivo ci dice che si tratta di una deflessione verso il basso), le percentuali di corda (77.5% nel Blade 1.9) e di spessore (100%) a cui desideriamo collocare la cerniera; diamo "OK" e memorizziamo il profilo modificato sotto un nome opportuno (p.es "RG-15 7.8% +2"). A questo punto procediamo al pre-calcolo delle polari come già avevamo fatto per il profilo liscio, e ripetiamo l'intero procedimento per un insieme significativo di deflessioni dei flap (oltre ai +2° appena fatti, suggerisco

Figura 21



Figura 22



anche $+4^\circ$, -2° , -4°). Se ora andiamo a visualizzare i grafici dei Cl e Cd (menù "View > Polars") rispetto all'angolo d'incidenza (facendo click con il tasto destro sull'area del grafico e indicando le opportune "Variables") troveremo probabilmente un groviglio inestricabile, ma se ripuliamo tutto (menù "Polars > Hide all polars") e visualizziamo le curve dei profili appena calcolati per un solo Re (selezionando profilo e numero di Reynolds nei menù a tendina in alto, e spuntando la casella "Show Curve" per ciascuno di questi) otterremo un grafico simile a quello che ho riprodotto in figura 22. Questo grafico ci dice che, in un ristretto campo di angoli d'incidenza, l'uso dei flap produce una variazione del Cl piuttosto ampia, senza che la variazione del Cd proceda nella stessa proporzione. Potremmo a questo punto addentrarci in elucubrazioni sulla flappatura che permetta di ottenere la massima efficienza, ma... non dobbiamo dimenticare che queste considerazioni sono

basate solo sulle analisi 2D del profilo, e che pertanto non sono immediatamente riconducibili alle prestazioni del modello completo. È meglio, a mio avviso, perdere qualche altro minuto, convincendo XFLR5 a simulare l'aerodina completa dotata di questi profili flappati, e fare poi le nostre considerazioni su basi sempre

speculative ma almeno partendo da un modello del comportamento 3D. Per passare allo studio del comportamento 3D del modello con profilo flappato, riportiamoci nel modulo VLM (menù "Application > Wing Design", poi selezioniamo dal menù a tendina sotto la toolbar il modello del Blade che abbiamo già calcolato, e creiamone una copia (menù "Wing/Plane > Current Wing/Plane > Duplicate") dandole un nome e andiamo a modificare la definizione dell'ala indicando l'uso di uno dei profili flappati (per esempio, "RG-15 7,8% +2" cioè il profilo flappato di 2°) dalla radice fino alla corda a 850 mm dalla radice (corrispondente all'incirca alla fine dell'alettone). Terminata la modifica, verificiamo come sempre che NON sia selezionata la casella "Check Panels on Exit" e diamo "OK". Fatto questo, generiamo la polare dell'aerodina con la procedura già seguita in precedenza e passiamo a esaminare i grafici. La curva della polare di velocità (fig. 23)

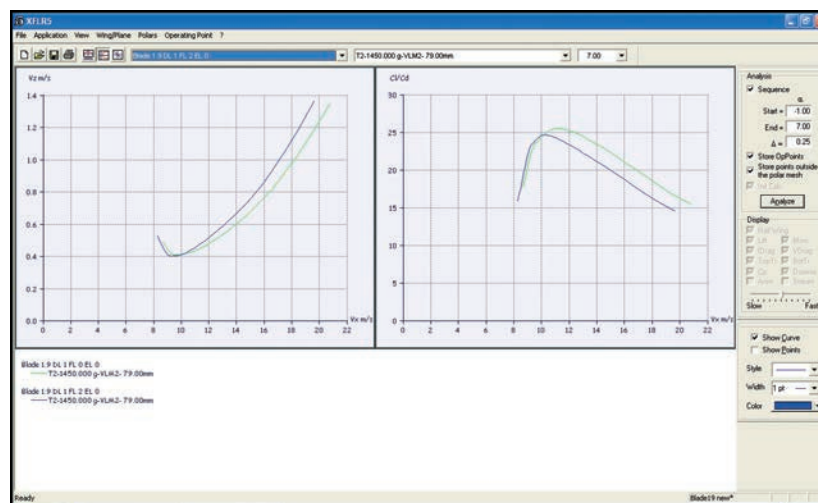
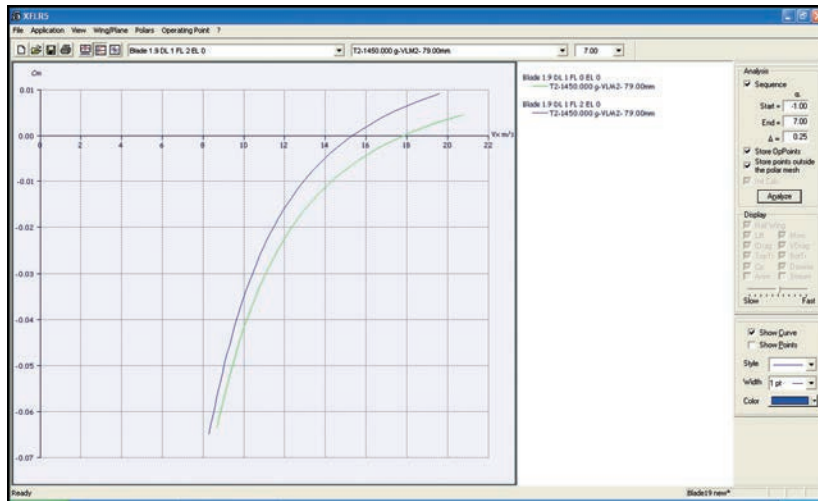
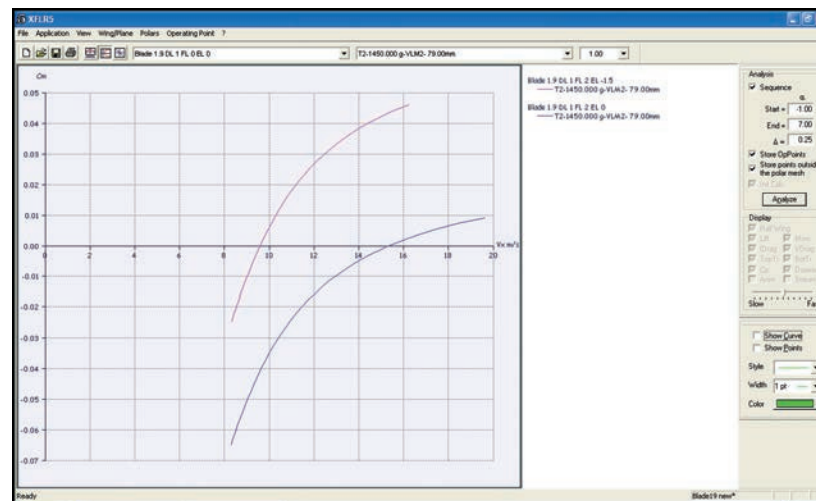


Figura 23



ci dice che l'uso di 2 gradi di flap produce una diminuzione quasi inavvertibile della velocità di minima caduta per velocità inferiori a 10 m/s, ma un peggioramento della velocità di caduta per velocità superiori. L'efficienza, peraltro, diminuisce in tutto il campo di velocità meno che in uno stretto arco compreso tra lo stallo e, nuovamente, 10 m/s. Il grafico CM/Vx (figura 24) ci dice però che la velocità a cui il modello vola con lo "spatolino" dell'elevatore a zero è circa 17 m/s, inferiore a quella che avevamo rilevato con il profilo neutro (era 19 m/s) ma ben maggiore dei 10 m/s a cui l'uso dei flap garantirebbe un certo margine di miglioramento. Che cosa possiamo dedurre da questo? Semplice: che "ingrassare" il profilo del Blade con l'uso di 2° di flap non è conveniente a meno che non si voglia rallentare il modello fino a 10 m/s. Dobbiamo farlo? Dipende. Si dice comunemente che il Blade non ama essere rallentato. Indubbiamente il Blade 1.9 non è un modello da F3J,

non è il volo alla minima velocità di caduta la sua specialità, ma ci possono essere casi in cui poter volare ad una caduta di 50 cm/s anziché di 70 cm/s fa la differenza tra atterrare in sicurezza e perdere il modello. In questo caso possiamo voler rallentare il modello, ma attenzione: volare alla minima caduta non è un esercizio divertente.



Ce lo dicono diversi indizi: prima di tutti la vicinanza del punto di minima discesa allo stallo. Se rallentiamo il Blade al di sotto di circa 9 m/s, stallerà. Se lo lasciamo andare significativamente più veloce della velocità di minima caduta, non avremo ottenuto quello che desideravamo. L'uso dei flap in positivo non fa che rendere più critica la cosa, perché rende la polare di velocità più "stretta" e "appuntita". Inoltre, se per rallentare il modello lo trimmiamo a cabrare, otteniamo anche un altro effetto: la dipendenza del momento di beccheggio dalla velocità diventerà più pronunciata, rendendo il modello più soggetto a "delfinare" e rendendo di conseguenza più difficile mantenere la velocità voluta. Possiamo verificare questo fatto costruendo un profilo NACA 0007 modificato in modo da avere -1,5° di "flap" al 75% della corda, e facendo simulare a XFLR5 un Blade che abbia questo profilo nella coda a V: otteniamo un grafico CM/Vx

Figura 24

Figura 25

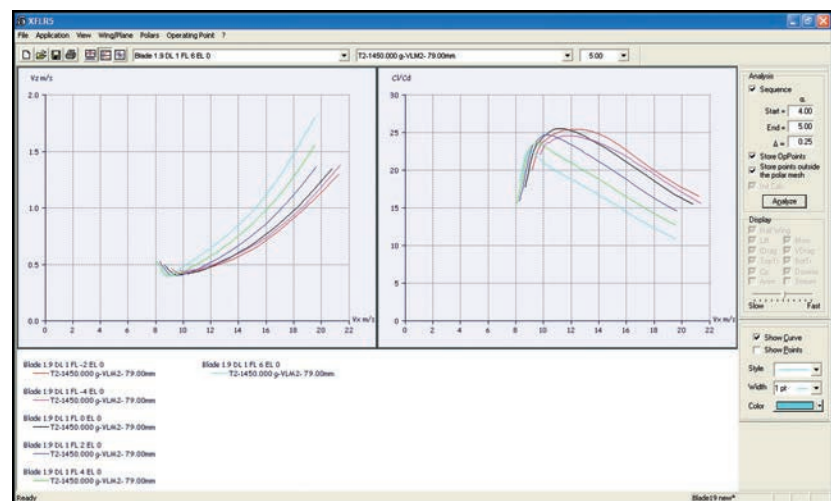


come quello che riporto in figura 25, in cui si vede che il modello vola ora bilanciato a 10 m/s ma la pendenza della curva del Blade "trimmato a cabrare" (curva magenta) al punto $CM=0$ è molto maggiore di quella associata al Blade "liscio" (curva blu) per $CM=0$. Questo ci dice che una variazione di velocità del 10%, rispetto alla velocità di trim, per il Blade "cabrato" produce un momento in beccheggio quasi tre volte maggiore di quella che avrebbe il Blade "liscio": possiamo aspettarci un delfinamento tre volte più forte. Naturalmente c'è un anche un modo per rendere il modello bilanciabile alla velocità di 10 m/s con gli spatolini a zero. Basta arretrare il baricentro. Se ricalcoliamo la polare del modello "liscio" con 2° di flap impostando il baricentro a 89 mm dal bordo di entrata troviamo che CM va a zero proprio a una velocità di 10 m/s. La pendenza della curva di colore magenta nel

quinto allegato ci dice che la reazione di auto-stabilizzazione del modello è meno forte, come ci aspettavamo: tuttavia volare con un modello così arretrato potrebbe risultare troppo critico e difficile, al punto da rendere inavvertibile qualunque beneficio (il modello può volare "secondo la polare" solo se non viene disturbato da comandi del

pilota, cosa che non si combina bene con un baricentro molto arretrato). Tutto ciò mi serve per dire che la migliore combinazione tra trim (o diedro longitudinale, se preferite) e posizione del centro di gravità è un compromesso, la cui ottimizzazione va ricercata in base alle proprie preferenze ma anche in base alle proprie capacità. Un modello arretrato è più sensibile all'elevatore e può essere trimmato per un ampio campo di velocità, ma richiede le mani di un pilota esperto e attento; un modello più avanzato "vuole" volare a una sola velocità, è adatto a un solo tipo di volo (veloce o lento a seconda di come lo avremo trimmato) ma perdona molto ai pollici del pilota. Se ci si dedica al volo competitivo, la tentazione di arretrare sempre di più per avere un modello adatto a diversi task e situazioni di volo si scontra presto o tardi con la difficoltà di pilotare il modello: fino ad un certo punto le prestazioni migliorano, oltre questo punto si

Figura 26



inizia a perdere. XFRL5, purtroppo, non ci aiuterà a individuare questo punto perché dipende interamente dalle caratteristiche del pilota.

Lo stesso metodo che abbiamo appena applicato può essere reiterato per una serie di diverse flappature, costruendo una famiglia completa di polari del modello. Se, integrando quanto già abbiamo fatto con altri gradi di flappatura (per esempio: $+6^\circ$, $+4^\circ$, -2° , -4° oltre all'ala "pulita" e ai $+2^\circ$ già visti), andiamo a studiare gli andamenti delle curve polari di velocità e del rapporto di planata, otteniamo i due grafici visibili nella figura 26.

Osservati con attenzione, questi grafici ci dicono alcune cose interessanti. Per esempio, che non c'è una regolazione che vada meglio di tutte le altre su tutto il campo di velocità possibili. Ma ci dicono anche una cosa meno ovvia, cioè che il concetto di "andare meglio" non è univoco: planare alla minima velocità di discesa possibile non è compatibile con il planare alla massima efficienza possibile; bisogna scegliere quale comportamento si desidera a seconda di ciò che vogliamo ottenere dal modello.

Compromessi e conclusioni

XFRL5 ci dice che il Blade raggiunge la massima efficienza (miglior rapporto di planata, cioè scendere il meno possibile per unità di distanza percorsa) volando a circa 11 m/s all'aria con l'ala "pulita", senza flap che ne modifichino il profilo; se invece vogliamo scendere il meno possibile per unità di tempo potremmo voler abbassare il bordo d'uscita di 4 gradi e volare a 9 m/s.

Abbiamo già osservato che il Blade è un modello da pendio fatto per andare veloce, e che pertanto nessuno lo farà volare in queste condizioni, soprattutto nell'aria turbolenta del pendio che renderebbe velleitario qualunque tentativo di distinguere tra volo stazionario a 11 m/s all'aria e a 9 m/s.

Proviamo però ad immaginare di volerlo portare ad una gara di durata in pianura, in aria calma: in questo caso le due situazioni di volo risultano più chiaramente distinte, ciascuna con un suo campo di applicazione: il volo alla massima efficienza per "scovare" la termica coprendo quanta più aria possibile a partire dalla quota di sgancio, il volo alla minima discesa quando le condizioni sono di piana totale, quando sappiamo che non ci sono termiche da trovare, o quando stiamo girando in una debole termica e vogliamo sfruttare ogni centimetro al secondo di salita; aggiungerei inoltre che se c'è vento o ci troviamo in discendenza è anche importante poter volare più veloci della velocità di massima efficienza. In questo caso è importante saper sfruttare quella che potremmo chiamare "polare estesa" del modello, in altre parole la curva che risulta dall'involuppo delle diverse polari corrispondenti alle diverse variazioni di profilo. E per farlo dobbiamo studiare l'andamento delle curve e saper combinare le possibilità teoriche alle nostre capacità di pilotaggio. Mi spiego: i grafici ci dicono che non c'è vantaggio, né in termini di velocità di discesa né in termini di efficienza, nel curvare il profilo verso l'alto per più di 2 gradi; questo dato potrà trovare immediata applicazione nel nostro programma



radio che, presumibilmente, dovrà prevedere una fase di volo veloce con 2° di flap e alettoni verso l'alto. Tuttavia la situazione non sembra essere così chiara se deflettiamo il bordo d'uscita verso il basso: il grafico lascia pensare che fino ad oltre 6° di deflessione si possa continuare a "limare" qualcosa in termini di velocità di discesa, ma le curve divengono sempre più strette ed appuntite e gli assetti di minima discesa sono sempre più vicini allo stallo. Ciascuno deve decidere quanto vicino al limite gli conviene andare, in base ai propri gusti e alla propria capacità di pilota; ricordo in ogni caso che per volare lenti

in volo orizzontale occorre anche dare trim a cabrare (o aumentare il diedro longitudinale, il che è equivalente) accettando un comportamento più deflinante, oppure arretrare il baricentro e avere un modello più sensibile. La distinzione tra "sensibile", "manovrabile", "critico" e "ingovernabile" dipende anche in questo caso, almeno in una certa misura, dalle capacità del pilota e dai suoi gusti. Personalmente ho scelto di non andare oltre i 2° verso il basso e ho programmato nella mia radio una fase di volo in questo senso. C'è anche un'altra possibilità, che consiste nell'uso del cosiddetto snap-flap, ovvero di quella miscelazione che flappa verso il basso l'ala quando si "tira" il cabra. Secondo me si tratta di una soluzione eccellente, e non solo per i modelli veloci da F3F in cui trova solitamente applicazione.

L'uso del comando a cabrare produce infatti un rallentamento del modello che ben si combina con un "ingrassamento" del profilo ottenuto usando i flap: insomma, si potrebbe pensare alla miscelazione snap-flap come ad un modo pseudo-automatico per selezionare, semplicemente usando il cabra per controllare la velocità del modello, anche la flappatura con la polare più adatta alla velocità che stiamo impostando. Regolare bene questa miscelazione non è però cosa che si possa fare a occhio al primo colpo, anche in questo caso potrà venirci in aiuto XFLR5 ma ci sarà richiesto di adoperare un occhio particolarmente critico e indagatore. Mi resta ancora da dire qualcosa in merito a quanto le simulazioni di XFLR5 siano conformi al reale comportamento dei modelli.

Per mia fortuna ho avuto la possibilità di provare una centralina di telemetria della Eagle Tree Systems, montandola purtroppo non sul Blade (fusoliera troppo stretta e ingombra) ma sul mio Stork da F3J. Dotata di una presa di pressione statica e di una presa di pressione dinamica collegata ad un tubo di Pitot, la centralina campiona per dieci volte al secondo l'altitudine e velocità all'aria durante il volo, e permette poi di rivedere il tutto sul personal computer. Ho avuto la piacevole sorpresa di scoprire che la velocità di minima caduta, assai importante per un F3J e da me ottenuta con numerose prove empiriche, risultava perfettamente compatibile con quanto era stato previsto dalla simulazione dello Stork con XFLR5. Anche gli angoli di flap ottimali per volo lento, veloce e traino sono risultati in accordo con le simulazioni. Un po' meno in accordo sono state le previsioni delle deflessioni da imporre agli spatolini della coda a V per ottenere gli assetti corrispondenti alle velocità di minima discesa e massima efficienza, ma in questo caso bisogna mettere in conto la precisione finita e forse insufficiente (mezzo grado) dell'incidenzimetro autocostruito che ho usato per rilevare l'angolo di diedro longitudinale. La morale è che i simulatori come XFLR5 sono strumenti potenti e certamente utili, a patto che si sappia "quali domande fare", che si sappia valutare l'applicabilità al mondo reale delle idee che nascono dalle simulazioni e che si tengano presenti i limiti sia del modello matematico semplificato del software sia della precisione delle nostre realizzazioni e dei nostri mezzi tecnici. ➔

*Tutte le foto
dell'articolo sono
di Stefano Bisio.*

