

## Capitolo 6

### *ANALISI DELL'ALA*

---

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

Le fasi di analisi preliminare, utili per la determinazione dei pesi e del punto di progetto del nuovo velivolo, hanno permesso di valutare alcuni parametri progettuali di fondamentale importanza quali il peso massimo al decollo, peso del combustibile, superficie ed apertura alare, i valori massimi del coefficiente di portanza nelle differenti configurazioni e la spinta massima al decollo. Il passo successivo nel percorso di progettazione preliminare consiste nella definizione delle caratteristiche geometriche, aerodinamiche e strutturali dell'ala, allo scopo di determinarne il contributo sulle curve polari aerodinamiche del velivolo completo.

Il programma DS06 è equipaggiato di un apposito modulo di calcolo denominato “*Wing Analysis*”, al quale è possibile accedere a partire dalla finestra del Menù Principale. Attraverso esso l'utente ha la possibilità di specificare la forma in pianta dell'ala, fornendo i necessari dati geometrici ed aerodinamici relativi ad un numero di sezioni da egli stesso stabilito. Una volta completata la fase di immissione delle informazioni, si ha la facoltà di scegliere il tipo di analisi da eseguire: sono infatti presenti all'interno del programma due approcci differenti, uno di tipo semiempirico ed un altro basato sulla esecuzione di applicazioni di calcolo esterne che implementano il metodo di Multhopp o un metodo *Vortex-Lattice* per la determinazione della distribuzione di carico lungo l'apertura alare.

## 6.2 - METODO DI VALUTAZIONE DELLE CARATTERISTICHE DELL'ALA E DESCRIZIONE DELLA MODULO PROGRAMMA DS06.

Il modulo del programma DS06 dedicato alla definizione delle caratteristiche dell'ala si presenta come in figura 6.1

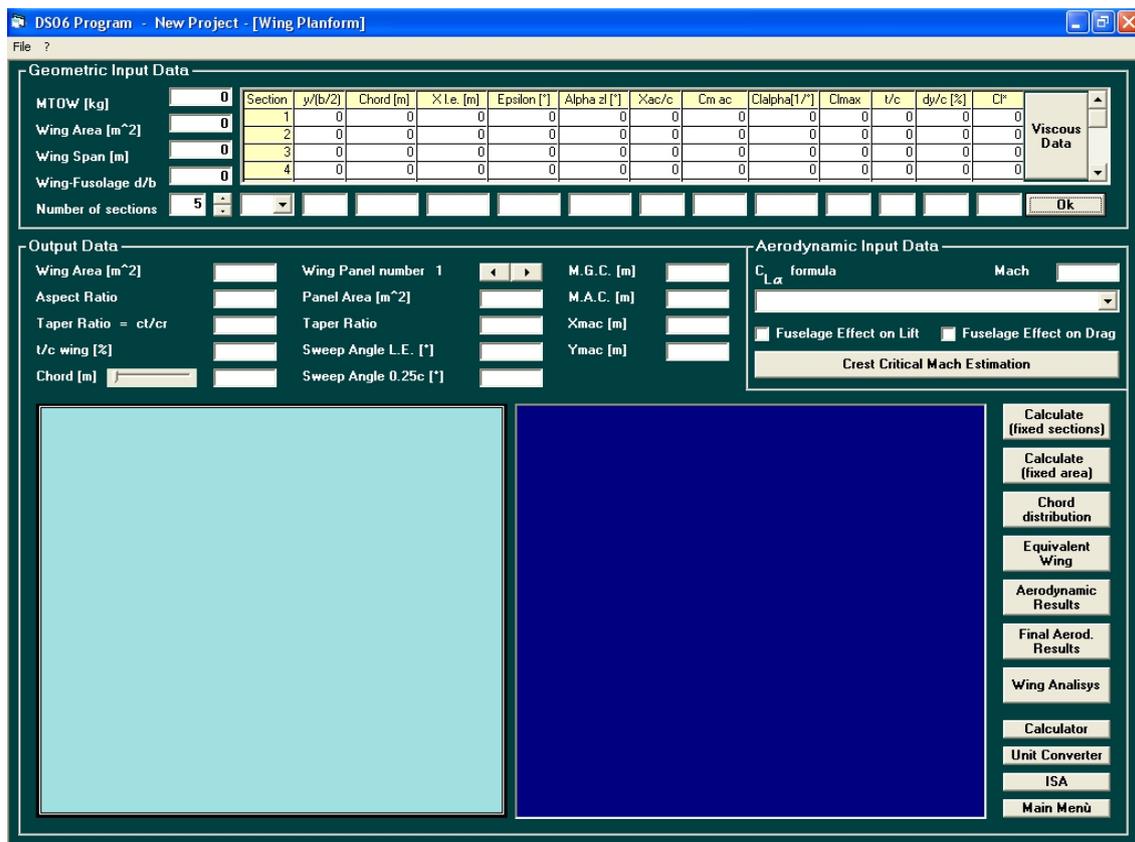


Figura 6. 1 – Schermata del modulo del programma DS06 per la definizione delle caratteristiche dell'ala.

### 6.2.1 - Immissione dei dati.

Nella parte alta della finestra è dislocata un'area appositamente creata per l'immissione dei dati utili alla definizione della forma in pianta dell'ala. L'utente può stabilire il numero di sezioni (almeno due) lungo la semiapertura alare in

corrispondenza delle quali andare a specificare le informazioni geometriche ed aerodinamiche richieste. Queste ultime si identificano nelle seguenti quantità:

1.  $\eta = 2y/b$  - stazione lungo la semiapertura alare;
2.  $c$  - corda del profilo;
3.  $x_{l.e.}$  - posizione longitudinale del bordo di attacco del profilo (si consideri un riferimento di due assi cartesiani ortogonali, con l'asse  $y$  diretto lungo l'apertura alare, l'asse  $x$  diretto da prua verso poppa nel piano di mezzeria del velivolo e con l'origine posta nello stesso piano ed all'altezza del bordo di attacco del profilo di radice);
4.  $\varepsilon$  - svergolamento geometrico ovvero angolo di inclinazione della corda rispetto alla corda del profilo di radice, computato positivamente verso il basso;
5.  $\alpha_{z.l.}$  - angolo di portanza nulla del profilo (comprensivo di segno);
6.  $x_{a.c.}/c$  - posizione del centro aerodinamico lungo la corda del profilo adimensionalizzata rispetto alla corda;
7.  $C_{ma.c.}$  - coefficiente di momento aerodinamico rispetto al centro aerodinamico del profilo;
8.  $C_{l\alpha}$  - coefficiente angolare della retta di portanza del profilo;
9.  $C_{l_{max}}$  - valore massimo del coefficiente di portanza del profilo;
10.  $t/c$  - rapporto tra lo spessore massimo del profilo e la sua corda (non espresso in % di  $c$ );
11.  $\Delta y/c$  - parametro descrittivo della forma del bordo di attacco del profilo (si veda la figura 6.2);
12.  $C_l^*$  - ultimo valore lineare del coefficiente di portanza del profilo;
13.  $C_{d0}$  - valore del coefficiente di resistenza del profilo in condizioni di portanza nulla;
14.  $C_{l_{id}}$  - valore del coefficiente di portanza ideale del profilo;
15.  $\Delta C_{l_{bag}}$  - semiampiezza della eventuale sacca laminare della polare del profilo;
16.  $k$  - pendenza della parte lineare della curva  $C_L^2 = f(C_D)$  relativa al profilo.

I dati appena elencati possono essere inseriti dapprima selezionando il numero della sezione alla quale essi fanno riferimento, quindi digitando le informazioni numeriche all'interno delle apposite caselle di testo (poste al di sotto della griglia contenente i dati di tutti i profili) ed infine premendo il pulsante "Ok". Una eccezione va fatta per le ultime quattro grandezze sopra riportate, le quali specificano le caratteristiche viscose dei profili e vanno digitate in un'apposita finestra della quale si parla nel corso delle pagine successive.

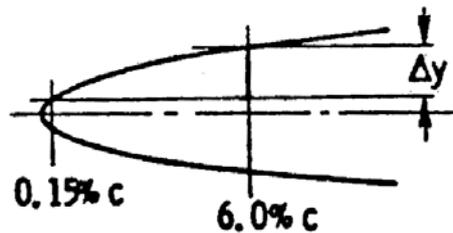


Figura 6. 2 – Schema per la definizione del  $\Delta y/c$  del profilo.

I valori del peso massimo al decollo, della superficie e della apertura alare vengono riportati automaticamente nelle rispettive caselle a partire dai risultati ottenuti nelle fasi precedenti del dimensionamento preliminare, lasciando comunque all'utente la facoltà di modificarli all'occorrenza.

Di ausilio significativo dal punto di vista progettuale può essere considerato il modulo di calcolo dei valori del numero di Mach critico inferiore e di divergenza della resistenza, a cui si accede mediante il pulsante "Crest Critical and Drag Divergence Mach Estimation". La tecnica adoperata per il compito delle suddette quantità coincide con quello descritto nel precedente capitolo nell'ambito della valutazione degli effetti di compressibilità sulle curve polari aerodinamiche.

Attraverso tale modulo, l'utente ha la possibilità di verificare l'aderenza delle caratteristiche dell'ala alle esigenze imposte dalla barriera di *buffet* e dalla condizione di stallo. Introducendo le necessarie informazioni circa la superficie alare, il peso del velivolo, la quota di volo, il valore del numero di Mach di volo, lo spessore massimo percentuale medio, l'angolo di freccia e la famiglia di profili da utilizzare per il calcolo, il programma DS06 è in grado di fornire in uscita, oltre ai risultati numerici per  $M_{cc}$  e  $M_{div}$ , un diagramma schematico in cui vengono visualizzati i risultati ottenuti mediante

la seguente procedura: fissato un valore del coefficiente di portanza  $C_L$ , si valuta il  $M_{cc}$  secondo la tecnica descritta in precedenza; in corrispondenza di quest'ultimo valore del numero di Mach si va a determinare il valore del massimo coefficiente di portanza secondo la regola di Prandtl e Glauert

$$C_{L_{\max M \neq 0}} = \frac{C_{L_{\max M=0}}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (6.1)$$

e, confrontando il  $C_{L_{\max M \neq 0}}$  ottenuto con il  $C_L$  iniziale, si stabilisce quale tra le condizioni di stallo e di *buffet* sia più critica: in particolare, se  $C_L > C_{L_{\max M \neq 0}}$ , la condizione critica è quella di stallo mentre, se  $C_L < C_{L_{\max M \neq 0}}$ , la condizione critica è quella di *buffet*. Sono, inoltre, presenti nel diagramma le curve di equilibrio relative a tre differenti valori della quota di volo specificati dall'utente.

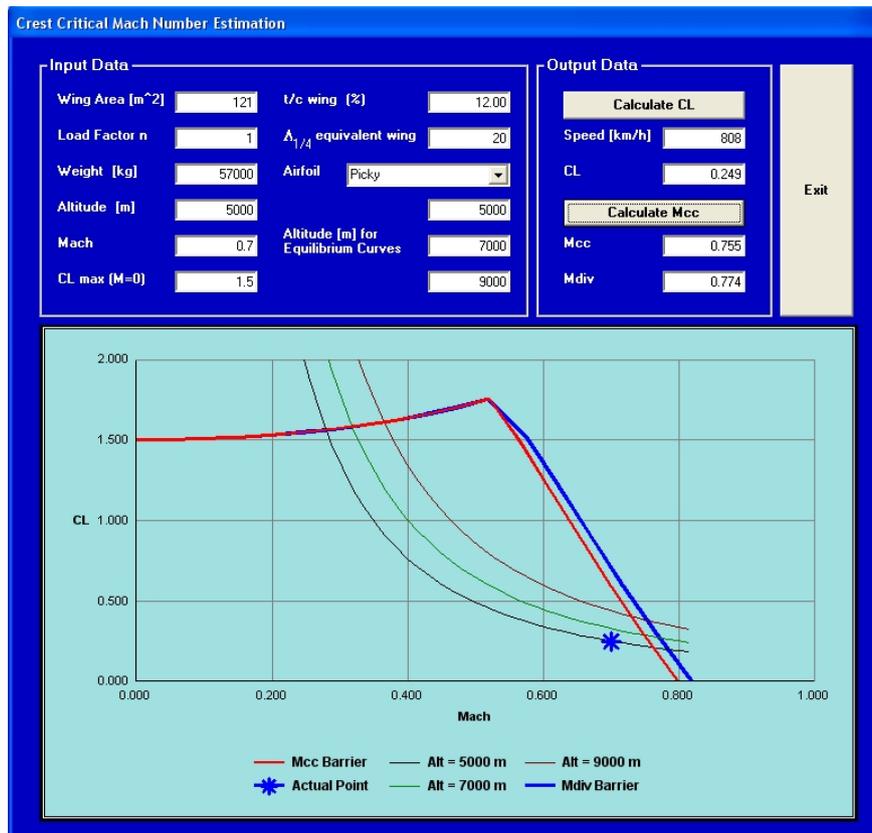


Figura 6.3 –Schermata del programma DS06 relativa al modulo di valutazione del  $M_{cc}$  e del

$M_{div}$ .

### 6.2.2 - Analisi semiempirica dell'ala.

L'analisi di tipo semiempirico relativa al comportamento dell'ala può essere eseguita secondo due modalità differenti. Una prima tecnica prevede l'effettuazione di tutti i calcoli necessari sulla base dell'apertura alare specificata e della forma in pianta definita dall'utente attraverso i dati immessi per le diverse sezioni: non si tiene, dunque, conto del valore della superficie alare immesso nella parte alta della schermata, bensì di quello calcolato sulla base dei dati relativi alle sezioni. La seconda tecnica, invece, prevede l'esecuzione dei calcoli necessari sulla base dell'apertura e della superficie alare specificate nonché dei dati delle diverse sezioni: in questo caso, è l'entità della corda di estremità ad essere computata e quindi modificata, avendo fissato il valore della superficie alare ed i dati relativi a tutte le altre sezioni.

Ad eccezione della definizione della geometria dell'ala sulla quale lavorare, i due metodi non presentano alcuna differenza in merito alle quantità calcolate ed alle tecniche adoperate per valutarle, e possono essere eseguiti premendo rispettivamente sui pulsanti "*Calculate (fixed sections)*" e "*Calculate (fixed area)*" che si trovano nella parte destra della schermata. Le modalità con cui vengono ottenuti i diversi risultati sono descritte di seguito.

**Superficie alare.** La superficie alare coincide con quella digitata dall'utente nel caso del metodo "*Calculate (fixed area)*", mentre viene determinata a partire dai dati delle sezioni nel caso del metodo "*Calculate (fixed sections)*". Essa rappresenta la superficie di riferimento per l'esecuzione di tutti gli altri calcoli.

**Allungamento alare.** L'allungamento alare viene calcolato come il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare specificata dall'utente e la superficie alare.

**Rapporto di rastremazione.** Il rapporto di rastremazione viene valutato come il rapporto tra la corda di estremità assegnata, nel caso del metodo "*Calculate (fixed area)*", o la corda di estremità calcolata, nel caso del metodo "*Calculate (fixed sections)*", e la corda di radice.

**Spessore massimo percentuale medio.** Tutte le grandezze specificate per i diversi profili vengono utilizzate per determinare le caratteristiche del profilo medio dell'ala. Queste ultime sono definite mediante l'individuazione delle aree di influenza dei profili, come mostrato nella figura seguente per il caso di un'ala per la quale siano state definite soltanto tre sezioni.

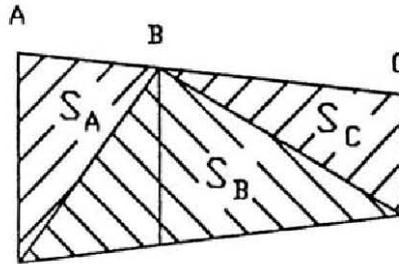


Figura 6. 4 – Schema di definizione delle aree di influenza dei profili su di un'ala finita

Note tali aree, infatti, è possibile ricavare i valori dei rispettivi coefficienti

$$K_i = \frac{2 \cdot S_i}{S} \quad (6.2)$$

utili per la definizione delle grandezze medie secondo la seguente relazione.

$$\bar{x} = x_1 \cdot K_1 + x_2 \cdot K_2 + \dots + x_n \cdot K_n \quad (6.3)$$

Lo spessore massimo percentuale medio dell'ala viene quindi calcolato con questo metodo, alla stregua di tutti gli altri parametri medi riferiti ai profili.

**Dati dei pannelli alari.** Si indica col nome di pannello alare la parte della superficie portante principale compresa tra due sezioni assegnate. Il programma DS06 produce in uscita i dati relativi alla superficie, al rapporto di rastremazione ed agli angoli di freccia del bordo di attacco e dei punti ad un quarto delle corde per i vari pannelli alari.

**Corda media geometrica.** La corda media geometrica è calcolata come il rapporto tra la superficie e l'apertura alare.

**Corda media aerodinamica e sua posizione.** La corda media aerodinamica e la sua posizione sulla semiala vengono computate secondo le definizioni canoniche.

$$\begin{aligned}
 MAC &= \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) \cdot dy \\
 x_{MAC} &= \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} x_{l.e.}(y) \cdot c(y) \cdot dy \\
 y_{MAC} &= \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} y \cdot c(y) \cdot dy
 \end{aligned} \tag{6.4}$$

**Ala equivalente.** A partire dai dati dell'ala reale, è sempre possibile definire un'ala equivalente di tipo "straight-taper", che abbia la stessa superficie, la stessa apertura alare e la stessa corda di estremità, ma differenti corda di radice ed angolo di freccia. In particolare, queste ultime due quantità possono definirsi tramite le relazioni seguenti suggerite dal Roskam.

$$\left\{ \begin{aligned}
 c_{root\ equiv} &= \frac{\frac{S_{net}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{root})} - 2 \cdot c_{tip}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{root})} \cdot 0.5 \cdot b \cdot \eta_{root} + \frac{S_{net}}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{root})} - c_{tip} \\
 S_{net} &= \sum_{i=1}^{n-1} [0.5 \cdot b \cdot (\eta_{i+1} - \eta_i) \cdot (c_{i+1} - c_i)] \\
 \Lambda_{LE\ equiv} &= atn \left[ \frac{b(x_{l.e.\ tip} - x_{l.e.\ root})(1 - \eta_{root}) - 0.5b \sum_{i=1}^{n-1} (x_{l.e.i} + x_{l.e.i+1} - 2 \cdot x_{l.e.\ root})(\eta_{i+1} - \eta_i)}{0.5 \cdot b \cdot (1 - \eta_{root})^2} \right]
 \end{aligned} \right. \tag{6.5}$$

Anche per l'ala equivalente così determinata possono estendersi le definizioni precedentemente date della corda media geometrica e della corda media aerodinamica.

**Ultimo valore lineare del coefficiente di portanza dell'ala**  $C_L^*$ . Si veda il discorso fatto in merito allo spessore massimo percentuale medio.

**Angolo di portanza nullo dell'ala.** L'  $\alpha_{z.l.}$  dell'ala finita viene calcolato attraverso un metodo proposto nel riferimento [1] e basato sull'utilizzo del grafico riportato nella figura seguente.

A partire dalla conoscenza degli angoli di portanza nulla e di svergolamento geometrico dei vari profili, è possibile determinare l'angolo che deve essere formato dalla corrente asintotica con la corda di radice affinché il profilo disposto alla stazione  $\eta$  espliciti una portanza nulla.

$$\alpha_{Cl=0}(\eta) = \alpha_{z.l.}(\eta) - \varepsilon(\eta) \quad (6.6)$$

Lo svergolamento aerodinamico della sezione  $\eta$  viene definito come l'inclinazione relativa tra la direzione di portanza nulla del profilo della sezione e quella del profilo di radice.

$$\varepsilon_a(\eta) = \alpha_{Cl=0}(\eta_{root}) - \alpha_{Cl=0}(\eta) \quad (6.7)$$

Imponendo l'uguaglianza

$$2 \cdot \int_0^1 \varepsilon_a(\eta) \cdot c(\eta) \cdot C_{l\alpha}(\eta) \cdot d\eta = \varepsilon_{a.e.} \cdot c(\eta_{ip}) \cdot \bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{2}, \quad (6.8)$$

si ricava lo svergolamento aerodinamico equivalente dell'ala

$$\varepsilon_{a.e.} = \frac{2 \cdot \int_0^1 \varepsilon_a(\eta) \cdot c(\eta) \cdot C_{l\alpha}(\eta) \cdot d\eta}{c(\eta_{ip}) \cdot \bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{2}}. \quad (6.9)$$

Infine, valutando, attraverso il diagramma riportato nella figura seguente, il fattore  $j$  in funzione del rapporto di rastremazione e l'allungamento alare dell'ala equivalente, si

giunge a ricavare il valore dell'angolo di portanza nulla dell'ala secondo la seguente formula.

$$\alpha_{z.l.} = \alpha_{Cl=0}(\eta_{root}) + j \cdot \varepsilon_{a.e.} \quad (6.10)$$

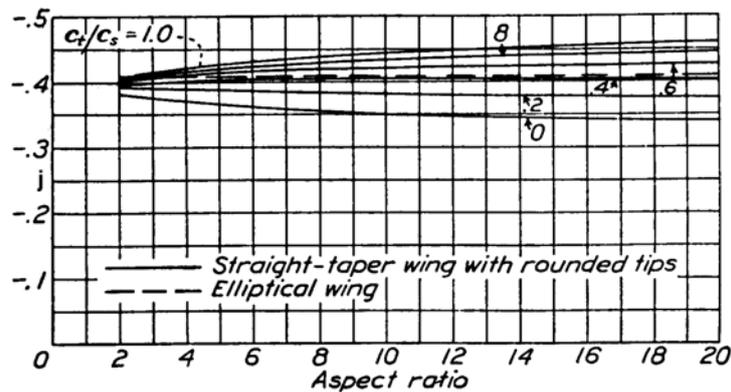


Figura 6. 5 – Diagramma utile per la determinazione del fattore j. [1]

**Valore massimo del coefficiente di portanza dell'ala.** Il  $C_{L_{max w}}$  viene calcolato in funzione dell'angolo di freccia dell'ala equivalente e dei valori medi di  $\Delta y/c$  e  $C_{l_{max}}$  relativi ai vari profili, attraverso il diagramma proposto nella figura seguente e valido a rigore soltanto per ali ad elevato rapporto di rastremazione, non svergolate, dotate di un unico tipo di profilo alare e per valori del numero di Mach inferiori a 0.2.

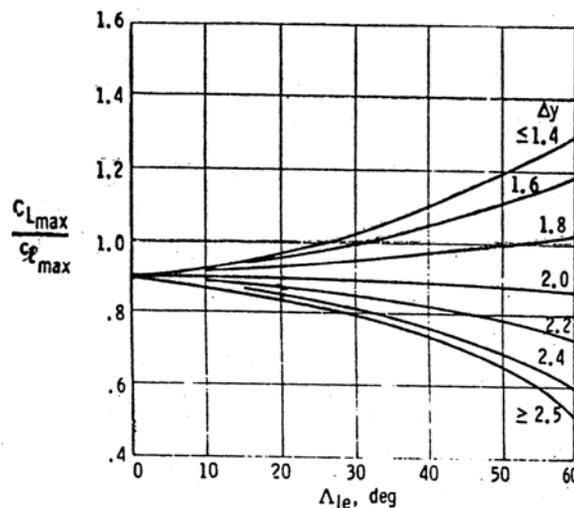


Figura 6. 6 – Diagramma utile per la determinazione del  $C_{L_{max w}}$ .

**Coefficiente angolare della retta di portanza dell'ala.** Il  $C_{L\alpha}$  dell'ala finita può essere determinato mediante una delle relazioni messe a disposizione dell'utente nel menù a tendina che si trova nella parte destra della schermata. Le formule connesse con le voci presenti all'interno del menù sono di seguito elencate. Il  $C_{L\alpha}$  è espresso sempre in [1/gradi].

Abbott: ala diritta, elevato  $AR$ , campo di moto incompressibile:

$$C_{L\alpha} = f_a \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \frac{b}{p}}{1 + \left[ \frac{57.3 \cdot \bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR \cdot \frac{p}{b}} \right]} \quad (6.11)$$

Roskam: ala a freccia, campo di moto compressibile e subsonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot AR^2 \cdot (1 - M^2)^2}{\bar{C}_{l\alpha}^2 \cdot (1 - M^2)^2} \cdot \left( 1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\frac{c}{2}}}{(1 - M^2)^2} \right)} + 4} \quad (6.12)$$

Anderson: ala diritta, elevato  $AR$ , campo di moto incompressibile:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{1 + \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{0.95 \cdot \pi \cdot AR}} \quad (6.13)$$

Anderson: ala diritta, elevato  $AR$ , campo di moto compressibile e subsonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\sqrt{1 - M^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{0.95 \cdot \pi \cdot AR}} \quad (6.14)$$

Anderson: ala diritta, elevato  $AR$ , campo di moto compressibile e supersonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{4}{\sqrt{1-M^2}} \quad (6.15)$$

Anderson: ala diritta, basso  $AR$ , campo di moto incompressibile:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\sqrt{1 + \left[ \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}} \quad (6.16)$$

Anderson: ala diritta, basso  $AR$ , campo di moto compressibile e subsonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\sqrt{1-M^2 + \left[ \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}} \quad (6.17)$$

Anderson: ala diritta, basso  $AR$ , campo di moto compressibile e supersonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{4}{\sqrt{1-M^2}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{2 \cdot AR \cdot \sqrt{M^2-1}} \right) \quad (6.18)$$

Anderson: ala a freccia, campo di moto incompressibile:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\sqrt{1 + \left[ \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR}} \quad (6.19)$$

Anderson: ala a freccia, campo di moto compressibile e subsonico:

$$C_{L\alpha} = \frac{1}{57.3} \cdot \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\sqrt{1-M^2 \cdot \cos^2 \Lambda_{\frac{c}{2}} + \left[ \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{\bar{C}_{l\alpha} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{2}}}{\pi \cdot AR}} \quad (6.20)$$

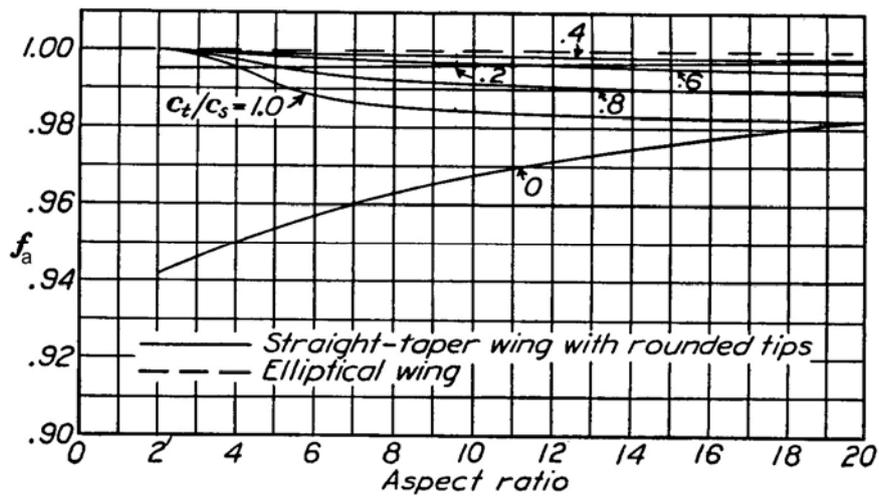


Figura 6. 7 – Diagramma utile per la determinazione del fattore  $f_a$ . [1]

**Angolo di attacco del massimo coefficiente di portanza alare.** Allo scopo di determinare  $\alpha_{CL_{max} W}$  viene sfruttata la seguente procedura: dapprima si valuta l'angolo di attacco al quale si ha il valore massimo del  $C_L$ , secondo l'andamento lineare della retta di portanza; quindi, si somma tale angolo al valore dell'incremento che si ricava dal diagramma riportato nella figura seguente e valido a rigore soltanto per ali ad elevato rapporto di rastremazione, non svergolate, dotate di un unico tipo di profilo alare e per valori del numero di Mach compresi tra 0.2. e 0.6.

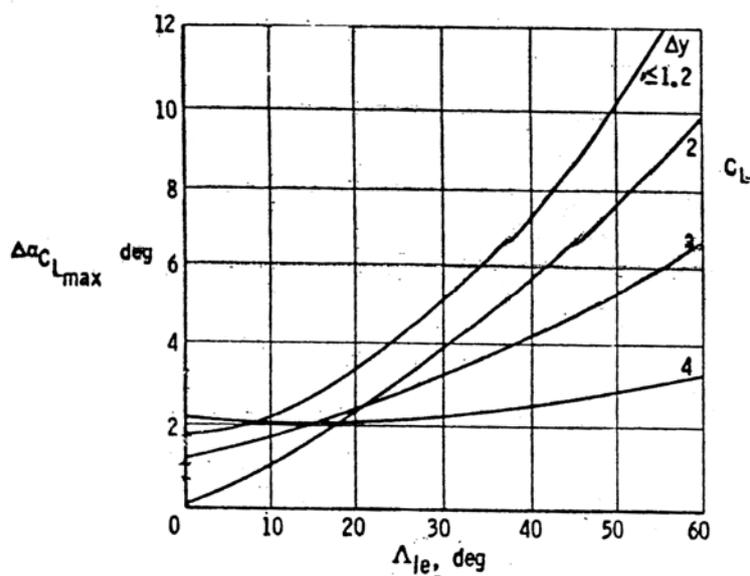


Figura 6. 8 – Diagramma utile per la determinazione dell'angolo  $\alpha_{CL_{max} W}$ .

**Angolo di attacco del  $C_L^*$ .** L'angolo  $\alpha_w^*$  viene determinato dividendo il valore del  $C_L^*$  per  $C_{L\alpha}$ .

**Curva di portanza dell'ala.** La funzione  $C_L = f(\alpha)$  viene ricavata dalla unione di due curve: la retta di portanza, da  $\alpha_{z.l.}$  ad  $\alpha_w^*$  ed una curva polinomiale di terzo grado, che si ottiene imponendo il passaggio per i punti  $(\alpha_w^*, C_L^*)$  e  $(\alpha_{CLmaxW}, C_{LmaxW})$  nonché le condizioni  $\frac{dC_L}{d\alpha}(\alpha_w^*) = C_{L\alpha}$  e  $\frac{dC_L}{d\alpha}(\alpha_{CLmaxW}) = 0$ .

Il programma DS06 fornisce all'utente anche l'opportunità di includere nel calcolo della curva di portanza l'effetto di interferenza dovuto alla presenza della fusoliera. Specificando il valore del rapporto tra il diametro della fusoliera e l'apertura alare, è possibile ricavare il coefficiente della retta di portanza dell'ala, opportunamente corretto, a partire dal diagramma riportato in figura 6.9.

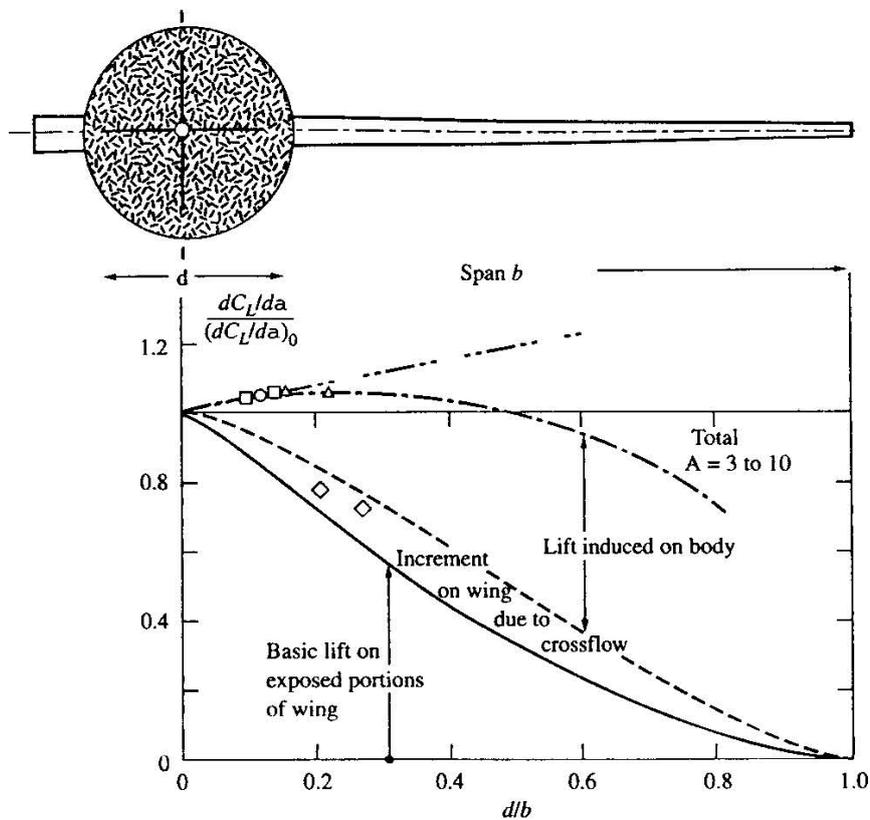


Figura 6.9 – Diagramma utile per la determinazione del coefficiente della retta di portanza dell'ala corretto per l'effetto di interferenza della fusoliera. [3]

**Curva della resistenza indotta dell'ala.** La funzione  $C_{Di} = f(\alpha)$  viene valutata attraverso la relazione proposta nel riferimento [1] e con l'ausilio dei diagrammi riportati nelle figure seguenti..

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot u} + C_L \cdot \varepsilon_{a.e.} \cdot \bar{C}_{l\alpha} + (\varepsilon_{a.e.} \cdot \bar{C}_{l\alpha})^2 \cdot w \quad (6.21)$$

Il programma DS06 fornisce all'utente anche l'opportunità di includere nel calcolo della curva di portanza l'effetto di interferenza dovuto alla presenza della fusoliera. Specificando il valore del rapporto tra il diametro della fusoliera e l'apertura alare, è possibile determinare il parametro  $s$  attraverso cui si va a correggere il primo termine della relazione 6.20.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot u \cdot s} + C_L \cdot \varepsilon_{a.e.} \cdot \bar{C}_{l\alpha} + (\varepsilon_{a.e.} \cdot \bar{C}_{l\alpha})^2 \cdot w \quad (6.22)$$

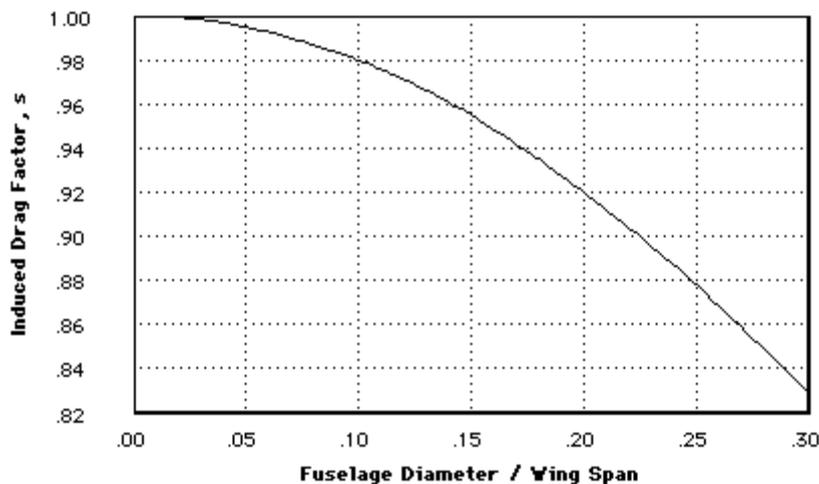


Figura 6.10 – Diagramma utile per la determinazione del fattore  $s$ . [28]

L'effetto di interferenza della fusoliera sui risultati aerodinamici (sia portanza che resistenza) può essere visualizzato graficamente premendo il pulsante “Final Aerodynamic Results” sul lato destro della schermata.

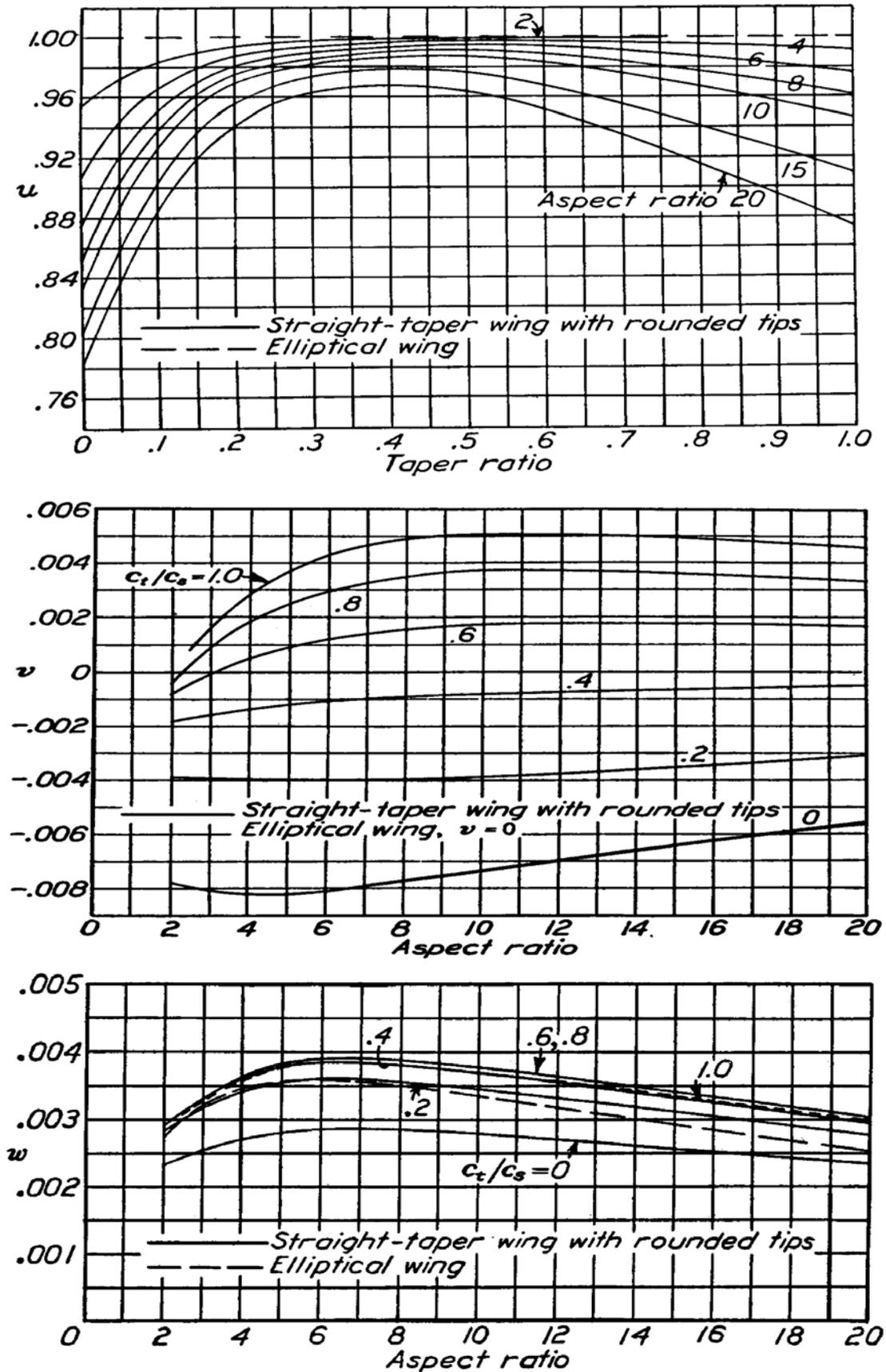
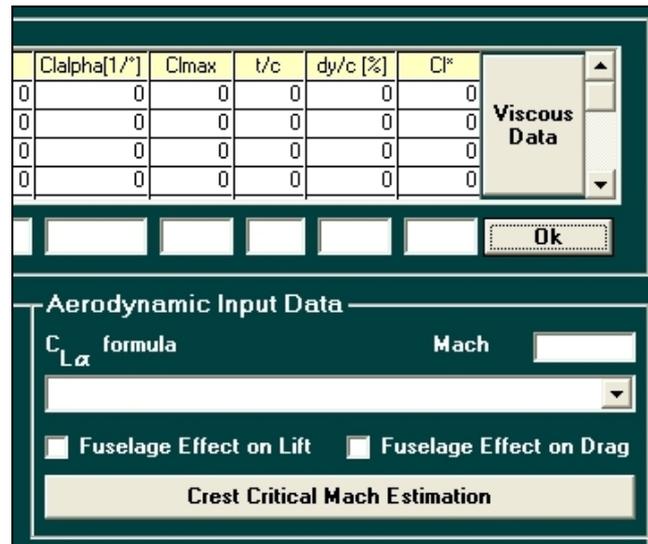


Figura 6. 11 - Diagrammi utili per la determinazione dei fattori  $u, v$  e  $w$ . [1]

**Calcolo della resistenza parassita dell'ala.** Le informazioni concernenti la resistenza viscosa dei singoli profili possono essere introdotte dall'utente nella apposita finestra, alla quale è possibile accedere dal pulsante “*Viscous Data*” presente sul lato destro della griglia dei dati.

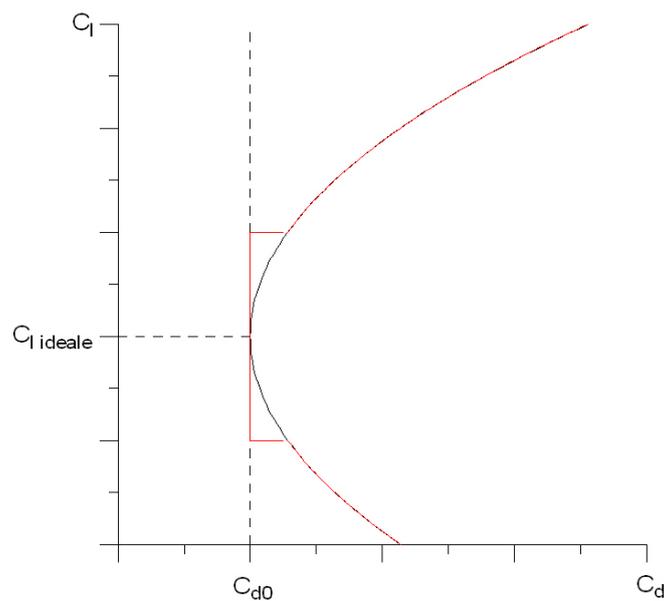


**Figura 6. 12 – Pulsante “*Viscous Data*” per l’accesso alla finestra di immissione dei dati relativi alla resistenza viscosa dei profili.**

Come annunciato nelle pagine iniziali del paragrafo, le grandezze che è necessario specificare per ciascuna sezione sono il coefficiente di resistenza minimo  $C_{d\min}$ , il coefficiente di portanza ideale  $C_{l\ id}$ , la semiampiezza della eventuale sacca laminare della curva polare  $\Delta C_{l\ bag}$  ed il fattore di resistenza  $k$ . La conoscenza dei parametri appena elencati permette di generare per ognuno dei profili una curva polare  $C_l = f(C_d)$  che ne simuli il comportamento aerodinamico con un grado di approssimazione comunque sufficiente per il tipo di analisi in corso di svolgimento. In particolare, nel caso dei profili di tipo convenzionale (ovvero privi di sacca laminare), la legge che descrive l’andamento del coefficiente di resistenza parassita in funzione del coefficiente di portanza è la seguente.

$$C_d = C_{d\min} + k \cdot \left( C_l - C_{l\ id} \right)^2 \quad (6.23)$$

Nel caso dei profili dotati di sacca laminare (ad esempio, i profili NACA della sesta serie laminare), la funzione  $C_l = f(C_d)$  può essere schematizzata come riportato in figura 6.13. Per valori del coefficiente di portanza compresi nella sacca laminare, il coefficiente di resistenza viene considerato costante e pari al  $C_{d\min}$ ; all'esterno della sacca laminare, invece, si riconsidera la legge (6.23) prima proposta per i profili di tipo convenzionale.



**Figura 6.13 – Esempio di schematizzazione della polare aerodinamica con sacca laminare.**

Una volta note le curve polari dei singoli profili, è possibile ricavare la polare aerodinamica del profilo medio con la tecnica delle aree di influenza e dei relativi coefficienti  $K_i = 2 \cdot S_i / S$  descritta per la determinazione dello spessore massimo percentuale medio: in corrispondenza di ogni valore del coefficiente di portanza compreso in un determinato intervallo, si valuta il coefficiente di resistenza di ciascun profilo e quindi il relativo valore medio attraverso la relazione seguente.

$$\overline{C_d}(C_l) = C_{d1} \cdot K_1 + C_{d2} \cdot K_2 + \dots + C_{dn} \cdot K_n \quad (6.24)$$

Il contributo parassita alla resistenza complessiva dell'ala, per un dato valore del coefficiente di portanza  $C_L$ , può essere infine ricavato a partire dalla polare aerodinamica del profilo medio, facendo l'ipotesi che il coefficiente di portanza bidimensionale lungo l'apertura alare sia costante ed uguale al  $C_L$  complessivo dell'ala. Si tratta, ovviamente, di una assunzione molto forte che conduce a risultati molto approssimati, ma che sposa perfettamente le esigenze di semplicità e rapidità di valutazione tipiche di una analisi preliminare di carattere semiempirico.

### 6.2.3 - Analisi dell'ala basata sull'utilizzo di codici di calcolo aerodinamico.

Un'analisi dell'ala di maggiore dettaglio e precisione può ottenersi attraverso l'utilizzo di codici di calcolo esterni, che siano utili per la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche di un'ala finita ed, in particolare, per la determinazione della distribuzione di carico lungo l'apertura alare.

Questa nuova fase di studio viene svolta nel programma DS06 per mezzo di una ulteriore finestra grafica, alla quale è possibile accedere con il pulsante "Wing Analysis" posizionato sul lato destro della schermata fino ad ora esaminata.

Le applicazioni di calcolo aerodinamico inglobate nel *software* sono due ed entrambe sono scritte nel linguaggio *Fortran*. La prima è basata sul metodo di Multhopp (teoria della linea portante di Prandtl) e fornisce risultati validi nell'ambito delle ipotesi di campo potenziale incompressibile, ali di grande allungamento e con angolo di freccia trascurabile, dotate di piccole variazioni di corda e svergolamento, nonché di profili sottili, poco ricurvi e posti a piccole incidenze. La seconda è basata su di un metodo del tipo *Vortex-Lattice*, e fornisce risultati validi anche per ali dotate di un angolo di freccia non trascurabile.

Anche in questo tipo di analisi è possibile tenere conto dell'effetto di interferenza prodotto dalla presenza della fusoliera: in questo caso, il computo delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala viene effettuato mediante l'esecuzione dei programmi sopra

menzionati e la successiva correzione dei risultati ottenuti per mezzo dei fattori illustrati nelle figure 6.9 e 6.10.

Il contributo della resistenza parassita al comportamento aerodinamico dell'ala è calcolato ancora una volta sulla base della polare aerodinamica del profilo medio descritta nelle pagine precedenti, ma rimuovendo l'ipotesi di una distribuzione  $C_l(\eta)$  costante lungo l'apertura alare. Nell'ambito di questa nuova analisi, infatti, la conoscenza della distribuzione di carico e quindi di  $C_l(\eta)$  ad una assegnata incidenza permette di calcolare il valore assunto dal coefficiente di resistenza di ciascun profilo lungo l'apertura alare. Il contributo viscoso alla resistenza complessiva dell'ala, in corrispondenza dell'angolo di attacco scelto, può essere quindi calcolato mediante l'integrale

$$C_{D \text{ visc}}(\alpha) = \frac{b}{S} \int_0^1 C_d(\eta) \cdot c(\eta) \cdot d\eta \quad (6.25)$$

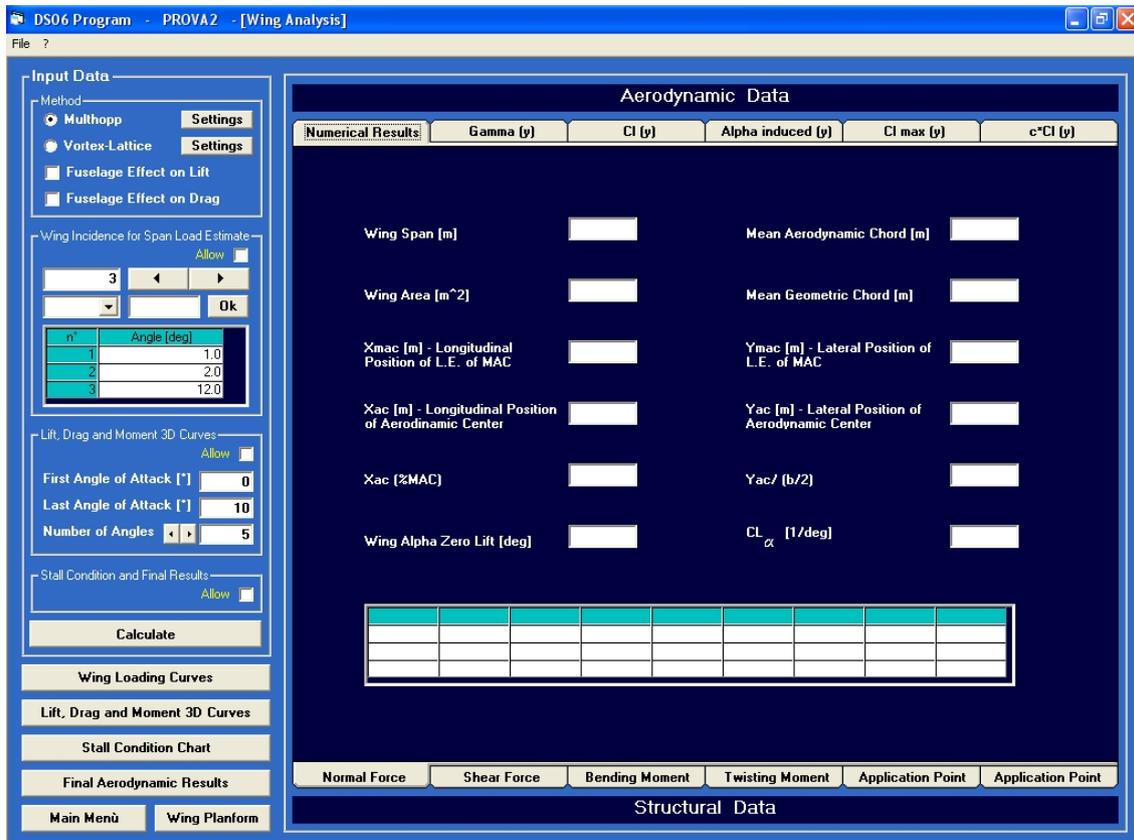


Figura 6.14 – Schermata del programma DS06 relativa alla analisi delle prestazioni aerodinamiche dell'ala mediante applicazioni di calcolo esterne.

**Distribuzione di carico per un assegnato valore dell'angolo di attacco.** Il programma DS06 è strutturato in maniera tale da sfruttare le applicazioni di calcolo esterne per ottenere il maggior numero di informazioni possibili sul funzionamento aerodinamico dell'ala. In primis, l'utente ha la possibilità di specificare da uno a tre valori dell'angolo di attacco per il calcolo e la visualizzazione della distribuzione del carico lungo l'apertura alare nonché dei risultati numerici relativi alla corda media geometrica, alla corda media aerodinamica, all'angolo di portanza nulla, al coefficiente della retta di portanza ed alla posizione del centro aerodinamico. Vengono forniti in uscita i diagrammi delle funzioni  $\gamma(\eta) = \frac{c(\eta) \cdot C_l(\eta)}{2 \cdot b}$ ,  $C_l(\eta)$ ,  $c \cdot C_l(\eta)$ ,  $\alpha_i(\eta)$  nonché di forza normale, taglio, momento flettente e momento torcente rispetto ad un centro di torsione fissato dall'utente. Si ricava, infine, un grafico che riporta la posizione del punto di applicazione della forza aerodinamica lungo l'apertura alare per i diversi angoli di attacco selezionati.

**Curve di portanza, resistenza e momento dell'ala finita.** La seconda modalità di utilizzo delle applicazioni incluse in DS06 consiste nel ricavare le curve dei coefficienti di portanza, resistenza indotta e momento rispetto al centro aerodinamico. L'utente può specificare gli estremi dell'intervallo di angoli di attacco nonché il numero di incidenze in corrispondenza delle quali effettuare l'esecuzione dei calcoli con l'ausilio dei suddetti programmi. I risultati, privi degli effetti dovuti alla fusoliera ed alla resistenza parassita, sono visualizzabili attraverso un *click* del *mouse* sul pulsante "*Lift, Drag and Moment 3D Curves*".

**Sentiero di stallo e curva di portanza priva degli effetti di interferenza dovuti alla fusoliera.** La ripetuta esecuzione del metodo di calcolo scelto permette la ricerca automatica dell'incidenza in corrispondenza della quale si verifica l'inizio del sentiero di stallo. Una volta individuato il valore del coefficiente di portanza dell'ala relativo alla condizione di tangenza delle curve  $C_l(\eta)$  e  $C_{l_{\max}}(\eta)$ , si passa alla costruzione della curva di portanza, assumendo che il  $C_{L_{\max W}}$  sia uguale al  $C_L$  di inizio del sentiero di

stallo ed implementando la stessa tecnica descritta nel caso dell'analisi di tipo semiempirico. I risultati, privi degli effetti dovuti alla fusoliera ed alla resistenza parassita, sono visualizzabili attraverso un *click* del *mouse* sul pulsante “*Stall Condition Chart*”.

**Risultati aerodinamici finali.** Infine, i risultati aerodinamici, che tengono conto anche degli effetti dovuti sia alla interferenza della fusoliera che alla resistenza parassita, diventano leggibili premendo sul pulsante “Final Aerodynamic Results”.

### 6.3 – ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO BIMOTORE AD ELICA.

Si supponga che l'ala del velivolo bimotore ad elica sia caratterizzata dai dati riportati nelle tabelle 6.1 e 6.2.

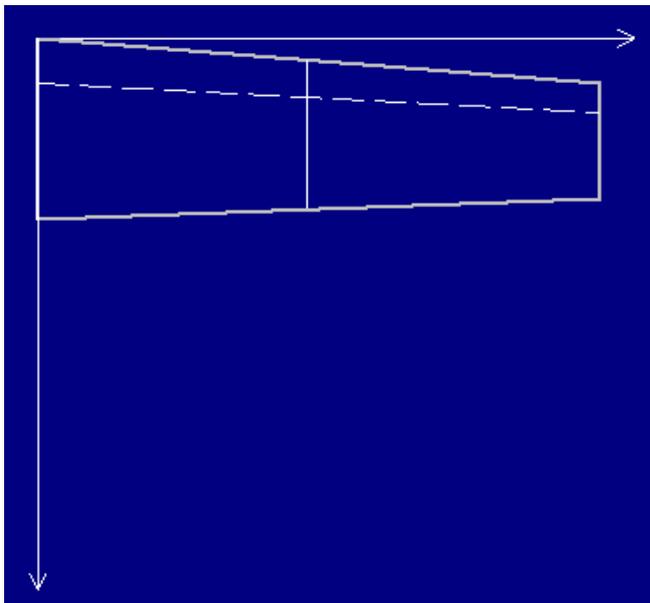
**Tabella 6. 1 – Dati geometrici dell'ala per il velivolo bimotore ad elica**

| Superficie [m <sup>2</sup> ] | Apertura | Allungamento | Rapporto d/b |
|------------------------------|----------|--------------|--------------|
| 20.0                         | 12.2     | 7.47         | 0.112        |

**Tabella 6. 2 – Dati geometrici ed aerodinamici delle sezioni dell'ala assegnate, per il velivolo bimotore ad elica.**

| y/b/2 | Corda[m] | X <sub>le</sub> [m] | Epsilon | Alphazl | X <sub>ac</sub> /c | C <sub>mac</sub> | C <sub>lalpha</sub> | C <sub>lmax</sub> | t/c   | dy   | Cl*  |
|-------|----------|---------------------|---------|---------|--------------------|------------------|---------------------|-------------------|-------|------|------|
| 0     | 2.00     | 0.00                | 0.00    | -2.00   | 0.250              | 0.0800           | 0.110               | 1.60              | 0.120 | 2.60 | 1.10 |
| 1     | 1.28     | 0.50                | 0.00    | -2.00   | 0.250              | -0.0800          | 0.110               | 1.60              | 0.120 | 2.60 | 1.10 |

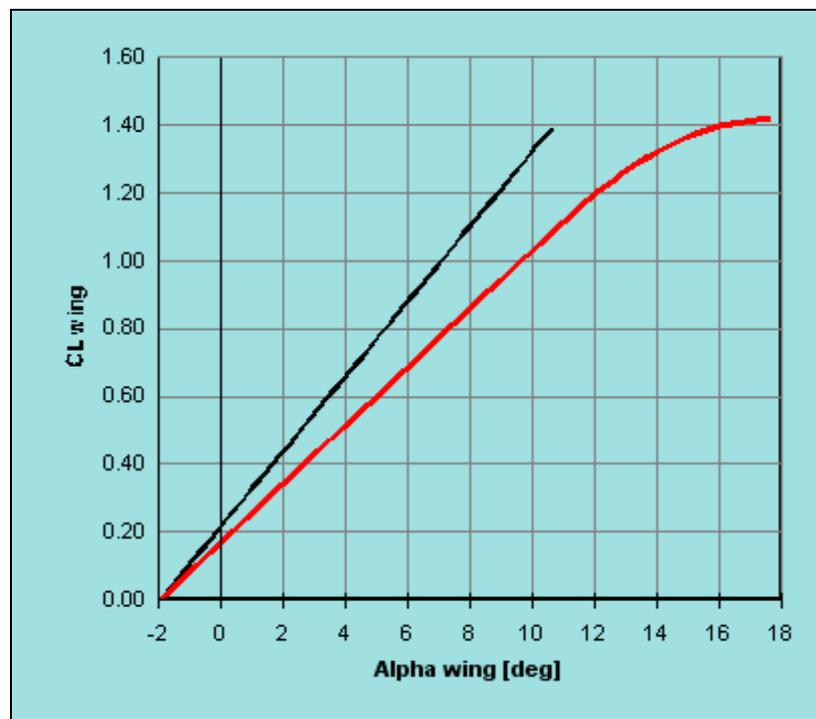
Si tratta di un'ala con forma in pianta rettangolare, non svergolata geometricamente e dotata di tutti i profili uguali. L'applicazione a questo caso delle tecniche di calcolo, descritte nel paragrafo precedente, produce i seguenti risultati.



**Figura 6. 15 – Forma in pianta dell'ala del velivolo bimotore ad elica.**

**Analisi dell'ala di tipo semiempirico, in assenza di effetti viscosi.****Tabella 6. 3 – Risultati della analisi di tipo semiempirico effettuata sull'ala del velivolo bimotore ad elica.**

| Ala reale                                       |        | Ala equivalente                       |       |
|---|--------|---------------------------------------|-------|
| Superficie alare [m <sup>2</sup> ]              | 20.0   | Superficie alare [m]                  | 20.0  |
| Allungamento alare                              | 7.47   | Allungamento alare                    | 7.47  |
| Rapporto di rastremazione                       | 0.630  | Apertura alare [m]                    | 12.2  |
| Spessore massimo percentuale medio              | 12.0   | Corda di radice [m]                   | 2.00  |
| Corda media geometrica [m]                      | 1.64   | Corda di estremità [m]                | 1.28  |
| Corda media aerodinamica [m]                    | 1.66   | Rapporto di rastremazione             | 0.630 |
| X <sub>mac</sub> [m]                            | 0.240  | Angolo di freccia dei punti a c/4 [°] | 3.00  |
| Y <sub>mac</sub> [m]                            | 2.85   | Angolo di freccia del L.E. [°]        | 4.70  |
| Angolo di portanza nulla dell'ala [°]           | -2.00  | Corda media geometrica [m]            | 1.64  |
| CL*   | 1.10   | Corda media aerodinamica [m]          | 1.66  |
| CL max  | 1.44   | X <sub>mac</sub> [m]                  | 0.240 |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°]                       | 0.0850 | Y <sub>mac</sub> [m]                  | 2.85  |
| alpha CL max [°]                                | 17.7   |                                       |       |
| alpha* [°]                                      | 10.9   |                                       |       |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°] con effetto fusoliera | 0.0890 |                                       |       |
| alpha CL max [°] con effetto fusoliera          | 16.9   |                                       |       |
| alpha* [°] con effetto fusoliera                | 10.3   |                                       |       |

**Figura 6. 16 – Diagramma della retta di portanza del profilo medio (linea nera) e della curva di portanza dell'ala (colore rosso) del velivolo bimotore ad elica, calcolata con il metodo semiempirico.**

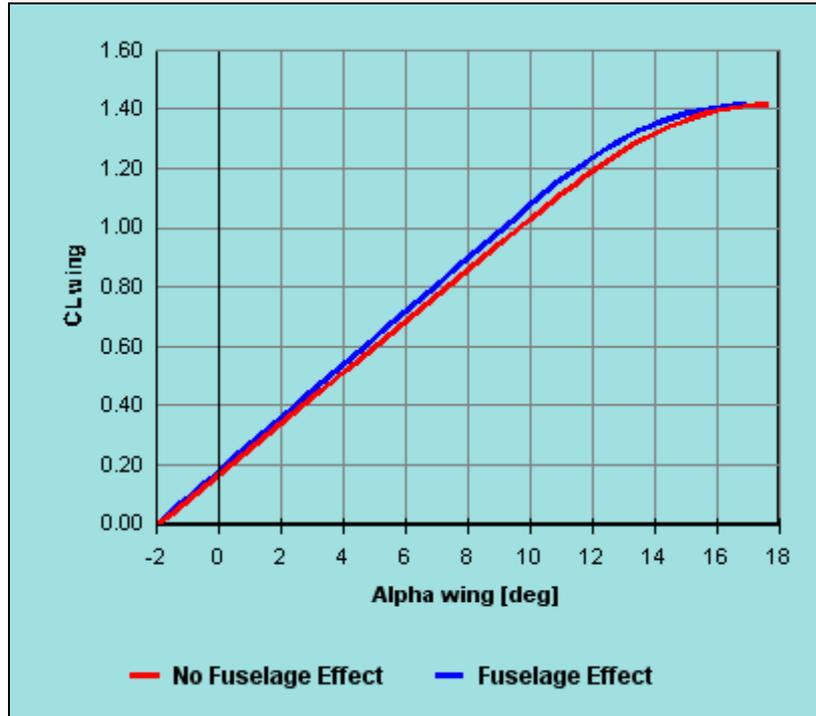


Figura 6. 17 – Curve di portanza dell’ala del velivolo bimotore ad elica con effetto fusoliera (linea blu) e senza effetto fusoliera (linea rossa), calcolate con il metodo semiempirico.

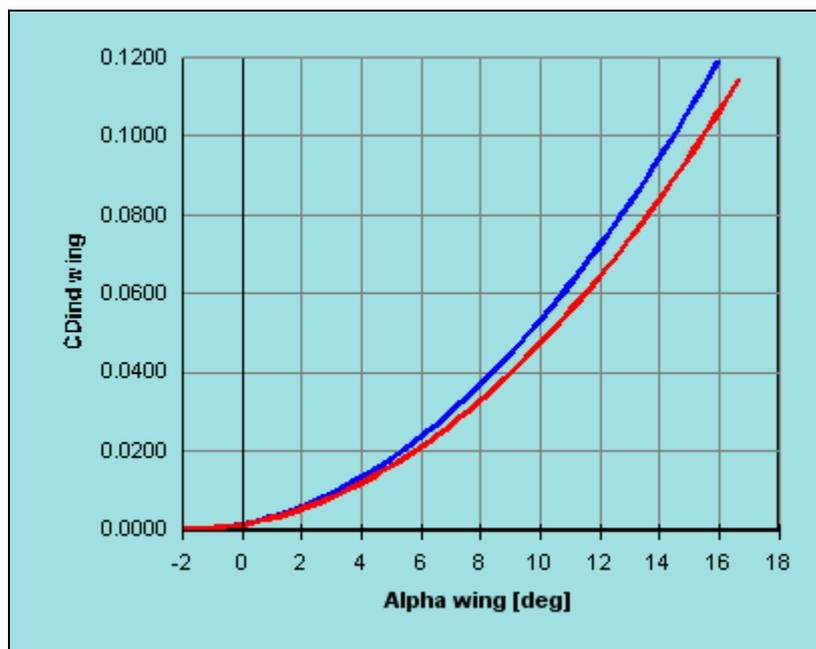
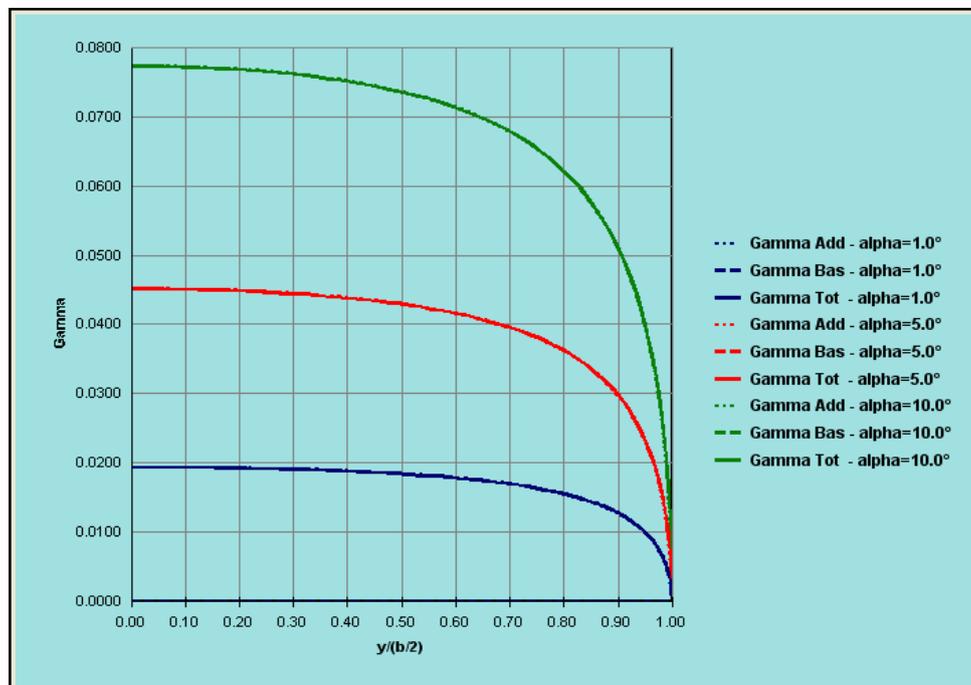


Figura 6. 18 – Curve di resistenza indotta dell’ala del velivolo bimotore ad elica con effetto fusoliera (linea blu) e senza effetto fusoliera (linea rossa), calcolate con il metodo semiempirico.

**Analisi dell'ala basata sul metodo di Multhopp, in assenza di effetti viscosi.****Tabella 6. 4 - Risultati della analisi effettuata sull'ala del velivolo bimotore ad elica con il metodo di Multhopp.**

| Ala reale   |        |
|---|--------|
| Superficie alare [m <sup>2</sup> ]                  | 20.0   |
| Allungamento alare                                  | 7.47   |
| Rapporto di rastremazione                           | 0.630  |
| Spessore massimo percentuale medio                  | 12.0   |
| Corda media geometrica [m]                          | 1.64   |
| Corda media aerodinamica [m]                        | 1.66   |
| X <sub>mac</sub> [m]                                | 0.240  |
| Y <sub>mac</sub> [m]                                | 2.85   |
| Posizione longitudinale del centro aerodinamico [m] | 0.640  |
| Posizione laterale del centro aerodinamico [m]      | 2.69   |
| Angolo di portanza nulla dell'ala [°]               | -2.00  |
| CL*   | 1.10   |
| CL max  | 1.50   |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°]                           | 0.0850 |
| alpha CL max [°]                                    | 18.8   |
| alpha* [°]  | 11.0   |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°] con effetto fusoliera     | 0.0890 |
| alpha CL max [°] con effetto fusoliera              | 18.0   |
| alpha* [°] con effetto fusoliera                    | 10.4   |

**Figura 6. 19 – Distribuzione di carico lungo l'apertura alare, in corrispondenza delle incidenze 1.0°, 5.0° e 10°. Diagramma ottenuto col metodo di Multhopp applicato al caso del velivolo bimotore ad elica**

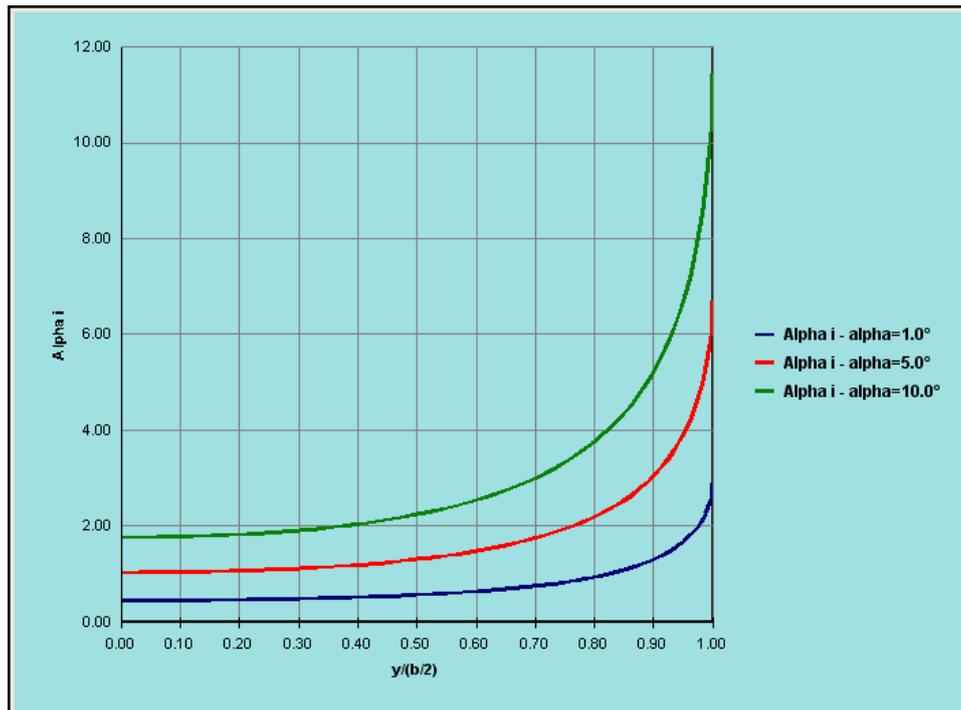


Figura 6. 20 – Angolo di attacco indotto lungo la semiapertura alare, in corrispondenza delle incidenze  $1.0^\circ$ ,  $5.0^\circ$  e  $10^\circ$ . Diagramma ottenuto col metodo di Multhopp applicato al caso del velivolo bimotore ad elica

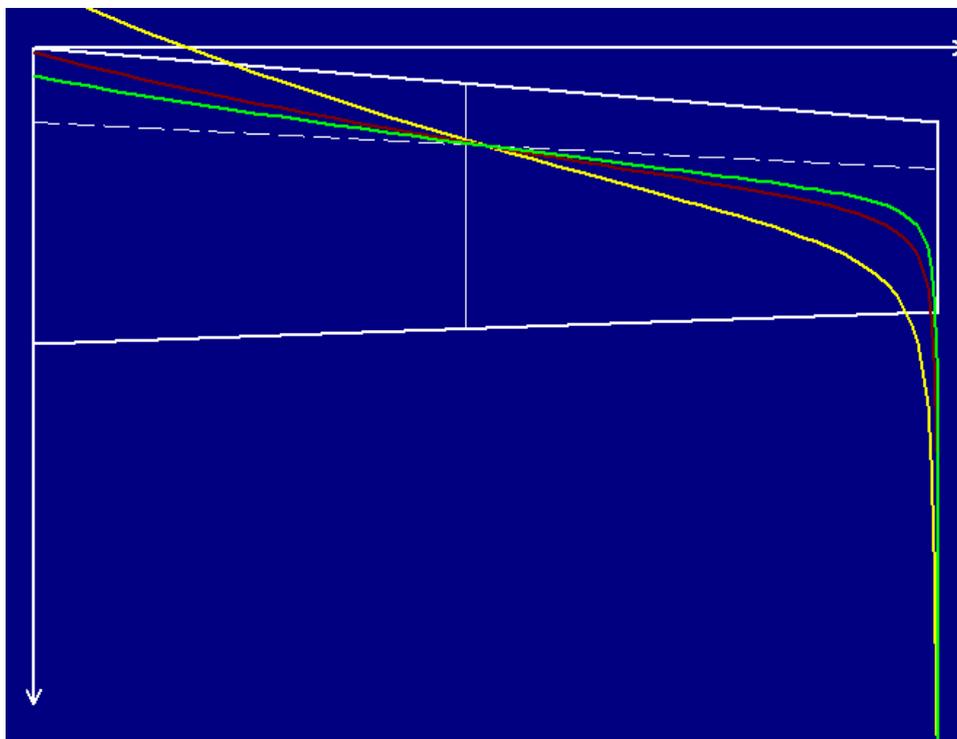
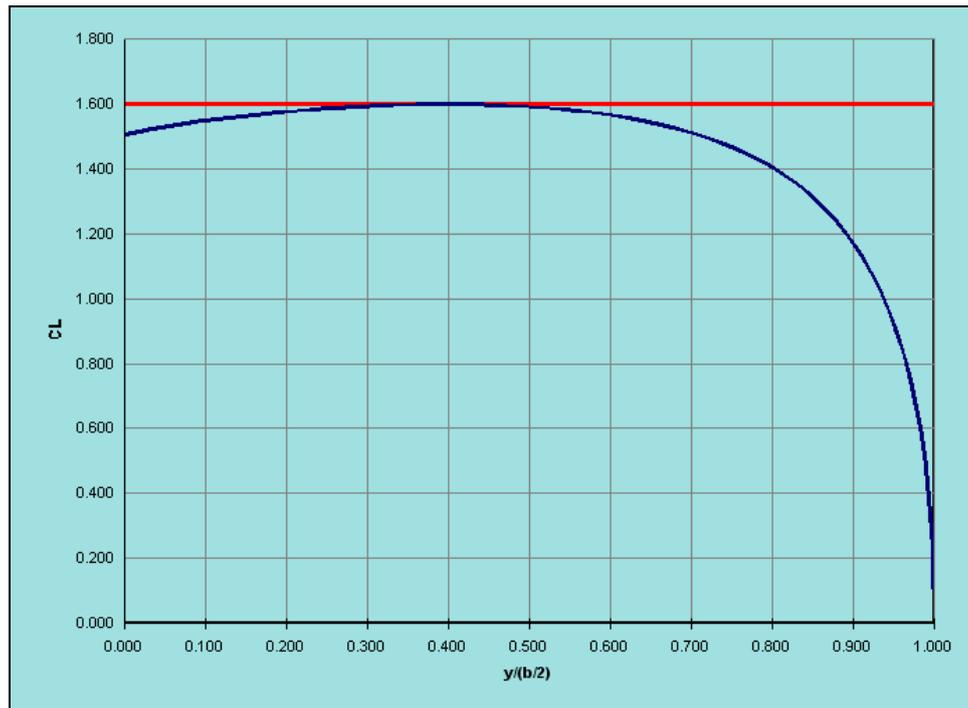


Figura 6. 21 – Posizione del punto di applicazione della forza aerodinamica lungo l'apertura alare, calcolata alle incidenze  $1.0^\circ$  (linea gialla),  $5.0^\circ$  (linea rossa) e  $10^\circ$  (linea verde). Diagramma ottenuto col metodo di Multhopp applicato al caso del velivolo bimotore ad elica



**Figura 6. 22 – Distribuzione del coefficiente di portanza lungo l'apertura alare in corrispondenza dell'inizio del sentiero di stallo:  $\alpha = 10.6^\circ$ . Diagramma calcolato con il metodo di Multhopp applicato al caso del velivolo bimotore ad elica.**

### 6.4 – ESEMPIO APPLICATIVO: VELIVOLO DA TRASPORTO A GETTO.

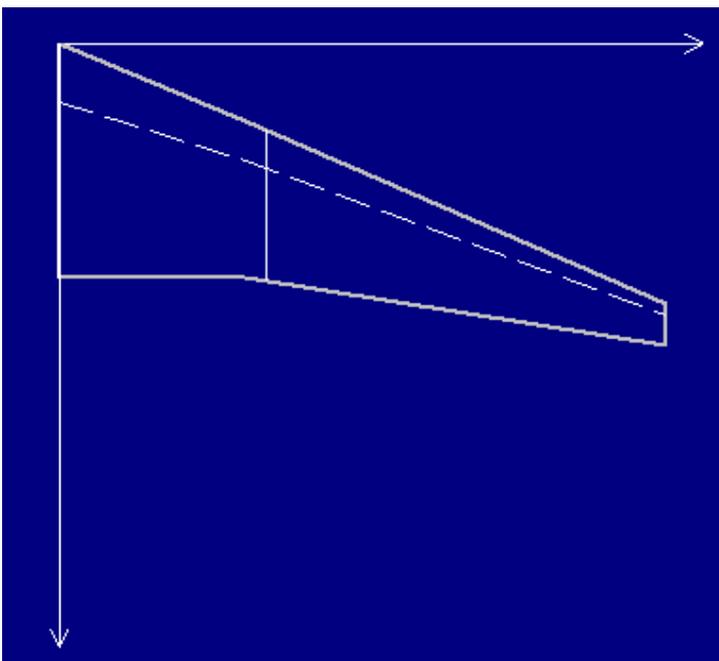
Si supponga che l'ala del velivolo da trasporto a getto sia caratterizzata dai dati riportati nelle tabelle 6.5 e 6.6. La forma in pianta dell'ala è riportata nella figura seguente; si tratta di un'ala svergolata geometricamente e dotata di profili differenti lungo l'apertura alare.

**Tabella 6. 5 – Dati geometrici dell'ala per il velivolo da trasporto a getto.**

| Superficie [m <sup>2</sup> ] | Apertura | Allungamento | Rapporto d/b |
|------------------------------|----------|--------------|--------------|
| 102                          | 31.0     | 9.40         | 0.108        |

**Tabella 6. 6 – Dati geometrici ed aerodinamici delle sezioni dell'ala assegnate, per il velivolo da trasporto a getto.**

| y/b/2 | Chord[m] | X <sub>le</sub> [m] | Epsilon | Alphazl | X <sub>ac</sub> /c | C <sub>mac</sub> | C <sub>lalpha</sub> | C <sub>lmax</sub> | t/c   | dy   | Cl*  |
|-------|----------|---------------------|---------|---------|--------------------|------------------|---------------------|-------------------|-------|------|------|
| 0     | 6.00     | 0.00                | 0.00    | -1.50   | 0.250              | -0.0400          | 0.110               | 1.70              | 0.150 | 2.70 | 1.10 |
| 0.31  | 4.00     | 2.00                | 3.00    | -1.50   | 0.250              | -0.0400          | 0.100               | 1.50              | 0.120 | 2.50 | 1.00 |
| 1.00  | 1.07     | 6.70                | 4.00    | -1.00   | 0.250              | -0.0400          | 0.100               | 1.40              | 0.100 | 2.00 | 1.00 |



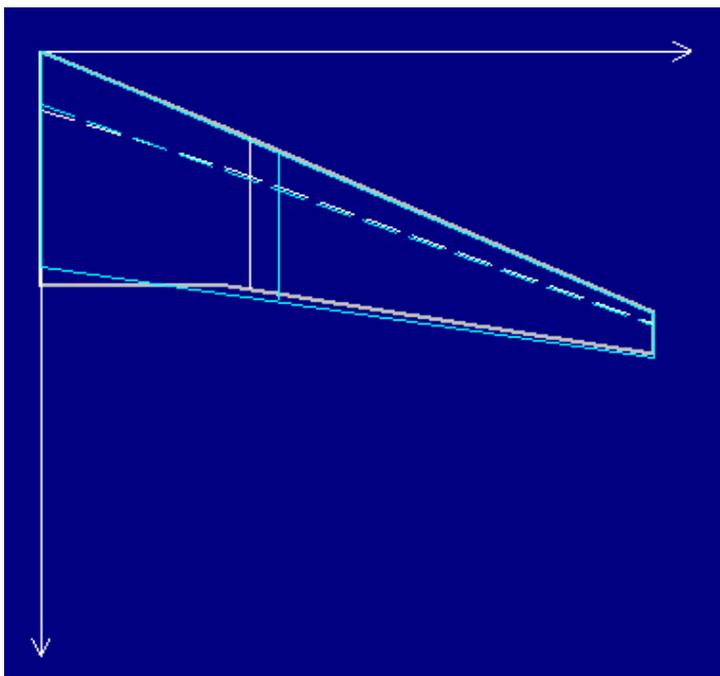
**Figura 6. 23 – Forma in pianta dell'ala del velivolo da trasporto a getto.**

L'applicazione a questo caso delle tecniche di calcolo, descritte nel paragrafo precedente, produce i seguenti risultati.

**Analisi dell'ala di tipo semiempirico, in assenza di effetti viscosi.**

**Tabella 6.7 – Risultati della analisi di tipo semiempirico effettuata sull'ala del velivolo da trasporto a getto.**

| Ala reale   |        | Ala equivalente                       |       |
|---|--------|---------------------------------------|-------|
| Superficie alare [m <sup>2</sup> ]                | 102    | Superficie alare [m]                  | 102   |
| Allungamento alare                                | 9.40   | Allungamento alare                    | 9.40  |
| Rapporto di rastremazione                         | 0.178  | Apertura alare [m]                    | 31.0  |
| Spessore massimo percentuale medio                | 12.7   | Corda di radice [m]                   | 5.51  |
| Corda media geometrica [m]                        | 3.29   | Corda di estremità [m]                | 1.07  |
| Corda media aerodinamica [m]                      | 3.86   | Rapporto di rastremazione             | 0.190 |
| X <sub>mac</sub> [m]                              | 2.22   | Angolo di freccia dei punti a c/4 [°] | 20.0  |
| Y <sub>mac</sub> [m]                              | 5.27   | Angolo di freccia del L.E. [°]        | 23.6  |
| Angolo di portanza nulla dell'ala [°]             | -4.70  | Corda media geometrica [m]            | 3.29  |
| CL*   | 1.03   | Corda media aerodinamica [m]          | 3.79  |
| CL <sub>max</sub>                                 | 1.28   | X <sub>mac</sub> [m]                  | 2.57  |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°]                         | 0.0820 | Y <sub>mac</sub> [m]                  | 6.02  |
| alpha CL <sub>max</sub> [°]                       | 18.6   |                                       |       |
| alpha* [°]  | 7.90   |                                       |       |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°] con effetto fusoliera   | 0.0850 |                                       |       |
| alpha CL <sub>max</sub> [°] con effetto fusoliera | 17.9   |                                       |       |
| alpha* [°] con effetto fusoliera                  | 7.30   |                                       |       |



**Figura 6.24 – Forma in pianta dell'ala reale (in bianco) e dell'ala equivalente (in azzurro).**

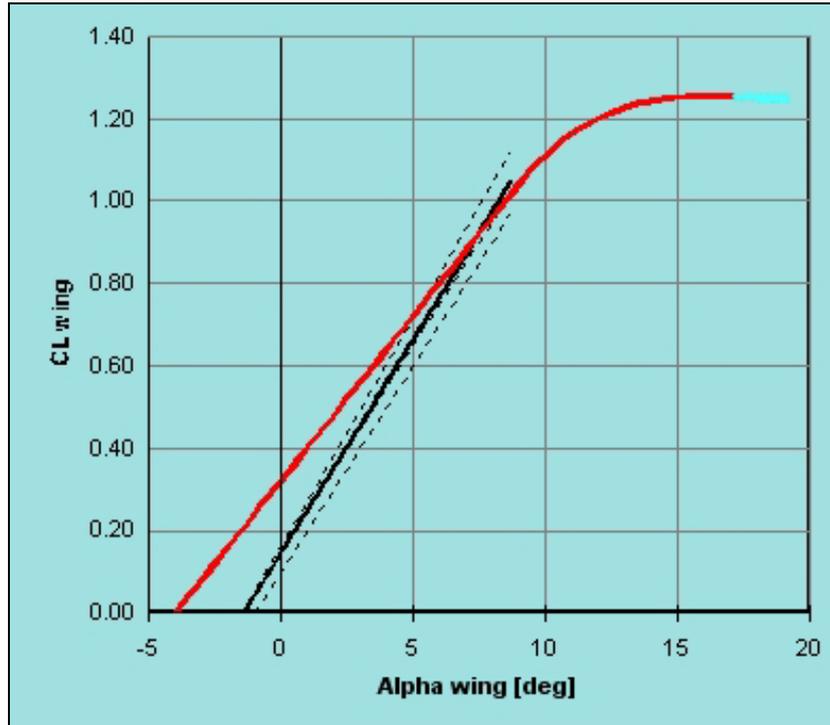


Figura 6. 25 - - Rette di portanza del profilo medio (linea nera continua) e dei profili assegnati (linee nere tratteggiate). Curva di portanza dell'ala (colore rosso). Diagramma ottenuto mediante l'analisi semiempirica applicata al caso del velivolo da trasporto a getto.

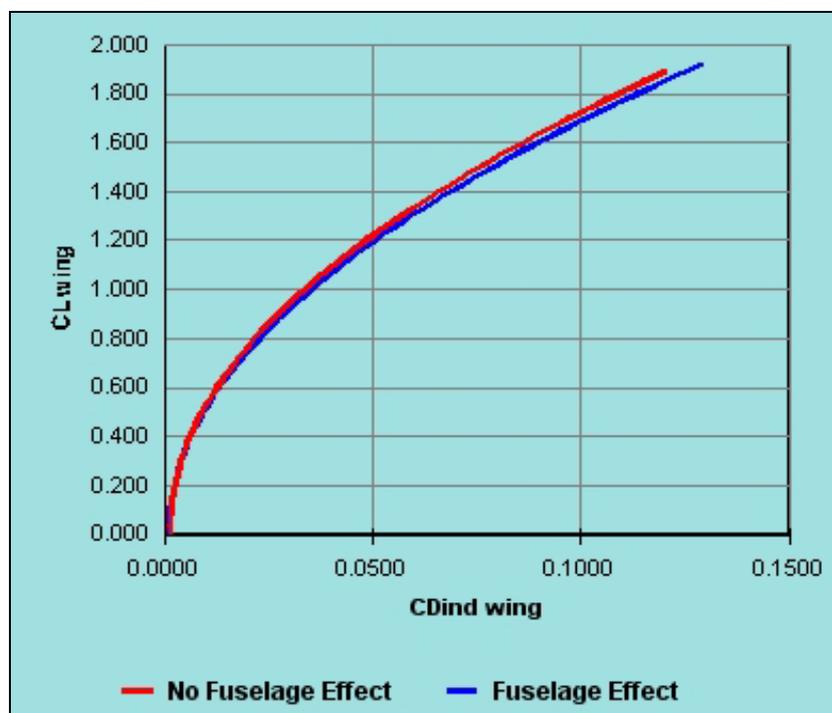
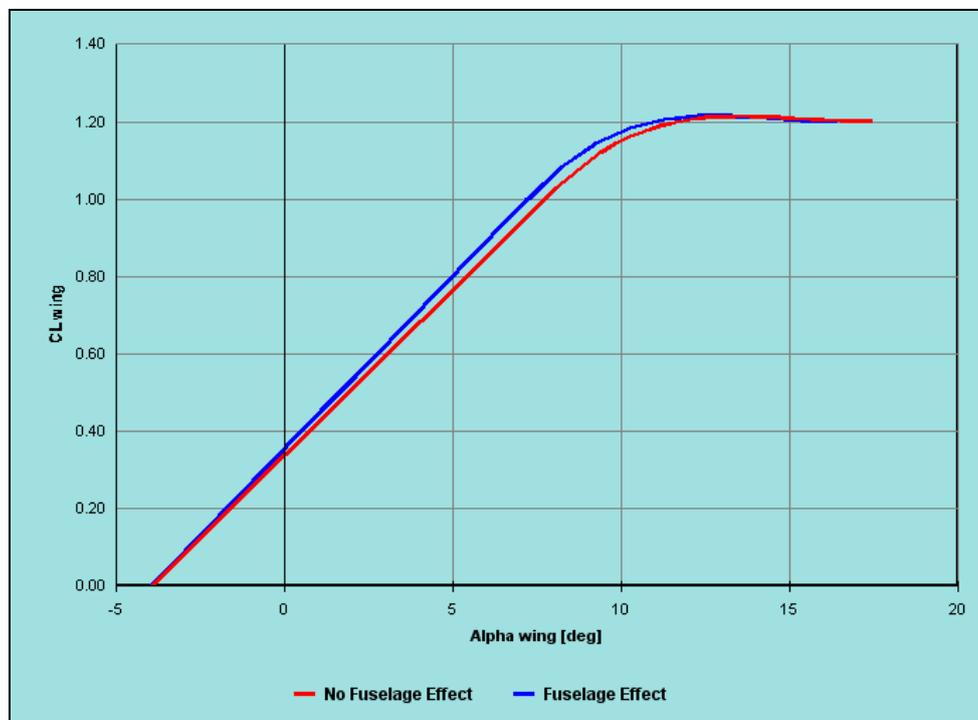


Figura 6. 26 - - Curve del coefficiente di portanza in funzione del coefficiente di resistenza indotta. Diagramma ottenuto attraverso l'applicazione del metodo semiempirico al caso del velivolo da trasporto a getto.

**Analisi dell'ala basata sul metodo *Vortex-Lattice*, in assenza di effetti viscosi.****Tabella 6. 8 - Risultati della analisi effettuata sull'ala del velivolo da trasporto a getto con il metodo *Vortex-Lattice*.**

| Ala reale                                       |        |
|---|--------|
| Superficie alare [m <sup>2</sup> ]              | 102    |
| Allungamento alare                              | 9.40   |
| Rapporto di rastremazione                       | 0.178  |
| Spessore massimo percentuale medio              | 12.7   |
| Corda media geometrica [m]                      | 3.29   |
| Corda media aerodinamica [m]                    | 3.87   |
| X <sub>mac</sub> [m]                            | 2.22   |
| Y <sub>mac</sub> [m]                            | 5.27   |
| Angolo di portanza nulla dell'ala [°]           | -4.00  |
| CL*   | 1.03   |
| CL max  | 1.20   |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°]                       | 0.0850 |
| alpha CL max [°]                                | 17.0   |
| alpha* [°]                                      | 8.00   |
| Cl <sub>alpha</sub> [1/°] con effetto fusoliera | 0.0890 |
| alpha CL max [°] con effetto fusoliera          | 16.3   |
| alpha* [°] con effetto fusoliera                | 7.50   |

**Figura 6. 27 - -- Curve di portanza dell'ala del velivolo da trasporto a getto con effetto fusoliera (linea blu) e senza effetto fusoliera (linea rossa), calcolate con il metodo *Vortex-Lattice*.**

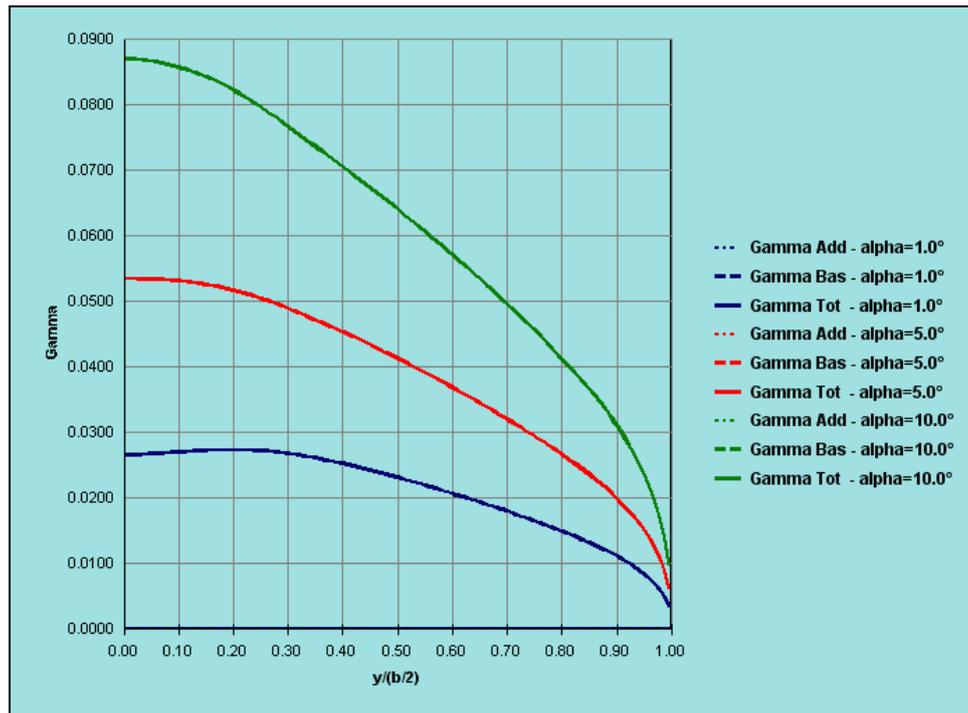


Figura 6. 28 – Distribuzione di carico lungo l'apertura alare, in corrispondenza delle incidenze  $1.0^\circ$ ,  $5.0^\circ$  e  $10^\circ$ . Diagramma ottenuto col metodo *Vortex-Lattice* applicato al caso del velivolo da trasporto a getto.

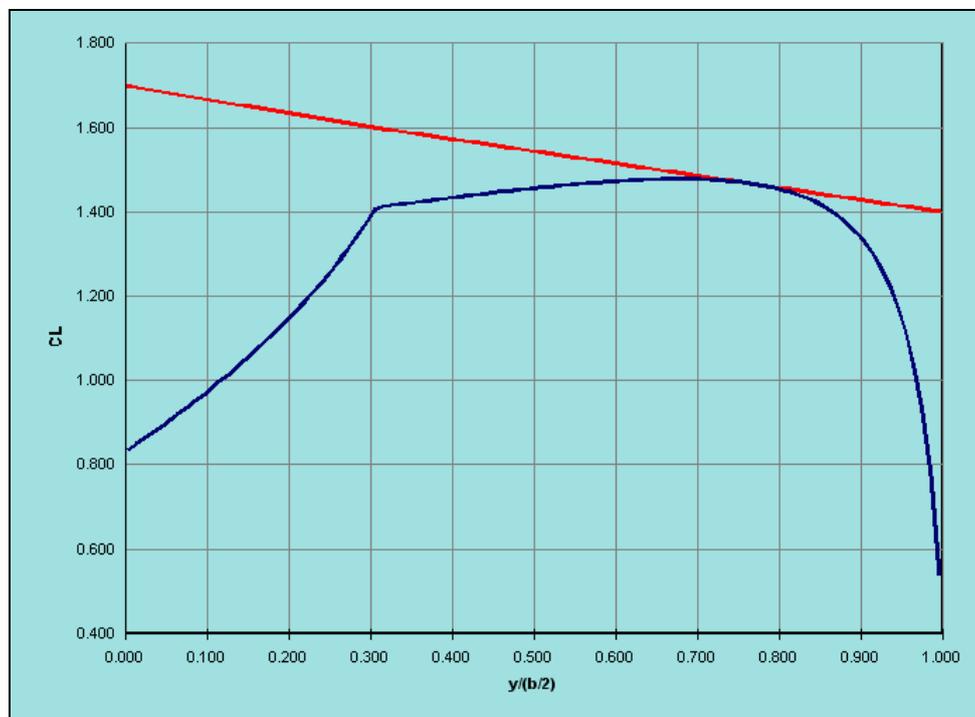


Figura 6. 29 - - Distribuzione del coefficiente di portanza lungo l'apertura alare in corrispondenza dell'inizio del sentiero di stallo:  $\alpha = 10.1^\circ$ . Diagramma calcolato con il metodo *Vortex-Lattice* applicato al caso del velivolo da trasporto a getto.