

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II



Scuola Politecnica e delle Scienze di Base
Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Studi in Ingegneria Aerospaziale
Tesi di Laurea

Studio Parametrico dell'Effetto Suolo

Relatore
Prof. Ing. Fabrizio Nicolosi

Correlatore
Ing. Vittorio Trifari

Allievo
Arianna Strisciante
Matricola N35001171

Anno accademico 2016/2017

... *“Tutto comincia quando l’anima è pronta”* ...

INTRODUZIONE	4
PORTANZA, RESISTENZA ED EFFETTO SUOLO.	4
CORSA AL SUOLO	8
OBBIETTIVI	8
XFLR5	9
ANALISI PARAMETRICHE	15
ALLUNGAMENTO ALARE, RASTREMAZIONE E FRECCIA.	15
CURVE DI PORTANZA E DELLA POLARE AL VARIARE DEL GROUND EFFECT AD AR, Λ E FRECCIA COSTANTI.	17
EFFETTO ALLUNGAMENTO ALARE.	19
EFFETTO RASTREMAZIONE Λ AD AR 8 E FRECCIA 10°	21
EFFETTO RASTREMAZIONE Λ AD AR 8 E FRECCIA 20°	22
EFFETTO FRECCIA.	23
CONFRONTO CON I TESTI	24
CONCLUSIONI E PROSPETTIVE	27
BIBLIOGRAFIA	28
SITI WEB CONSULTATI	28
RINGRAZIAMENTI	29

Introduzione

Portanza, resistenza ed effetto suolo.

L'argomento di studio di questa tesi è il fenomeno dell'effetto suolo che comporta una variazione sia della portanza che della resistenza, in particolare della resistenza indotta.

Un corpo in moto ad una certa velocità in una corrente fluida è soggetto a delle forze. Come mostrato in Fig. 1, la forza risultante sull'ala si può scomporre in due componenti: una normale alla direzione della velocità della corrente V_∞ , detta Portanza, ed un'altra parallela ad essa che è la resistenza.

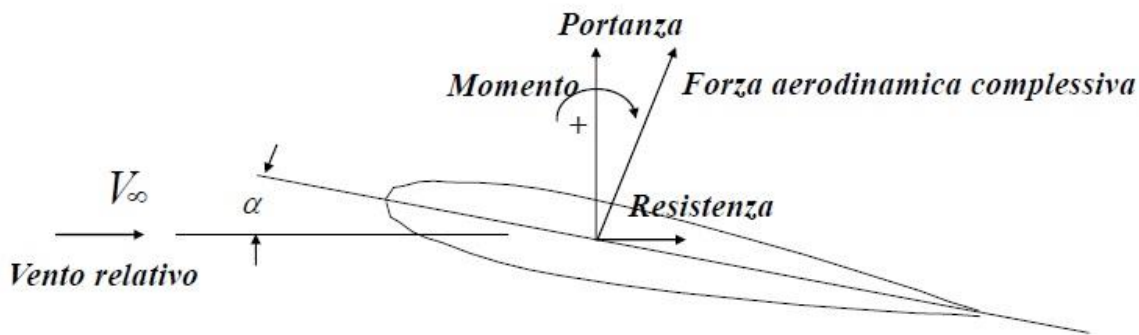


Fig. 1: Componenti forza aerodinamica [1]

La genesi della portanza può essere spiegata attraverso la prima e la terza legge di newton:

- Se la somma delle forze agenti su un corpo in quiete è nulla, il corpo resterà in quiete, se il corpo è in moto continuerà a muoversi di moto rettilineo uniforme.
- Per ogni forza che un corpo A esercita su un corpo B, ne esiste un'altra di stesso modulo e direzione, ma verso opposto che B esercita su A.

Per comprendere l'origine della portanza analizziamo cosa succede quando si introduce un corpo, l'ala, all'interno di un fluido come l'aria. Come si evince dalla Fig. 2, la corrente d'aria all'infinito a monte dell'ala è indisturbata; sul bordo d'attacco del corpo possiamo notare che è deviata verso l'alto e a valle verso il basso. Secondo il primo principio della dinamica quindi l'ala ha compiuto un'azione sull'aria deviandola verso il basso. Per il terzo principio l'aria reagirà sull'ala con una forza di uguale modulo e direzione ma verso opposto spingendola verso l'alto.

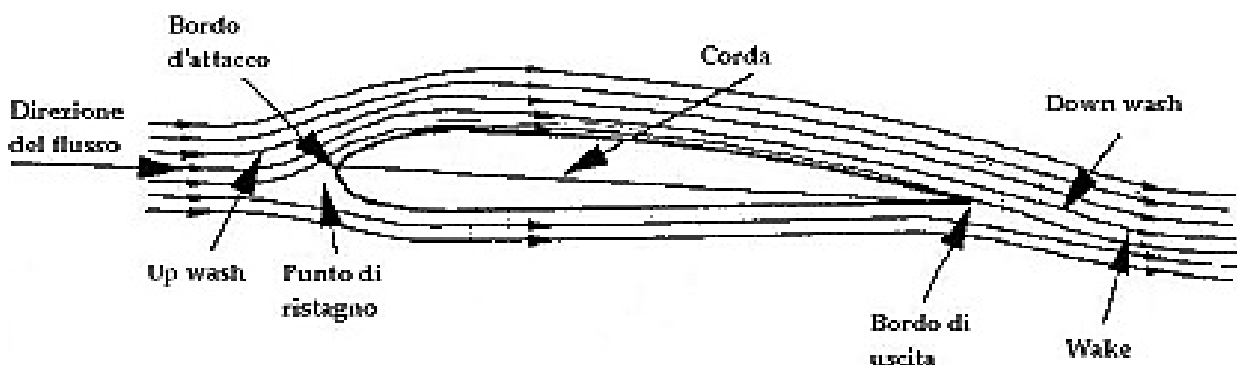


Fig. 2: Flusso d'aria intorno al corpo [2]

Per il secondo principio della dinamica la risultante della forza può essere definita come $F=ma$, per cui risulta che la portanza è proporzionale alla portata di massa d'aria deviata verso il basso moltiplicata per la componente verticale della velocità di quell'aria. Per aumentare la portanza si può quindi deviare una grande quantità di aria verso il basso, o aumentare la componente verticale della velocità in due modi:

- Aumentando la velocità orizzontale;
- Aumentando l'angolo d'incidenza.

L'accelerazione verso il basso dell'aria crea una depressione sul dorso dell'ala; a basse velocità l'aria può essere considerata un fluido incompressibile per cui all'estremità alari l'aria fluisce dal ventre, che è la zona ad alta pressione, verso il dorso, zona a bassa pressione. Questa circolazione dell'aria, dal basso verso l'alto, genera dei vortici a valle dell'ala come raffigurato in Fig. 3. Quest'ultimi deviano verso il basso la direzione della corrente che investe l'ala (*downwash*) riducendo l'angolo d'attacco geometrico e di conseguenza anche la portanza come si vede in Fig. 4.

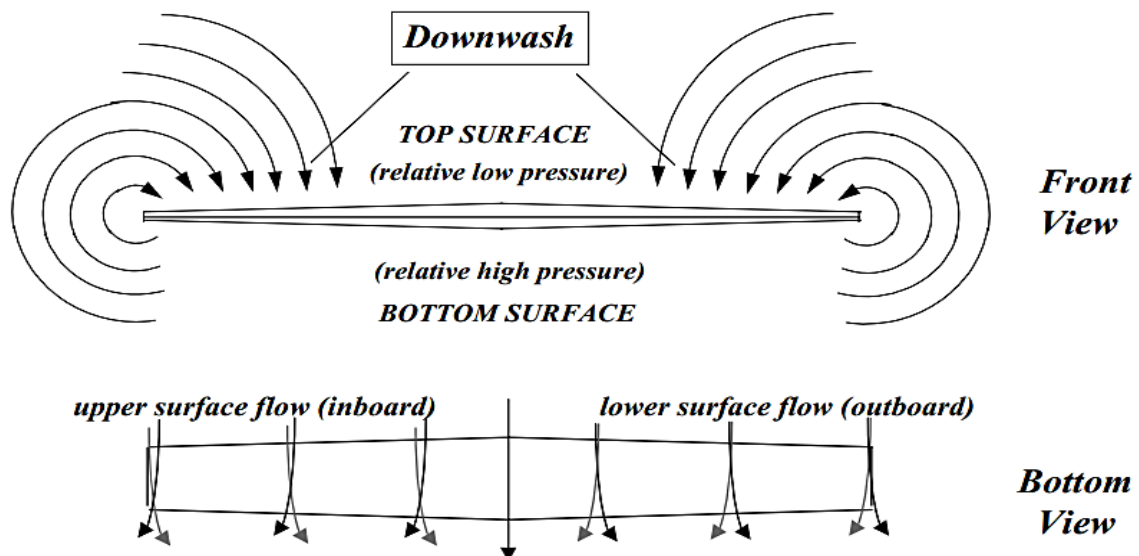


Fig. 3: Schema di vortici attorno all'ala [1].

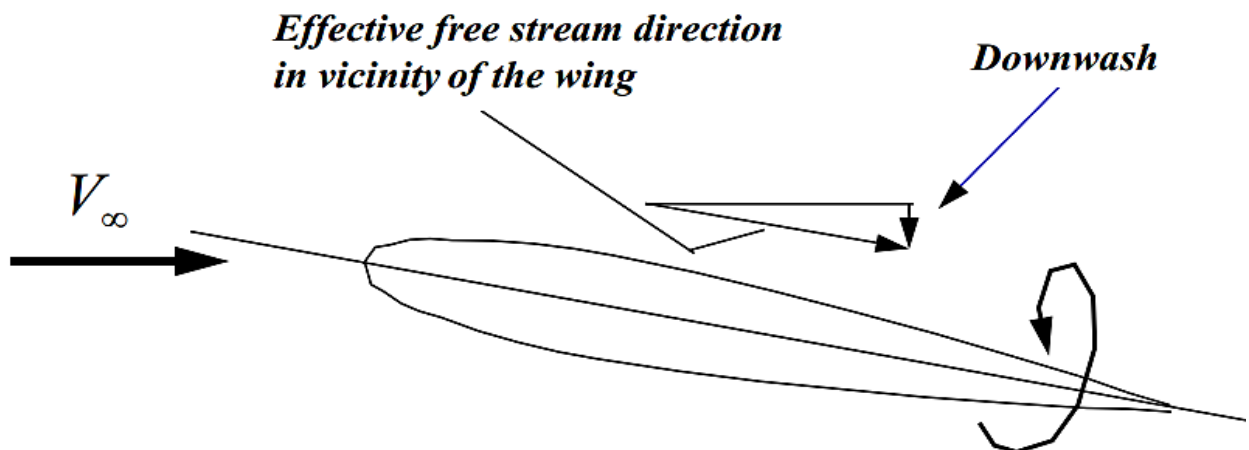


Fig. 4: Componente verticale della velocità downwash [1].

L'altro effetto, mostrato in Fig. 5, è l'aumento della resistenza infatti disegnando il vettore portanza (*lift*) rispetto alla nuova direzione effettiva della velocità (*local flow direction*) si può notare che la portanza, vista nel riferimento del suolo, produce una componente orizzontale parallela alla velocità V_∞ : la resistenza indotta (*Induced Drag*), anche detta resistenza dovuta alla portanza.

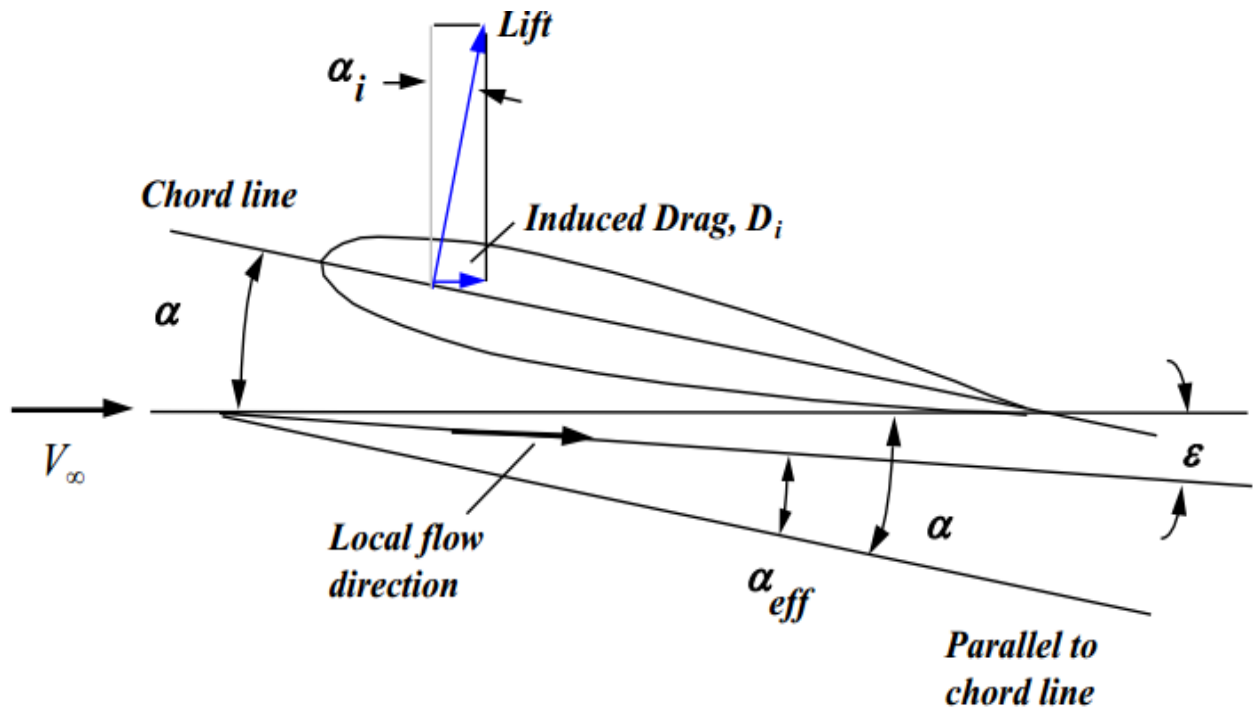


Fig. 5: Angolo d'incidenza indotto [1].

Essa è pari a:

$$D_i = L \sin \alpha_i \quad (1.1)$$

Per angoli piccoli è lecito effettuare la seguente approssimazione da cui si ottiene la seguente forma per la resistenza indotta.

$$\sin \alpha \cong \alpha \quad (1.2)$$

$$D_i = L \alpha_i \quad (1.3)$$

Per una distribuzione ellittica di portanza si ha che l'angolo indotto è dato dalla seguente espressione.

$$\alpha_i = \frac{c_L}{\pi AR} \quad (1.4)$$

Quindi, la resistenza indotta può essere riscritta come segue.

$$D_i = L \alpha_i = \frac{L c_L}{\pi AR} \quad (1.5)$$

Essendo la portanza data dalla seguente formula, è possibile infine giungere alla forma finale del coefficiente di resistenza indotta riportata di seguito.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = q_\infty S C_L \quad (1.6)$$

$$D_i = \frac{q_\infty S C_L^2}{\pi AR} \quad (1.7)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (\text{Per ala ellittica}) \quad (1.8)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (\text{Caso generale}) \quad (1.9)$$

L'effetto suolo è un fenomeno non ben compreso, che è generato dalla vicinanza dell'ala al suolo, come in fase di decollo e atterraggio, e implica un aumento della portanza e diminuzione della resistenza indotta. Come spiegano alcuni testi^{[2][3]} questo fenomeno può essere ben interpretato immaginando che la vicinanza al terreno crei un ulteriore schema di vortici a ferro di cavallo di eguale forza e direzione ma verso opposto allo schema di vortici che si crea per via della tridimensionalità dell'ala. Questo schema immaginario, rappresentato in Fig. 6, è posto sotto al terreno ad una distanza h pari alla distanza dell'ala dal suolo. I vortici generati dalla presenza del suolo abbattano la componente verticale del *downwash*, diminuendo così l'angolo d'incidenza indotta α_i . Ciò provoca un aumento dell'angolo effettivo α_e , e di conseguenza anche della portanza, mentre la resistenza indotta D_i diminuisce (dipendendo dal seno dell'angolo d'incidenza indotta (1.1)).

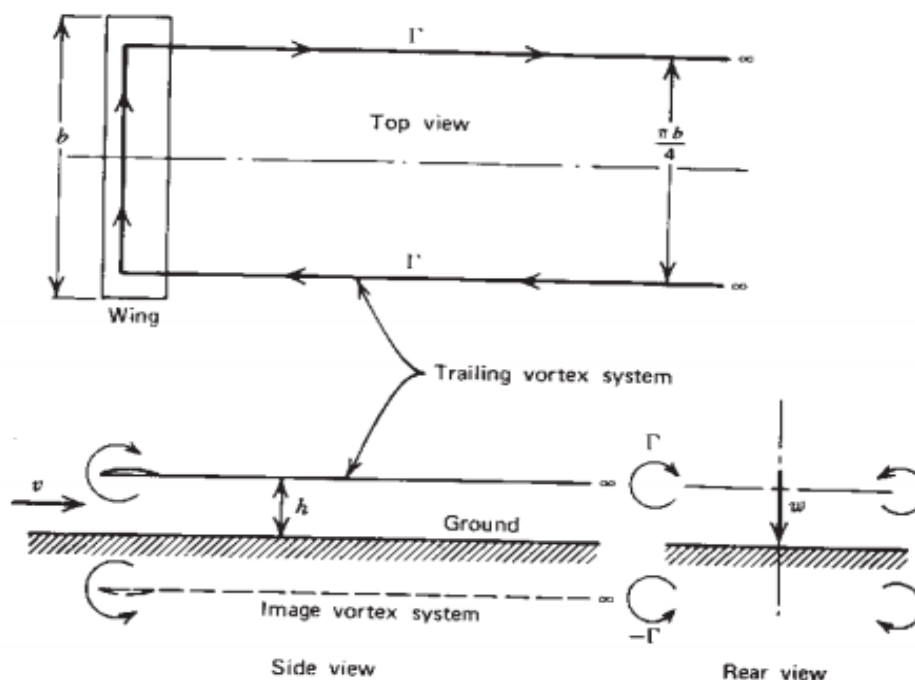


Fig. 6: Sistema di vortici per simulare l'effetto suolo [3].

Il grafico in Fig. 7, mostra l'andamento del rapporto tra $C_D(IGE)$, coefficiente di resistenza in presenza dell'effetto suolo, e $C_D(OGE)$, coefficiente di resistenza fuori dall'influenza del *ground effect*, al variare del rapporto unidimensionale tra h , distanza dal suolo, e b , apertura alare. Possiamo notare come per valori del rapporto h/b pari a 0.1 il $C_D(IGE)$ sia pari solo al 20% del $C_D(OGE)$, ovvero c'è una riduzione della resistenza indotta di circa l'80%.

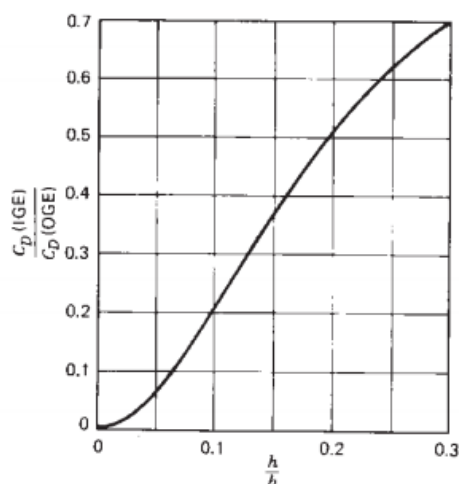


Fig. 7: Riduzione della resistenza indotta dovuta all'effetto suolo [4]

Corsa al suolo

Come abbiamo già detto l'effetto suolo è un fenomeno che si verifica soprattutto in fase di decollo e di atterraggio. Di seguito si approfondisce la corsa al decollo.

In Fig. 8 è rappresentata la fase di decollo di un generico velivolo. Questa è caratterizzata da varie velocità riassunte di seguito.

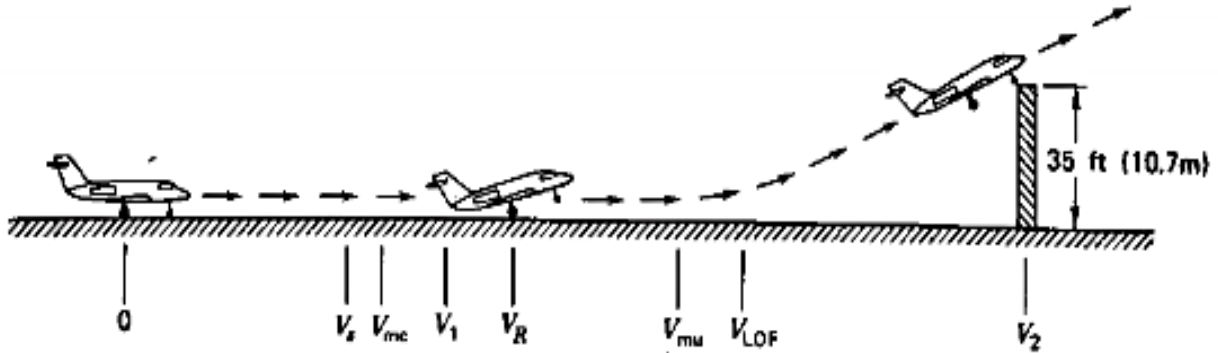


Fig. 8: Corsa al suolo [3].

- V_s Velocità di stallo, ovvero la minima velocità alla quale un aereo può volare;
- V_{mc} Minima velocità di controllo;
- V_1 Velocità di decisione, a questa velocità il pilota può decidere di continuare il decollo, anche in presenza dell'avaria di un motore.
- V_{mu} Minima velocità di distacco, è la minima velocità con la quale l'aereo può staccarsi da terra, ma si preferisce la V_{LO} che ha un maggiore margine di sicurezza;
- V_{LO} Velocità take off o lift off ovvero velocità di decollo.
- V_2 Velocità di passaggio sull'ostacolo (tipicamente posto a 10 o 15 metri a seconda della normativa).

Obbiettivi

Questa tesi si propone di mostrare i risultati di un'analisi parametrica dell'effetto suolo. Le analisi sono state condotte attraverso il software *XFLR5*^[w2] tramite il quale, come sarà approfondito nel prossimo capitolo, si è potuto analizzare l'effetto suolo su diverse configurazioni di ali al variare dell'altezza h dal suolo. Il fine di questo studio è di riscontrare l'esistenza o meno della dipendenza del effetto suolo da parametri come:

- AR, allungamento alare
- Rastremazione
- Freccia

In particolare si vogliono determinare le variazioni dei coefficienti di portanza e resistenza che possono essere utilizzati successivamente per una correzione nel calcolo della portanza e della resistenza in prossimità del suolo.

Xflr5

XFLR5^{[W2][4]} è un *software open source* in grado di gestire analisi aerodinamiche di profili alari, di ali finite e del velivolo completo. Il programma nasce come semplice interfaccia grafica per il *software open source Xfoil*, il quale permette di studiare i flussi subsonici attorno ad un dato profilo alare. Attraverso le versioni successive del *software* è poi stato possibile lo studio dell'ala finita.

Questa tesi si concentra sulla valutazione dell'effetto suolo di un'ala isolata. Per la definizione della *Main Wing* bisogna precedentemente definire i profili 2D che si vogliono utilizzare, attraverso l'opzione *Direct Foil Design*, e successivamente analizzarli attraverso la sezione *XFoil Direct Analysis*.

All'interno della *Direct Foil Design* è possibile definire il profilo 2D desiderato attraverso la finestra *Foil*. Il profilo utilizzato in questa tesi è il NACA 4412, già presente nel *database* del *software*. In particolare abbiamo adoperato un profilo NACA 4412 pulito ed un profilo NACA 4412 con flap deflesso a 15°.

A partire dal profilo NACA 4412 si è ottenuto il profilo NACA 4412 a bordo d'uscita chiuso (denominato T.E.C. *trailing edge close*). Ciò è stato possibile attraverso la finestra *set T.E.*, come è possibile notare dalla Fig. 9.

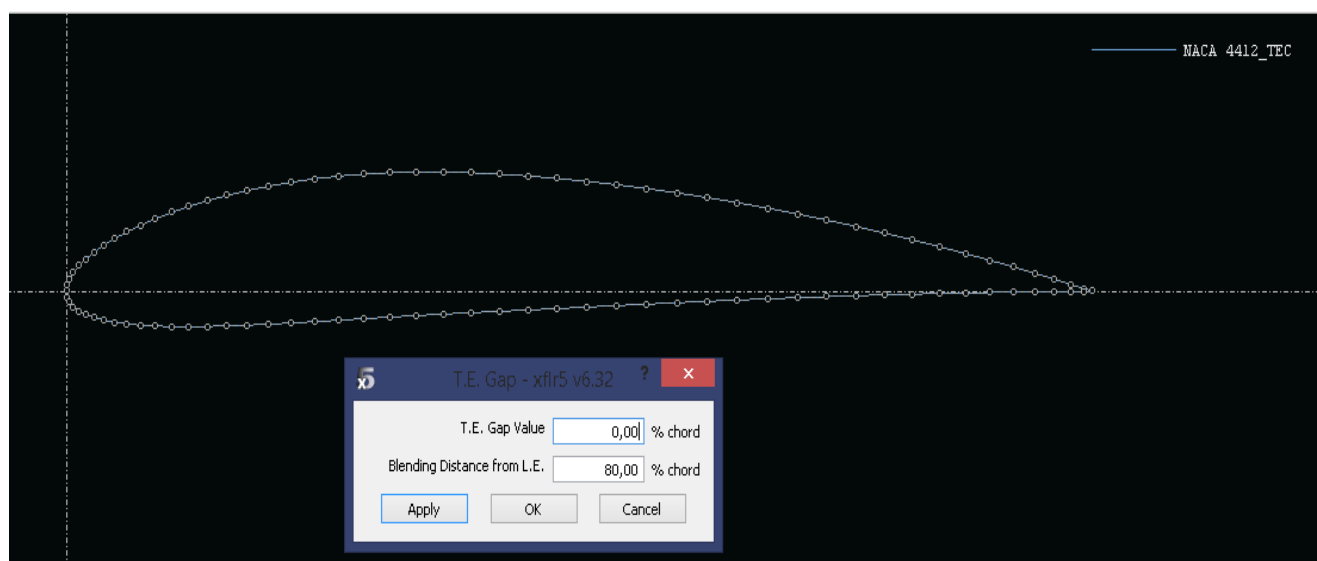


Fig. 9: Profilo NACA 4412.

Si è poi realizzato il profilo NACA con deflessione del *flap* di 15° partendo da quello precedentemente ottenuto e modificandolo attraverso la finestra di modifica *set Flap* (Fig. 10); in questa schermata è possibile definire sia una superficie mobile sul bordo d'attacco che sul bordo di uscita, potendo agire su:

- Angolo della superficie mobile (valori positivi corrispondono alla rotazione verso il basso della superficie di controllo).
- Posizione della cerniera rispetto all'asse x (espressa in termini di percentuale di corda);
- Posizione della cerniera rispetto all'asse y (espressa in termini di percentuali dello spessore locale rispetto alla x).

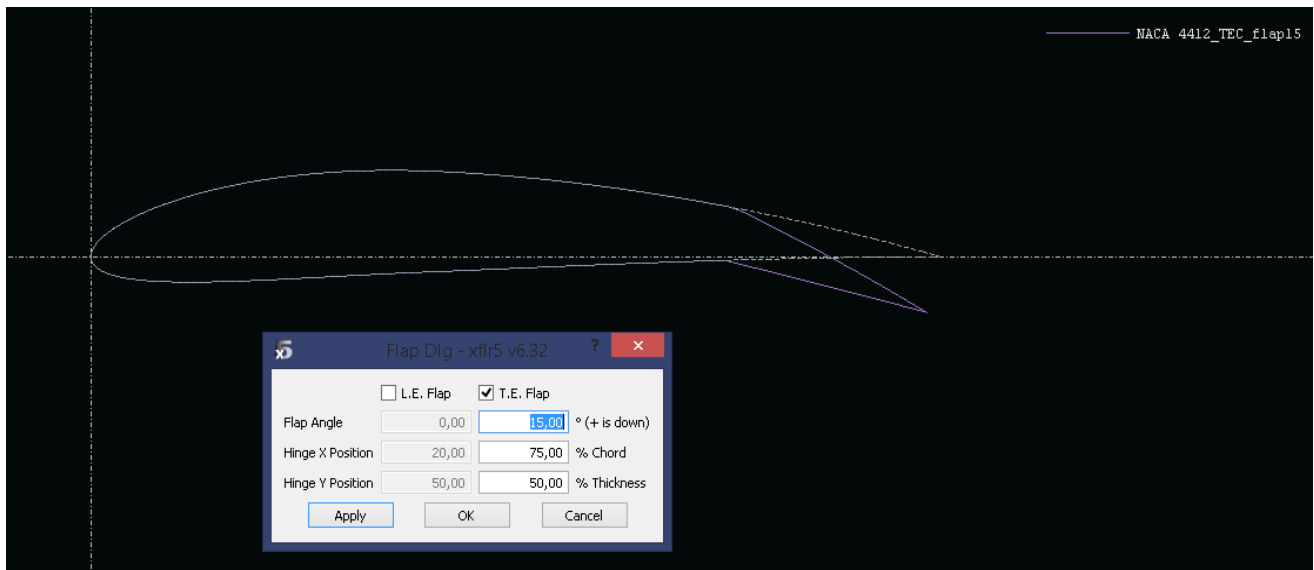


Fig. 10: Profilo NACA 4412 Flap 15°.

Il passaggio successivo è l'analisi dei profili 2D, precedentemente determinati, attraverso la finestra di lavoro *Direct Foil Analysis* (accessibile dal menu File principale). All'interno della *Direct Foil Design*, attraverso la finestra *Analysis*, è possibile definire l'analisi desiderata.

Si è definita una *Batch Analysis* (più completa rispetto alla semplice *Analysis*) di tipo 1 che prevede, data un'ala, di far variare l'angolo d'attacco a fissata velocità. In Fig. 11 è possibile vedere il menù della *Batch Analysis*.

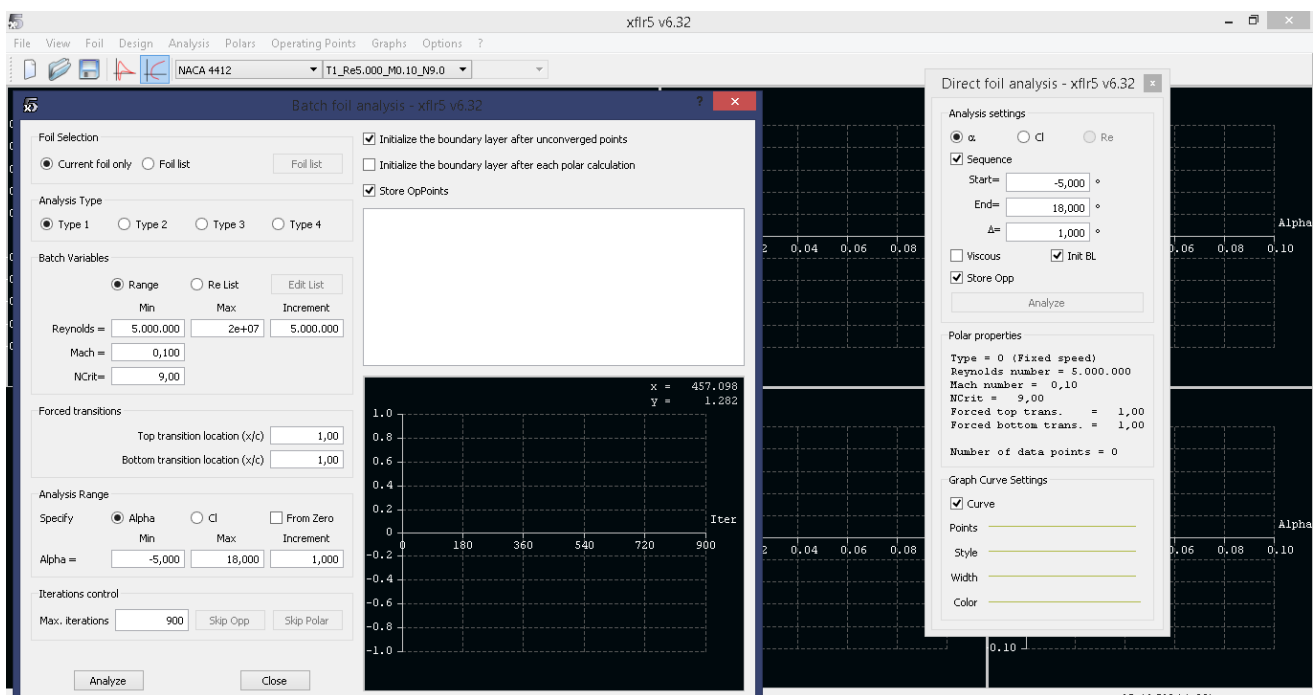


Fig. 11: Menu Batch Analysis.

In particolare per le analisi di questo studio sono state utilizzate le seguenti condizioni (modificabili attraverso la finestra della *Batch Analysis*):

- Range di numero di Reynolds da 5 milioni a 20 milioni con incrementi di 5 milioni;
- Numero di Mach di 0.1;
- Fattore $n_{critico}$ pari a 9;
- Range d'angolo d'attacco da -5 gradi a 18 gradi.

È possibile notare che esistono altre tipologie di analisi e che è possibile definire il punto di transizione. È consigliabile una scelta adeguata del numero di iterazioni (100 è il numero consigliato), del *range* del numero di Reynolds e del *range* dell'angolo d'attacco (o del C_l per le altre tipologie), tenendo ben presente lo studio che si vorrà fare nell'analisi 3D, per evitare di incorrere in errori di convergenza durante l'analisi del velivolo completo. Una volta definita la *Batch Analysis* la si lancia attraverso il tasto *analyze*.

Terminata l'analisi bidimensionale, si passa all'analisi 3D accedendo alla sezione *Wing and Plane Design*. Attraverso la finestra *Plane* è possibile definire un nuovo aereo (*define new plane*) o modificarne uno precedente (*current plane -> edit*). È possibile progettare la *Main Wing* e altre parti secondarie come il piano di coda orizzontale, verticale, o la fusoliera. In queste analisi parametriche si ripone l'attenzione sulla sola *Main Wing* ovvero l'ala isolata. Cliccando sulla finestra di modifica dell'ala si aprirà la schermata mostrata in Fig. 12.

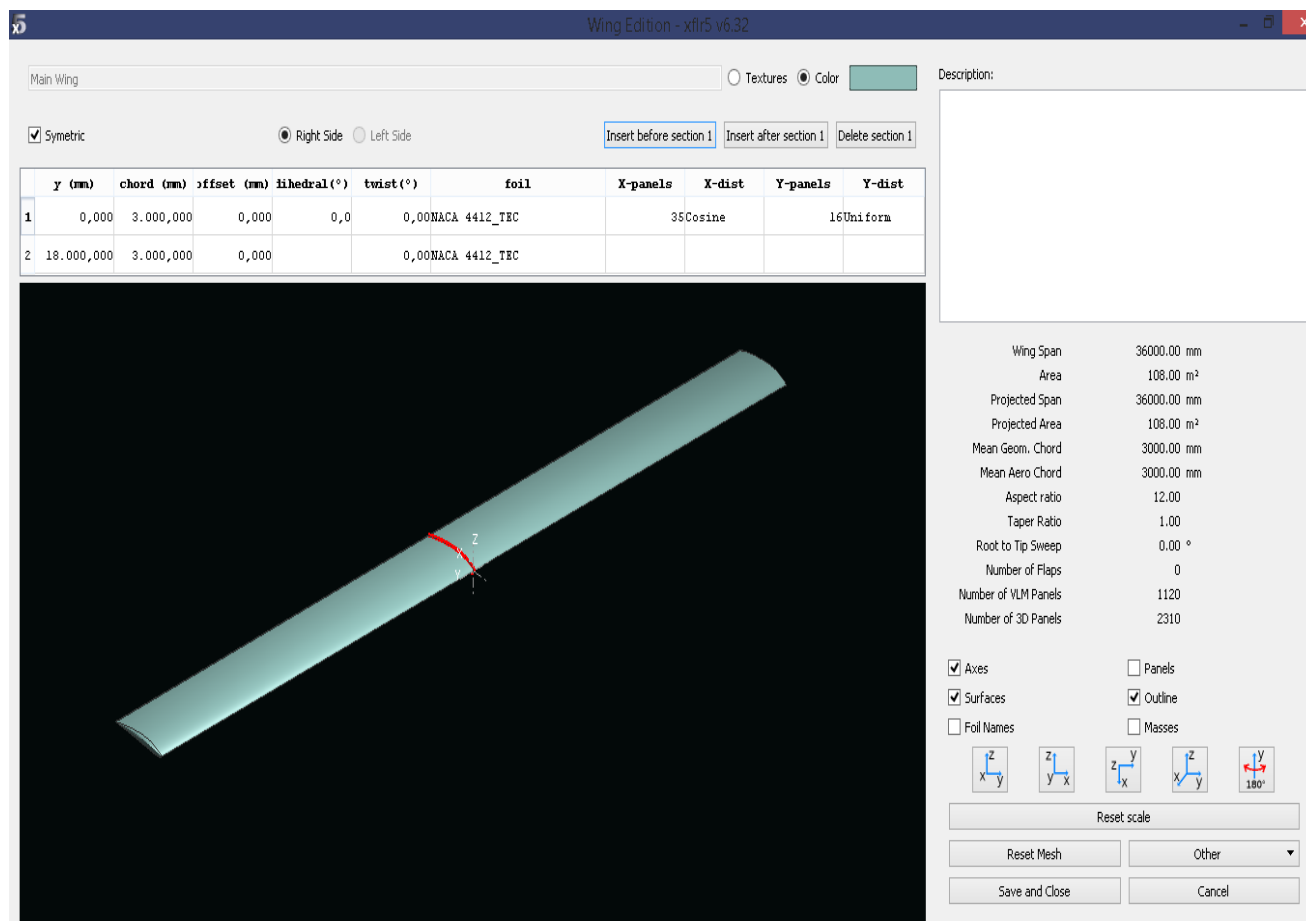


Fig. 12: Finestra di comando main wing.

Possiamo progettare l'ala agendo sui seguenti parametri:

- Apertura alare b, modificando y (espresso in mm);
- Lunghezza della corda;
- Angolo di freccia, modificando l'offset ovvero la distanza della sezione selezionata dall'asse y;
- Angolo di diedro;
- Angolo di svergolamento o *twist*.

Bisogna poi indicare il profilo 2D che vogliamo dare alla sezione selezionata, precedentemente analizzato durante la *Xfoil Direct Analysis*, e successivamente definire il numero di pannelli nelle direzioni x e y e il loro andamento. L'ala d'interesse di questo studio è un'ala con flap deflesso a 15° ad una distanza in percentuale dall'asse x del 15%, con un'estensione del flap pari al 60% della semiapertura alare b. Per ottenere ciò bisogna costruire l'ala con più sezioni come mostrato in Fig. 13.

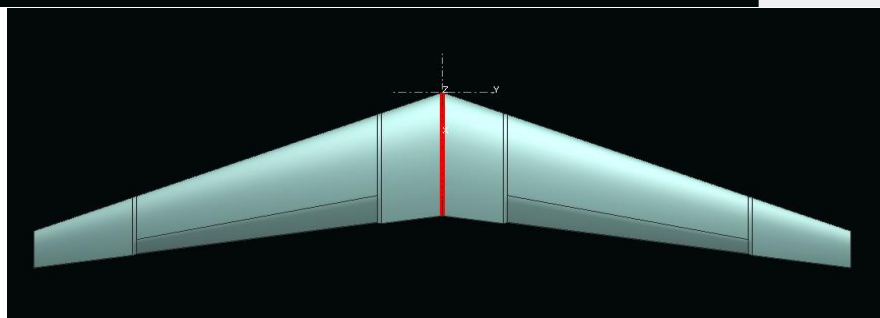
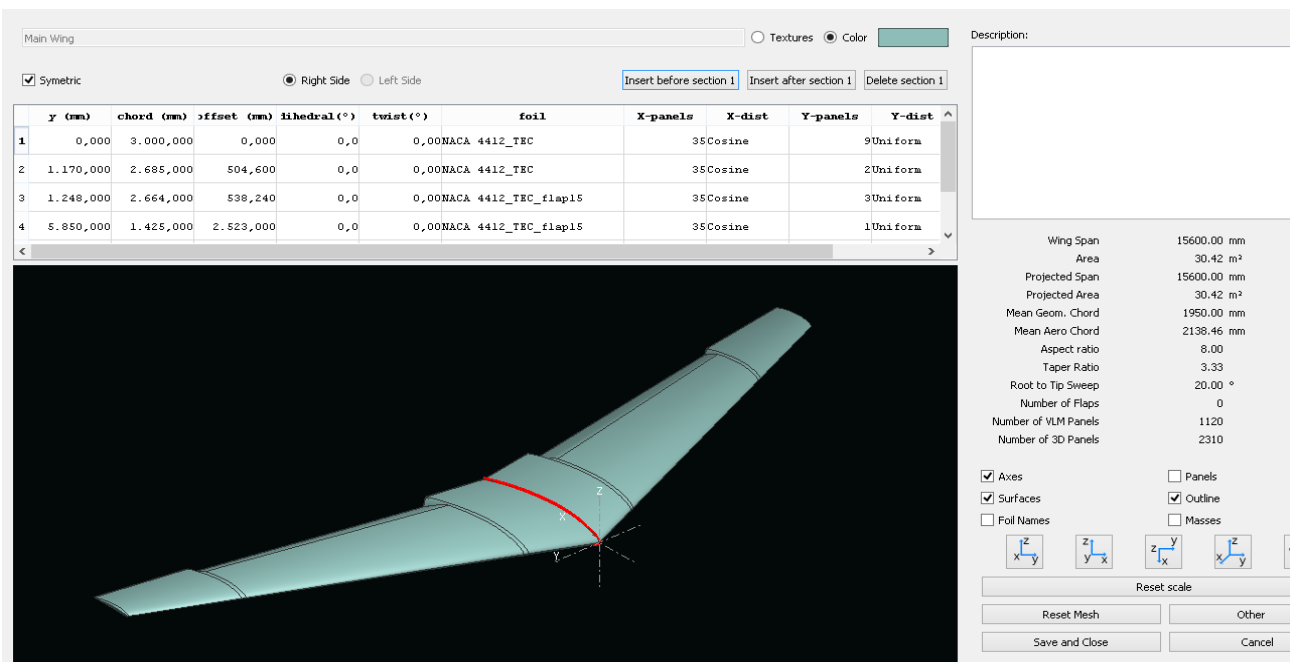


Fig. 13: Esempio ala con flap a 15°, rastremazione 0.3, AR 8, freccia 20°.

Come è possibile vedere le prime due sezioni hanno entrambe un profilo NACA 4412 non flappato, la sezione successiva, numero 3, è flappata ed è posta rispetto all'asse delle x al 16 % della semiapertura alare b , ovvero è quasi sovrapposta alla sezione 2 (c'è una discontinuità del 1% così come tra la sezione 4-5); la sezione numero 4 è anche essa caratterizzata da un profilo NACA 4412 FLAP 15°, mentre le ultime due sono profili non flappati. Se non si seguisse tale procedura, e invece si ponesse un'unica sezione nel punto in cui inizia e finisce il flap, il programma non troncherebbe il tratto flappato, ma congiungerebbe quest'ultimo con il profilo d'estremità, privo di deflessione del bordo d'uscita, mediante una variazione di angolo di deflessione lungo l'apertura alare (Fig. 14), che oltre a non esistere nel velivolo vero e proprio, in sede di analisi comporta errori di convergenza della soluzione.

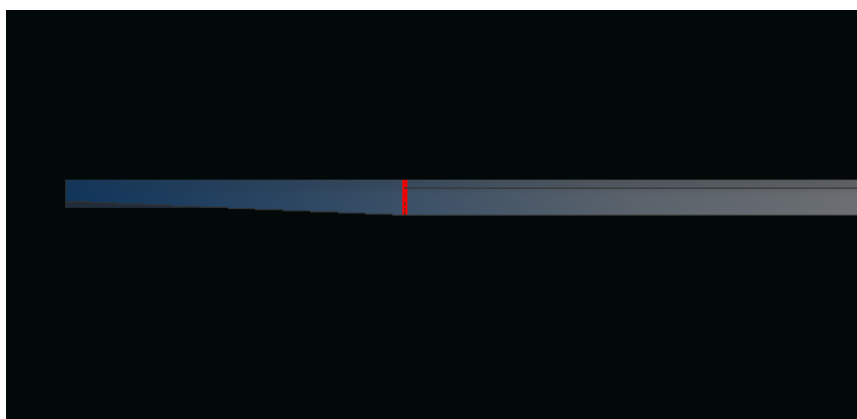


Fig. 14: Variazione angolo di flap lungo l'apertura alare.

Dopo la definizione dell'ala, che è possibile salvare attraverso il comando *other-> export wing to file*, si può analizzare l'ala isolata, o il velivolo completo, attraverso la finestra *analysis-> define an analysis*.

Esistono 3 metodi per l'analisi 3D:

- *Lifting Line Theory (LLT)*;
- *Vortex Lattice Method: Horseshoe Vortex (VLM1) e Ring Vortex (VLM2)*;
- *3D Panel Method*.

Il metodo che è stato utilizzato è il *3D Panels Method* che permette di avere risultati di maggiore precisione rispetto agli altri due metodi poiché effettua i calcoli considerando anche lo spessore dell'ala. Il principio alla base di questo metodo è quello di modellare la perturbazione generata dall'ala come somma di doppiette e sorgenti distribuite sul ventre e sul dorso. Ovviamente la forza delle doppiette e delle sorgenti è resa tale da soddisfare le condizioni al contorno.

L'analisi studiata è del tipo 1, ovvero a velocità costante di 70 m/s, non viscosa; attraverso questa interfaccia è possibile tener conto o meno dell'effetto suolo nell'analisi (Fig. 15).

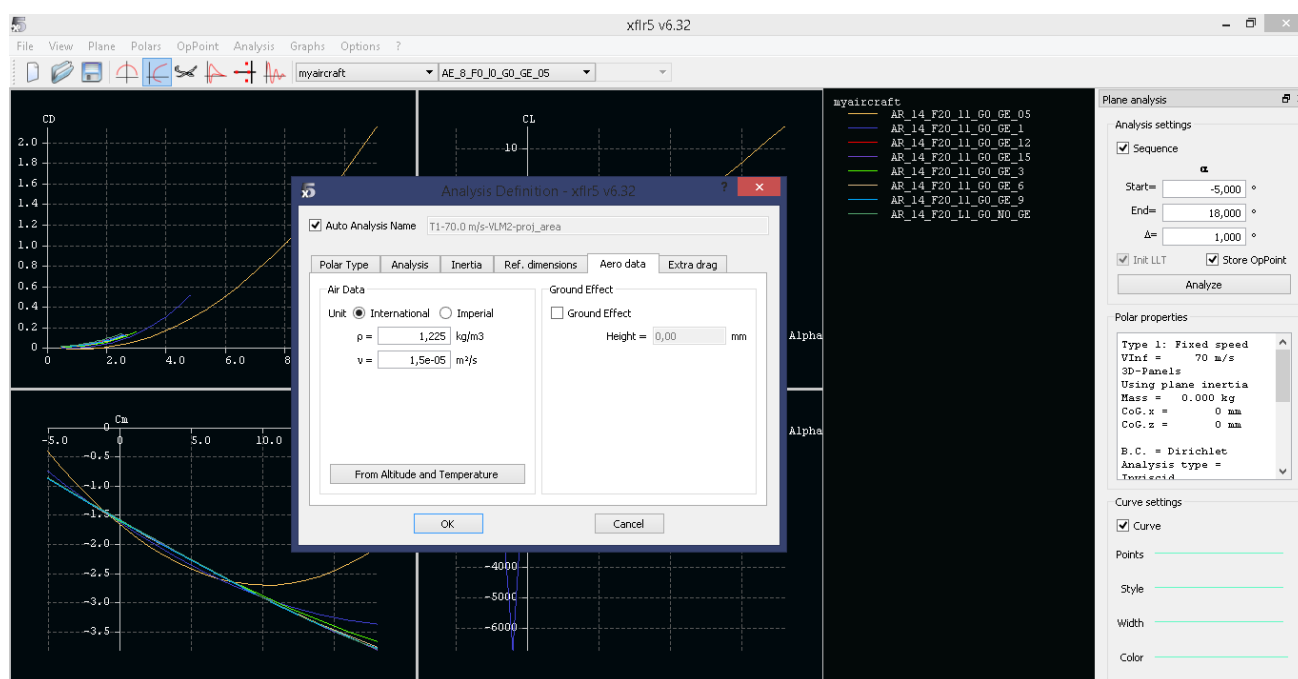


Fig. 15: Finestra analisi 3D.

In questo studio sono state progettate ali isolate con la variazione dei seguenti parametri:

- AR (6,8,10,12,14) con corda di radice fissata a 3m;
- Rastremazione (1, 0.3, 0);
- Freccia (0°, 10°, 20°, 30°);

Per ciascuna ala si sono ricavati gli andamenti dei vari grafici, in particolare della polare e della curva di portanza, tenendo conto dell'effetto suolo alle seguenti distanze dal suolo tipiche della fase di decollo:

- 0.5 m;
- 1 m;
- 3 m;
- 6 m;
- 9 m;
- 12 m;
- 15 m;

Successivamente questi dati sono stati confrontati con il caso *No Ground Effect*, condizione in cui l'ala è posta ad una distanza per cui non risente dell'effetto suolo. È stato necessario definire un'analisi diversa per ciascuna ala isolata, in quanto essa fa riferimento all'area dell'ala in esame e non è quindi possibile riutilizzarla per diverse configurazioni.

In seguito sono stati estratti i dati forniti dall'analisi 3D, in termini di angolo d'attacco, C_L e C_D , come mostrato in Fig. 16.

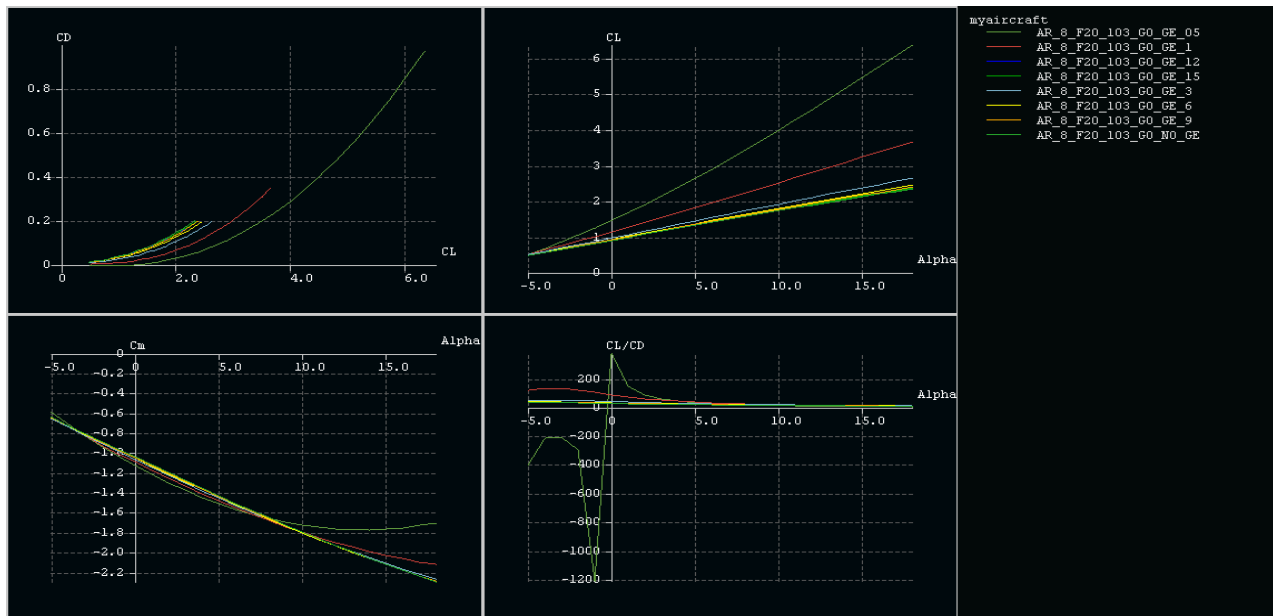


Fig. 16: Esempi di grafici al variare del GE.

Analisi parametriche

Allungamento alare, rastremazione e freccia.

In questo capitolo si approfondiscono le analisi parametriche dell'ala al variare dei seguenti parametri:

- AR, allungamento alare;
- λ , rapporto di rastremazione;
- Λ , angolo di freccia;
- h, distanza dal suolo.

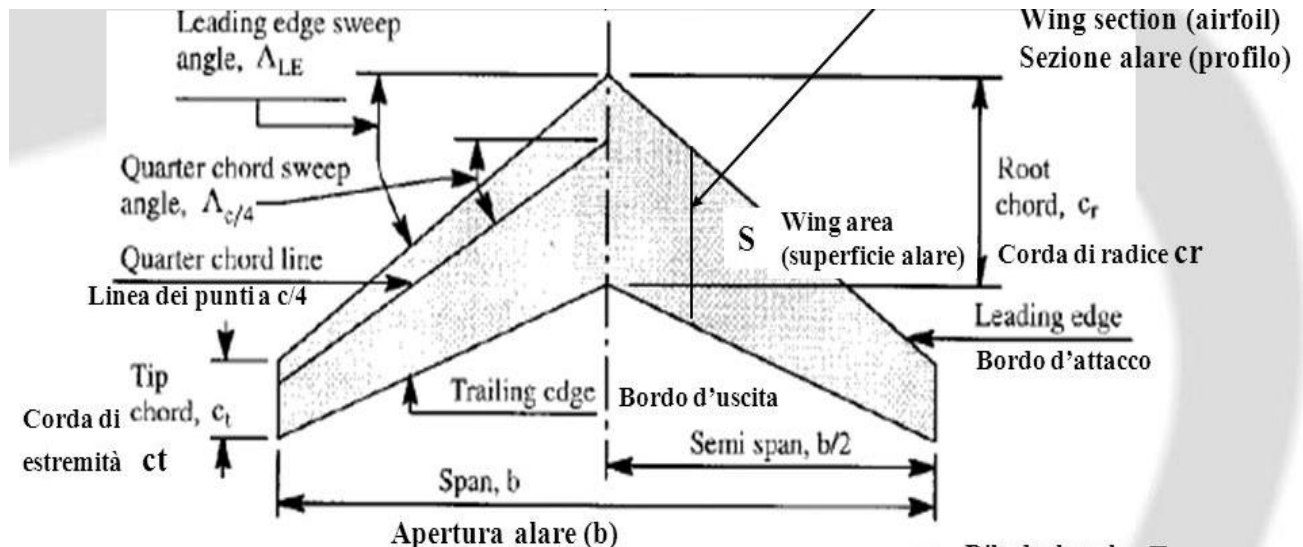


Fig. 17: Caratteristiche geometriche di un'ala [1].

L'allungamento alare AR (*aspect ratio*) è pari al rapporto del quadrato della apertura alare rispetto alla superficie dell'ala:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.1).$$

Il rapporto di rastremazione è pari al rapporto tra la corda di estremità c_t e la corda di radice c_r :

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}. \quad (3.2)$$

Vengono inoltre definiti i seguenti angoli in riferimento alla Fig. 17.

- Λ_{le} , angolo di freccia al bordo d'attacco;
- $\Lambda_{c/4}$, angolo di freccia della linea a c/4;
- Λ_{te} , angolo di freccia al bordo d'uscita.

Le ali dei velivoli da trasporto sono sempre rastremate e a freccia. AR elevati migliorano la portanza e riducono la resistenza indotta come si evince dalla Fig. 18.

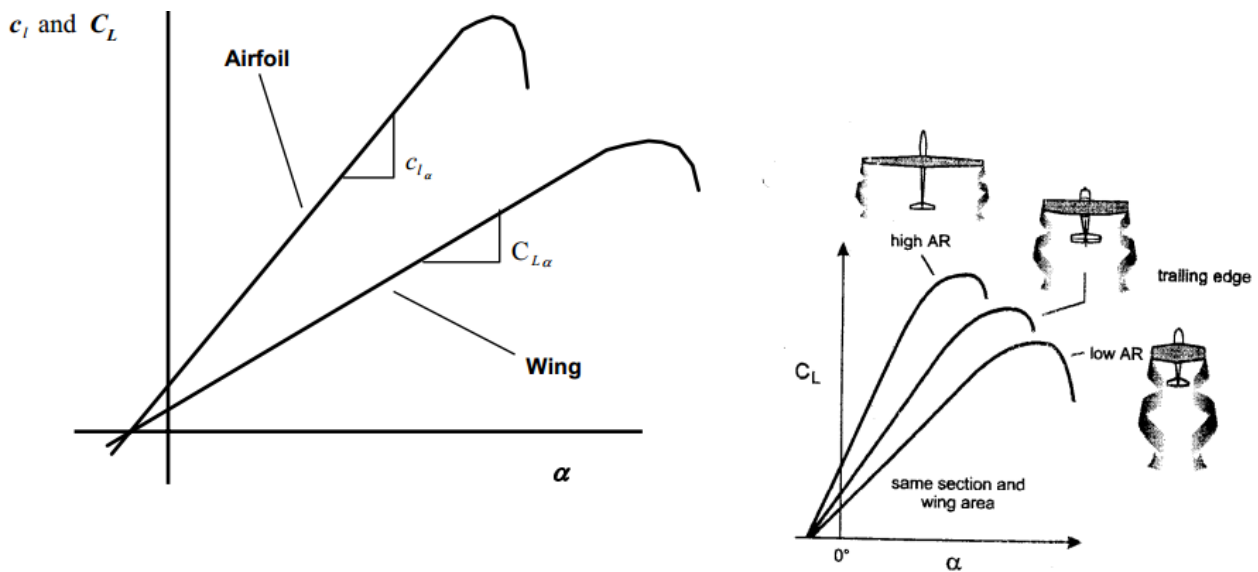


Fig. 18: Curva di portanza al variare dell'allungamento alare.

All'aumentare dell'AR il coefficiente $C_{L\alpha}$ cresce, ovvero cresce la pendenza della curva di portanza, tendendo asintoticamente alla curva di portanza dell'ala infinita $c_{l\alpha}$, come si può evincere dalla seguente relazione del $C_{L\alpha}$ con il $c_{l\alpha}$:

$$C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{1 + \left(\frac{57.3 c_{l\alpha}}{\pi e AR} \right)} \quad (3.3)$$

Riprendendo la relazione (1.5) si nota come il crescere dell'AR comporti anche la riduzione della resistenza indotta. D'altra parte un eccessivo aumento dell'allungamento alare comporta peggioramento in termini di peso strutturale.

L'angolo di freccia è necessario per i velivoli che devono raggiungere numeri di *Mach* intorno a $0.80 \div 0.90$, poiché l'angolo di freccia riduce la componente normale della velocità e quindi aumenta il numero di $Mach_{critico}$, numero di Mach per cui su un punto dell'ala si raggiunge per la prima volta Mach pari a 1 dando vita ad onde d'urto locali e fenomeni di separazione del flusso con conseguente aumento della resistenza parassita. L'angolo di freccia però comporta minore capacità di generare portanza (minore coefficiente di portanza massima); per cui, per non aumentare troppo la corsa al suolo, si adottano angoli di freccia tra i 20 e i 35 gradi.

La rastremazione permette di spostare il carico di portanza verso la radice; si riduce così la sollecitazione flettente in corrispondenza dell'attacco fusoliera-ala. Anche in questo caso bisogna bilanciare la rastremazione con la superficie necessaria a produrre la portanza che equilibri il peso; infatti corde maggiori forniscono forze di portanza maggiori, ovvero aumentando il rapporto di rastremazione, che varia tra 0 e 1, la portanza aumenta.

Dati questi accorgimenti, si prenderanno in esame le analisi svolte su un'ala caratterizzata dai seguenti parametri:

- AR = 8;
- FRECCIA ($10^\circ, 20^\circ$);
- Rastremazione $\lambda=0.3$

Curve di portanza e della polare al variare del Ground Effect ad AR, λ e freccia costanti.

Dai capitoli precedenti si è potuto apprendere teoricamente come la vicinanza al suolo incrementi la portanza e riduca la resistenza, in particolare quella indotta. Questo capitolo si propone di constatare ciò attraverso i risultati della analisi realizzate attraverso il software XFLR5.

In prima analisi si è rappresentato l'andamento del effetto suolo ad AR, rastremazione e freccia costanti. Si è ristretto l'intervallo d'angolo d'attacco tra -5 e 10 gradi, ipotesi accettabile perché in fase di decollo non si superano questi assetti.

Per quanto riguarda il C_L la pendenza della curva di portanza aumenta (Fig. 19) con il diminuire della distanza dal suolo h . Al diminuire dell'angolo d'attacco si ha lo stesso C_L , si può ipotizzare che l'angolo di portanza nulla α_{0L} sia lo stesso per tutte le curve, in altri termini hanno tutte lo stesso punto di partenza.

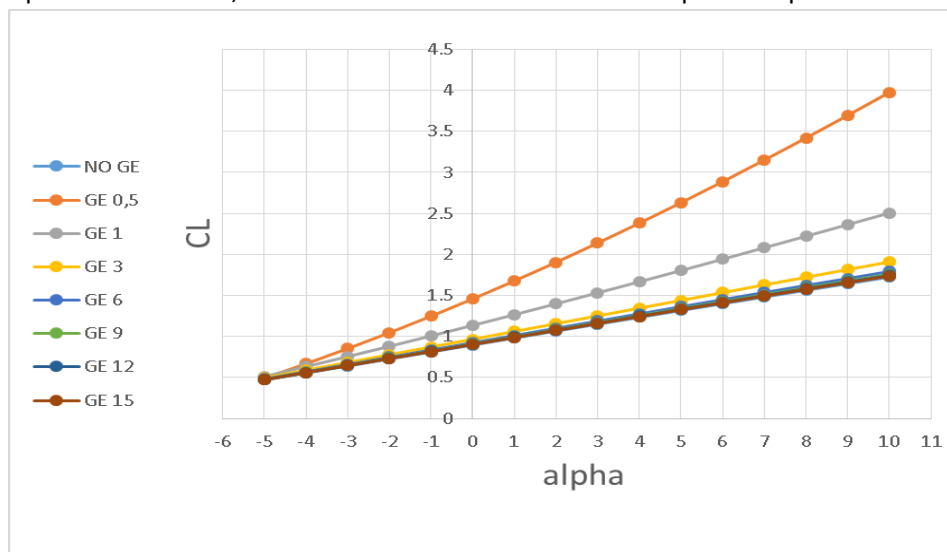


Fig. 19: Andamento curva d portanza al variare del GE (ground effect).

Il C_L conserva un andamento lineare al variare della distanza dal suolo. Inoltre all'aumentare di quest'ultima le curve tendono ad adagiarsi sulla retta NO_GE, condizione *out of ground effect*.

All'angolo d'incidenza pari a 0, le rette per piccole distanze h mostrano un incremento rilevante, come si può notare in Fig. 20.

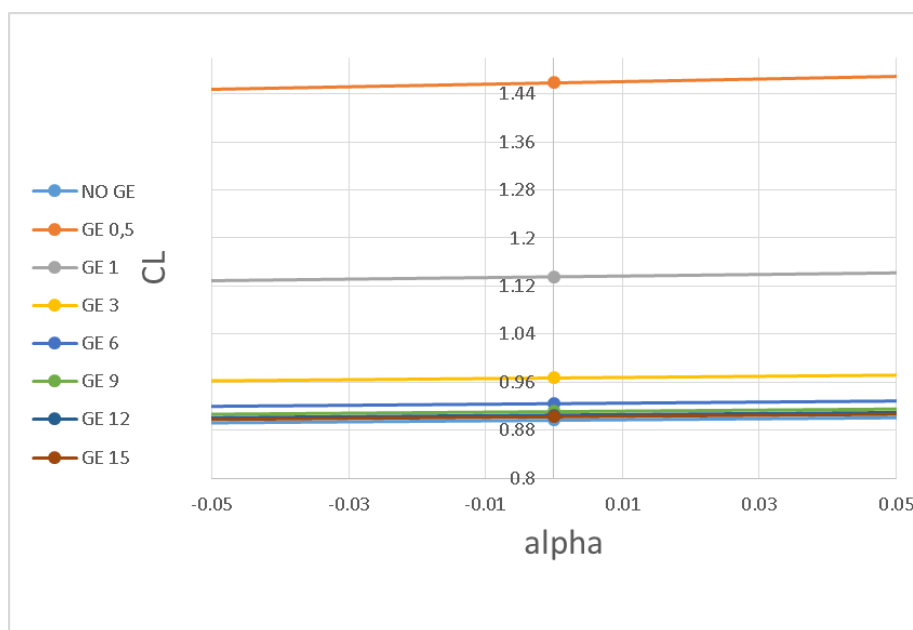


Fig. 20: Dettaglio della curva di portanza ad $\alpha = 0^\circ$.

È stato poi rappresentato l'andamento delle polari (Fig. 21) e del C_D rispetto al C_L^2 (Fig. 22) data la relazione lineare messa in luce dall'equazione (1.5). Si è riscontrato che solo l'andamento delle curve a GE pari 0.5 e 1 m si discosta da un andamento lineare. Il range di C_L^2 è stato quindi ristretto ai C_L^2 determinati dal NO_GE, poiché la pendenza della polare tende a crescere al diminuire della distanza h per cui si hanno rilevanti discostamenti dall'andamento lineare.

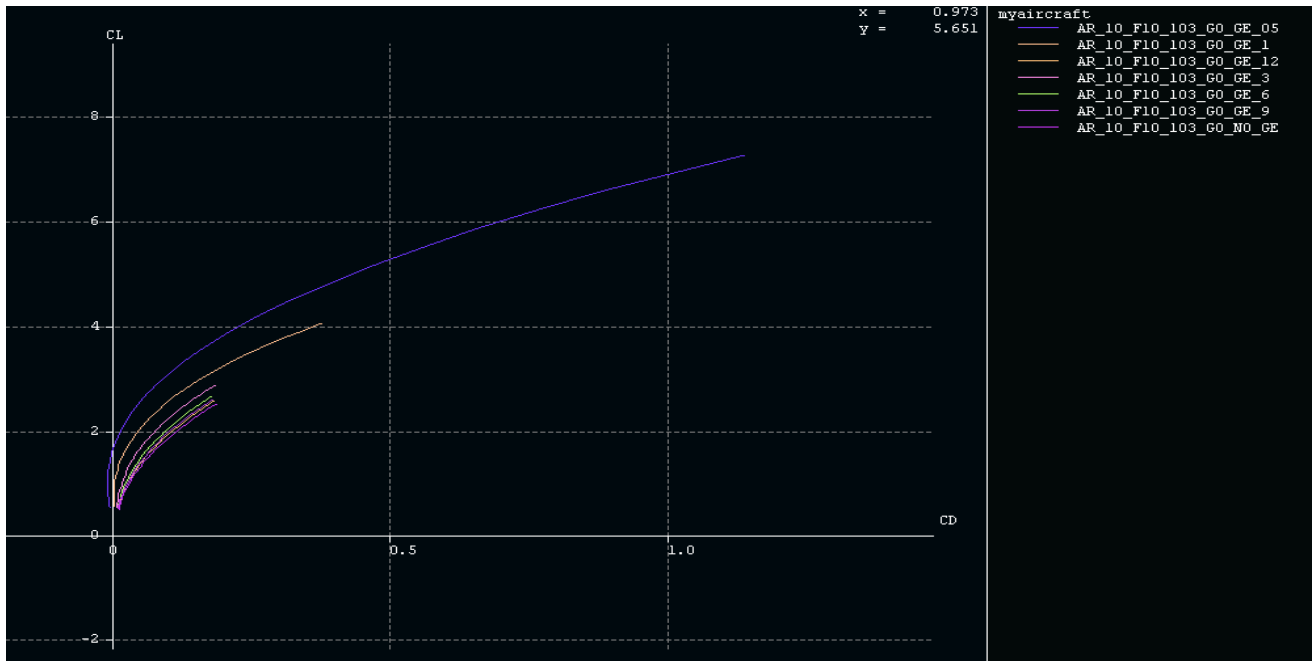


Fig. 21: Andamento polare in XFLR5.

Si nota come al ridursi della distanza dal suolo il coefficiente di resistenza decresce. Anche per il coefficiente di resistenza, al crescere di h le curve tendono alla curva di NO_GE (Fig. 22).

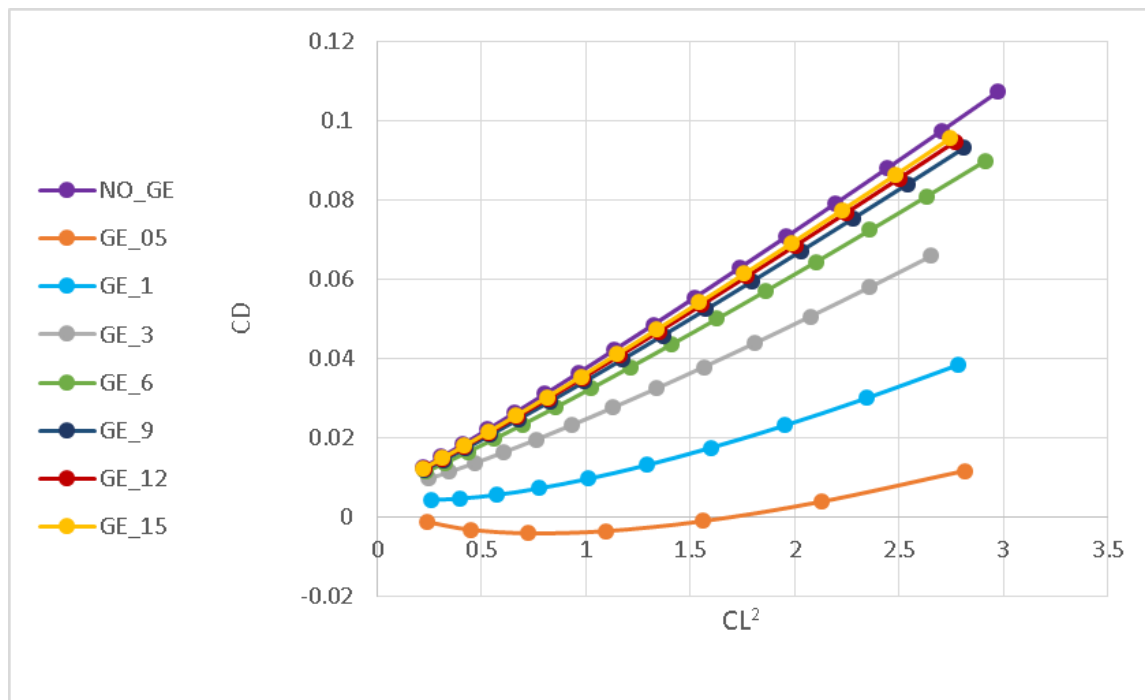


Fig. 22: Grafico del CD in funzione del CL^2 al variare della distanza dal suolo.

Effetto allungamento alare.

Nel grafico di Fig. 23 Fig. 24 si valuta l'andamento del K_{CL} rispetto al rapporto adimensionale h/b al variare dell'allungamento alare. Il termine K_{CL} è pari al rapporto tra la pendenza della curva di portanza ad un determinato h , rispetto la pendenza della curva di portanza nel caso *out of ground effect*.

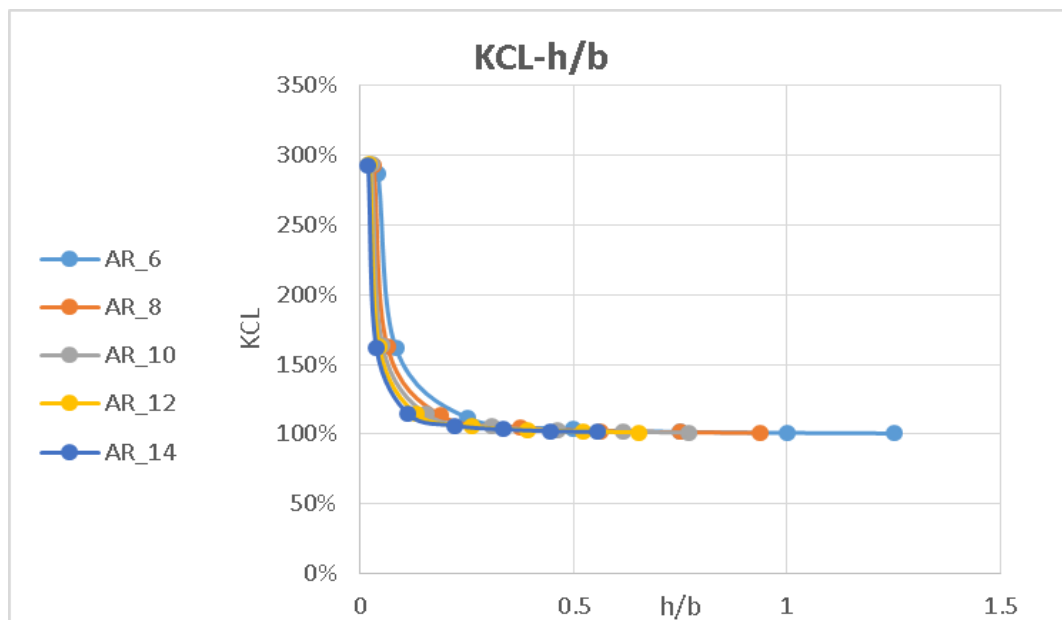


Fig. 23: Grafico del KCL in funzione di h/b al variare di AR, a freccia=20° e $\lambda=0.3$.

Si nota come all'aumentare del rapporto h/b tutte le curve tendono a sovrapporsi. Variazioni rilevanti le si hanno a basse distanze dal suolo, importanti in fase di decollo. In particolare si nota un aumento del K_{CL} pari quasi al 300% rispetto al NO_GE.

Si nota inoltre che a fissata distanza dal suolo, al crescere dell'allungamento alare il K_{CL} diminuisce. È possibile coglierne i particolari attraverso il grafico di Fig. 24.

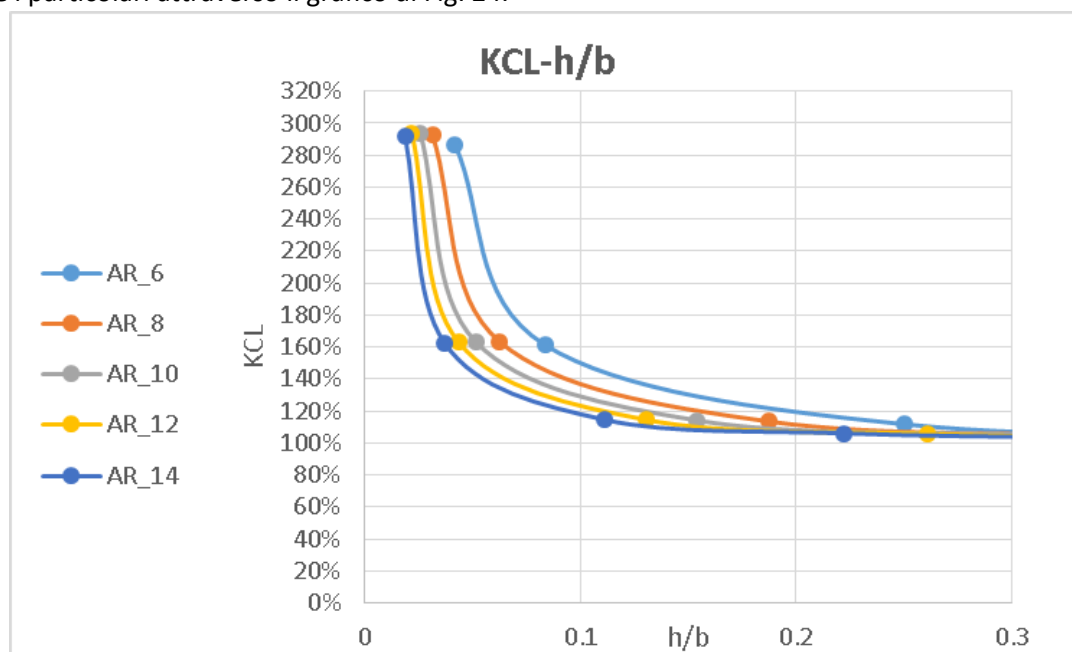


Fig. 24: Dettaglio del KCL per bassi valori di h/b .

Analizzando il K_{CD} all'aumentare dell' h/b le curve tendono a sovrapporsi. L'effetto dell'AR è possibile notarlo per bassi valori del rapporto h/b (Fig. 25).

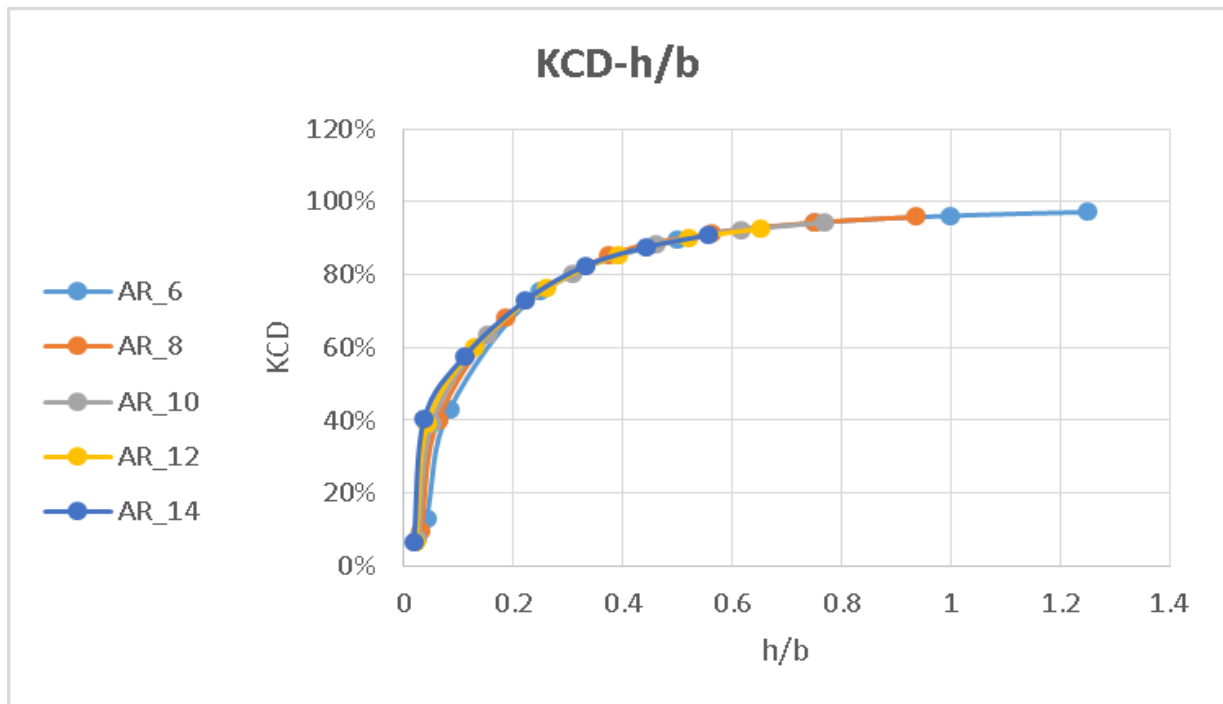


Fig. 25: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare di AR, a freccia=20° e $\lambda=0.3$.

Tutto ciò è reso evidente attraverso il dettaglio riportato nel grafico in Fig. 26.

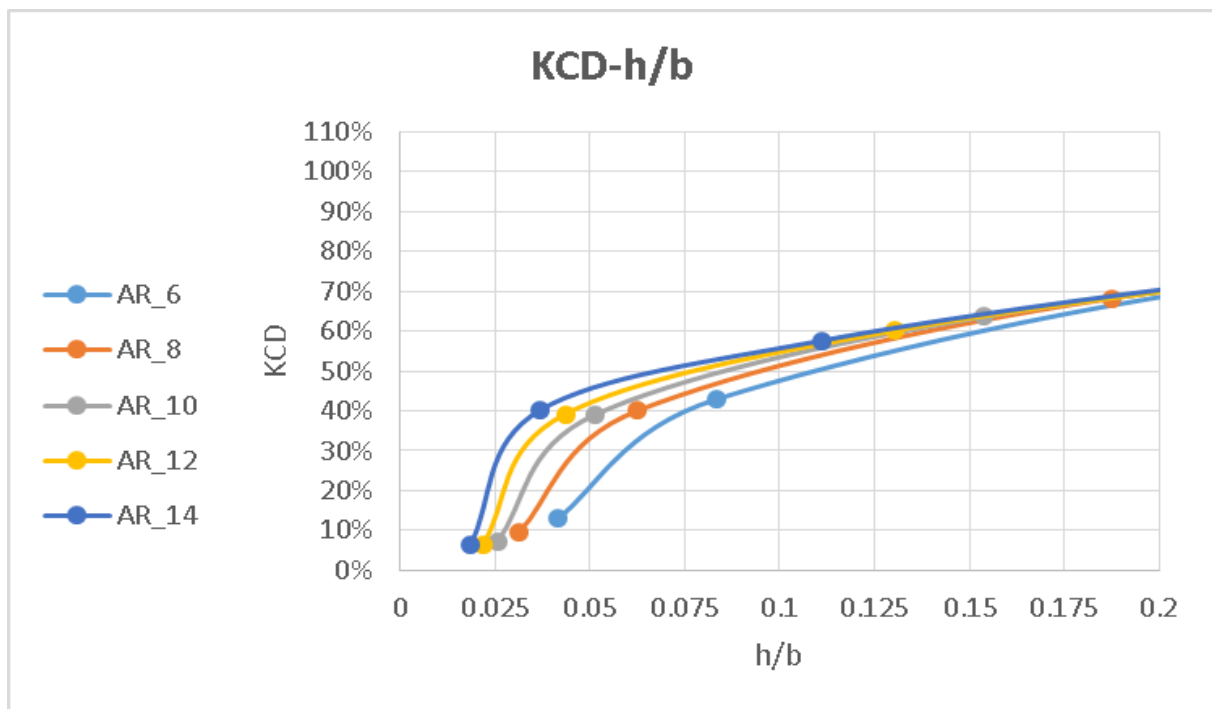


Fig. 26: Dettaglio del KCD per bassi valori di h/b .

A parità di h/b , al crescere di AR il K_{CD} aumenta; ad esempio per $h/b=0.075$ il K_{CD} è pari al 40% per un AR 6, mentre per AR pari a 14 è pari al 50%.

Effetto rastremazione λ ad AR 8 e freccia 10°

Dai grafici in Fig. 27 e Fig. 28 possiamo notare che la variazione di rastremazione non ha un grande effetto, infatti, le tre curve sono del tutto sovrapposte fra di loro.

Si nota che al diminuire della rastremazione si riduce il $K_{CL_{max}}$. Anche per la resistenza al diminuire della rastremazione si riduce il $K_{CD_{min}}$. La variazione della rastremazione non ha un effetto rilevante, infatti le curve tendono a sovrapporsi.

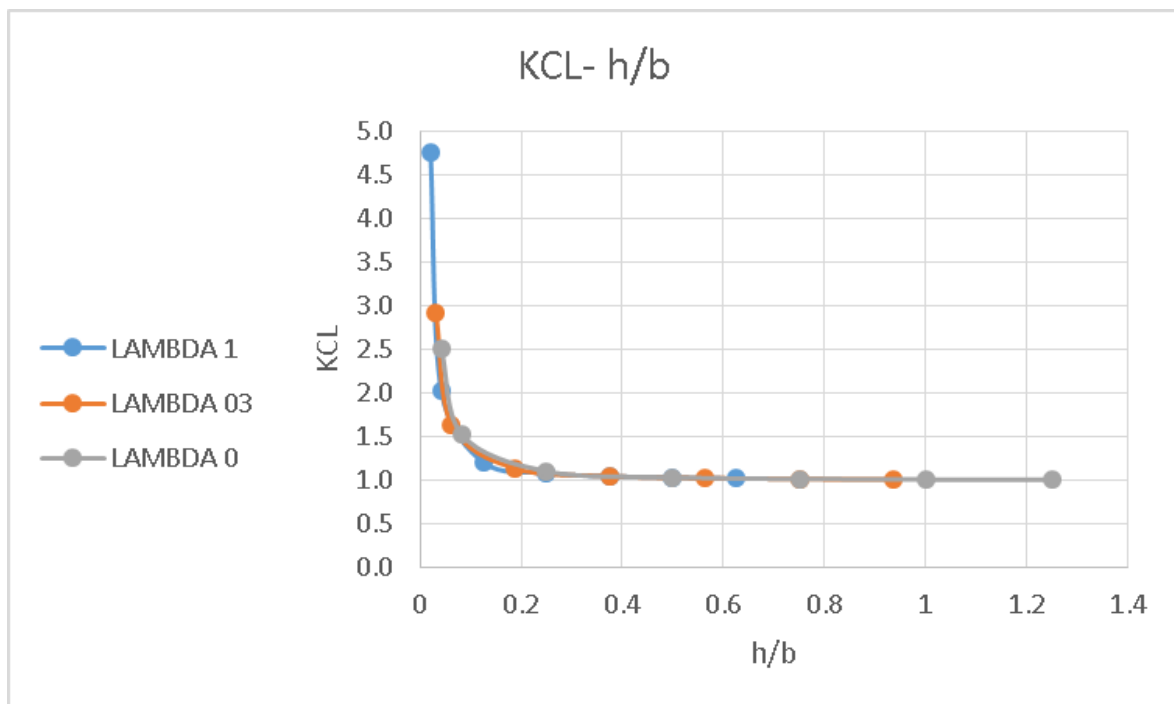


Fig. 27: Grafico del KCL in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione a freccia= 10° e AR=8.

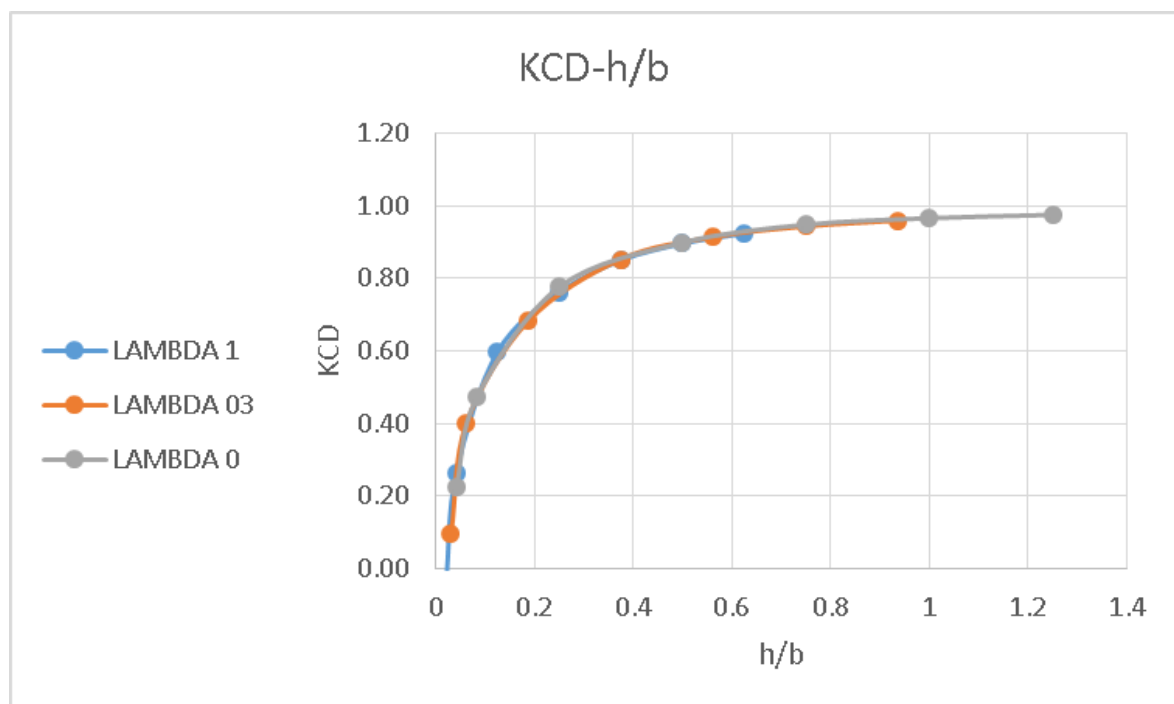


Fig. 28: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione per freccia= 10° e AR=8.

Effetto rastremazione λ ad AR 8 e freccia 20°

Si è voluto analizzare lo stesso caso a freccia 20° . Si notano gli stessi effetti sul K_{CL} e sul K_{CD} (Fig. 29 e Fig. 30). In particolare in Fig. 31 sono stati messi a confronto i due casi e si nota che con l'aumentare della freccia si raggiungono $K_{CL,max}$ minori.

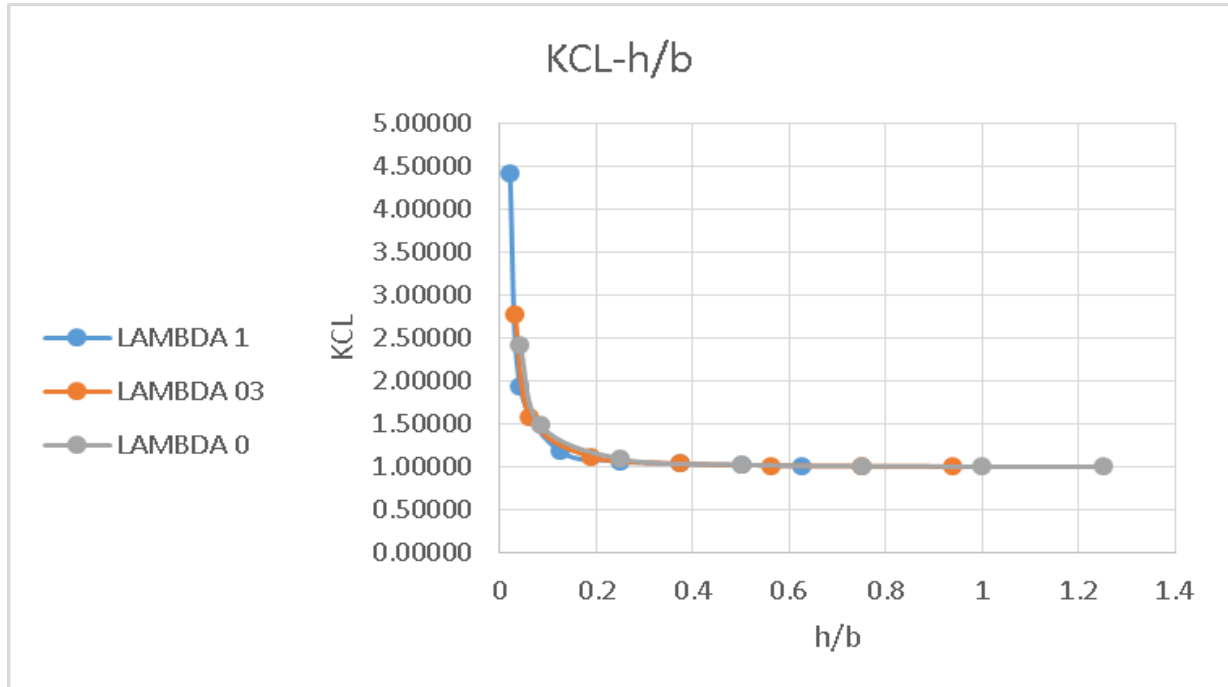


Fig. 29: Grafico del KCL in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione per freccia 20° e $AR=8$.

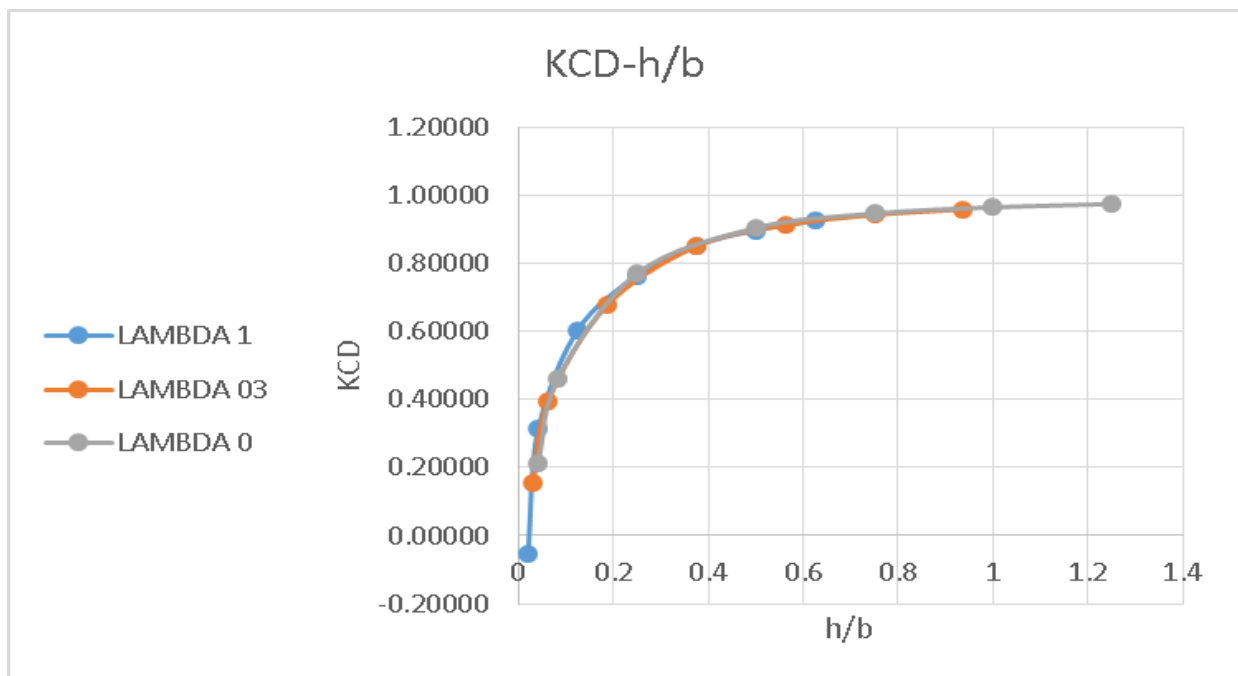


Fig. 30: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione per freccia 20° e $AR=8$.

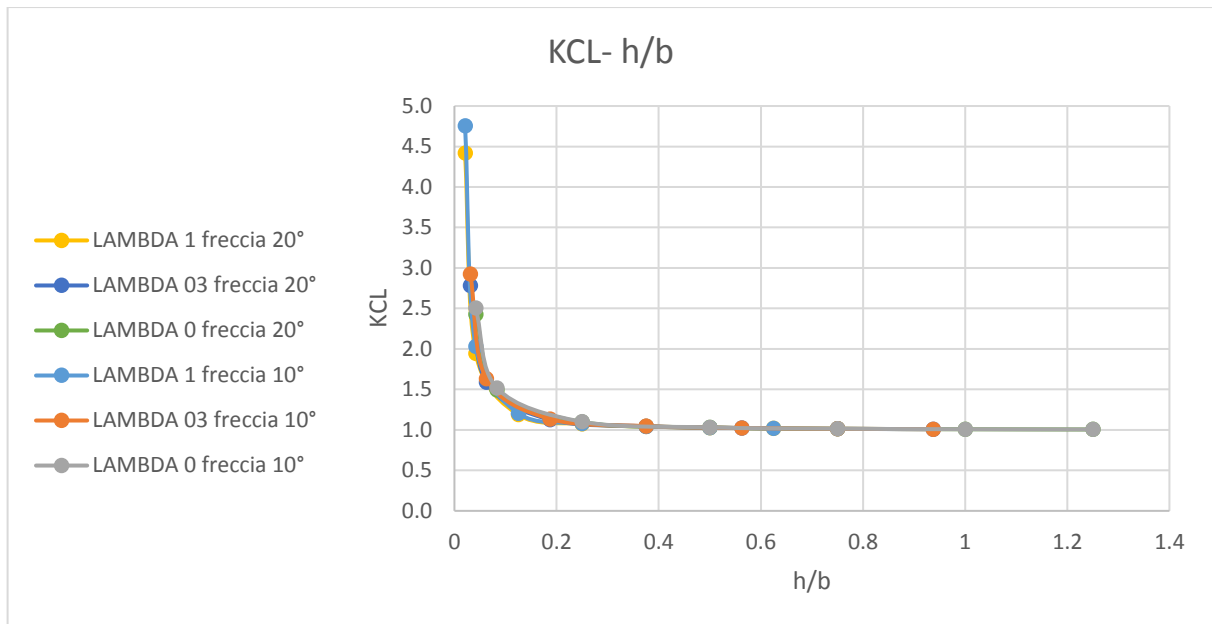


Fig. 31: Confronto KCL per freccia a 10° e 20°, ad AR=8.

Effetto freccia.

È evidente un notevole incremento del K_{CL} ed una riduzione altrettanto rilevante del K_{CD} per bassi rapporti h/b . La variazione della freccia non ha un effetto rilevante infatti le quattro curve si sovrappongono fra di loro. Dai grafici in Fig. 32 e Fig. 33 è possibile notare che al crescere della freccia il $K_{CL,max}$ diminuisce lievemente e che il $K_{CD,min}$ aumenta.

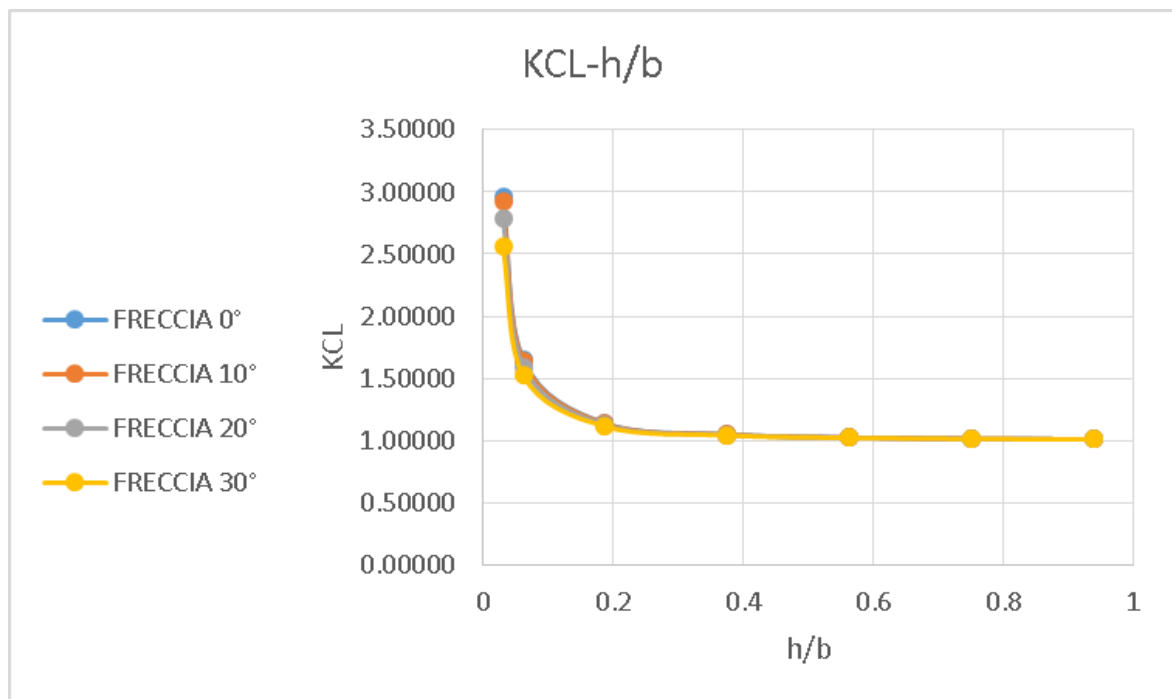


Fig. 32: Grafico di KCL in funzione di h/b al variare della freccia ad AR=8 e $\lambda=0.3$ fissati.

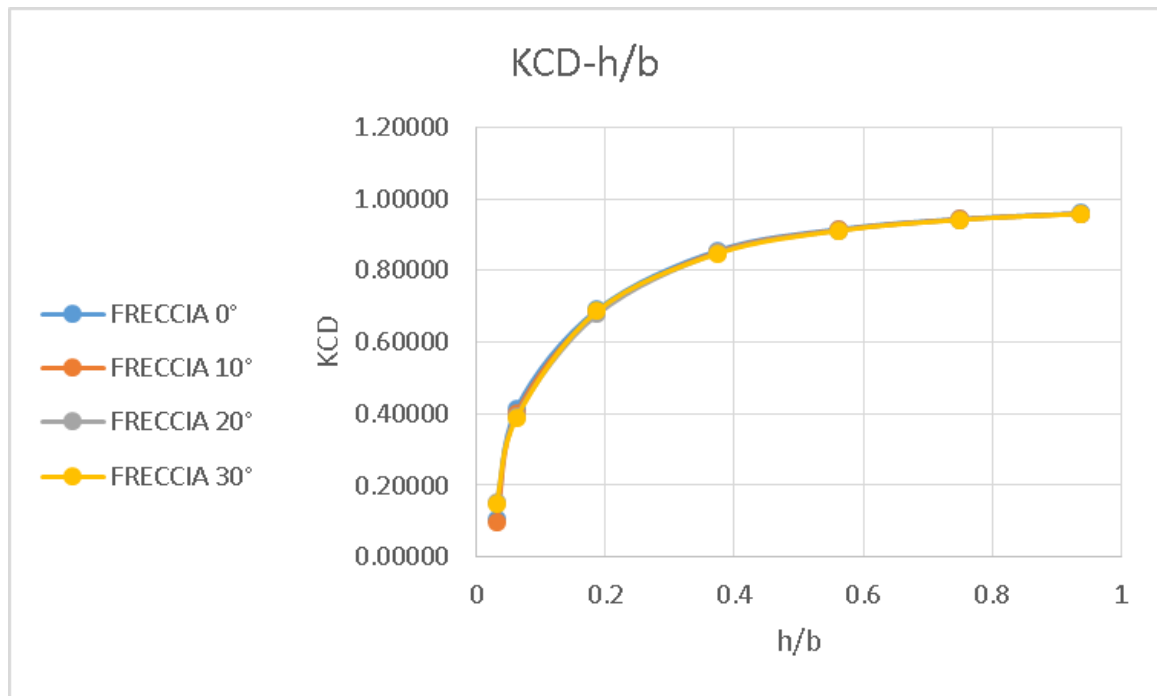


Fig. 33: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare della freccia, ad $AR=8$ e $\lambda=0.3$.

Confronto con i testi

Si sono poi confrontate le curve del K_{CD} in funzione di h/b con i grafici presenti in letteratura. Tra questi si è scelto quello riportato in Fig. 34.

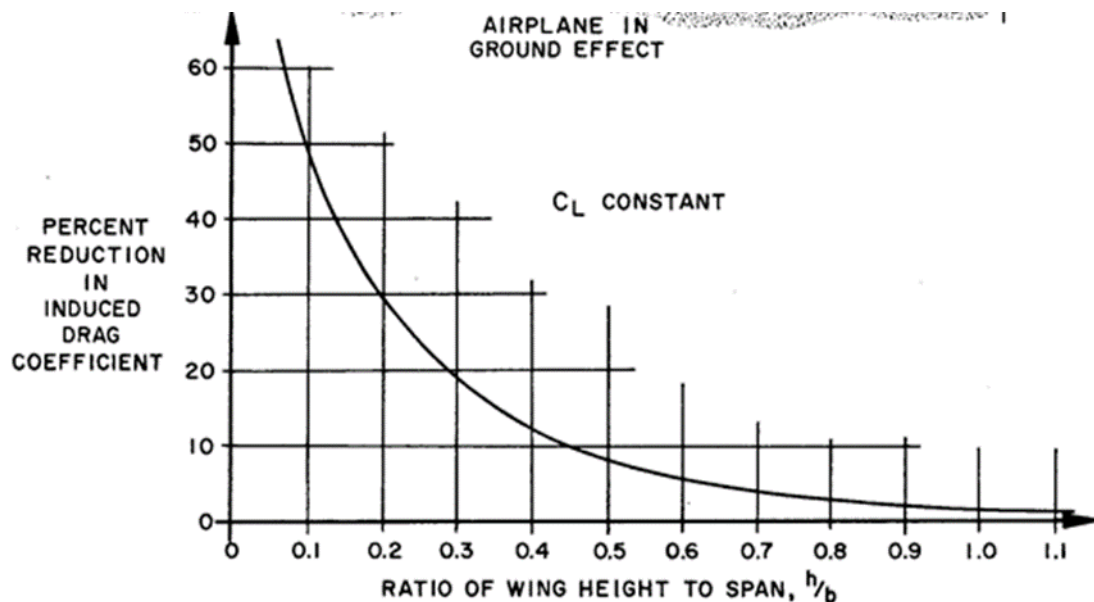


Fig. 34: Curva del KCD di resistenza indotta in funzione del h/b [5].

Come è possibile notare dai grafici riportati da Fig. 35 a Fig. 39, le curve si adagiano nell'intorno della curva fornita dal testo^[5], ciò ci garantisce la correttezza delle analisi svolte e, come abbiamo già analizzato, si mettono in luce più particolari ai bassi rapporti h/b .

Per quanto riguarda il K_{CL} i testi non forniscono grafici di riferimento per cui quelli ottenuti da questa tesi potrebbero fornire nuovi riferimenti per lo studio teorico dell'effetto suolo.

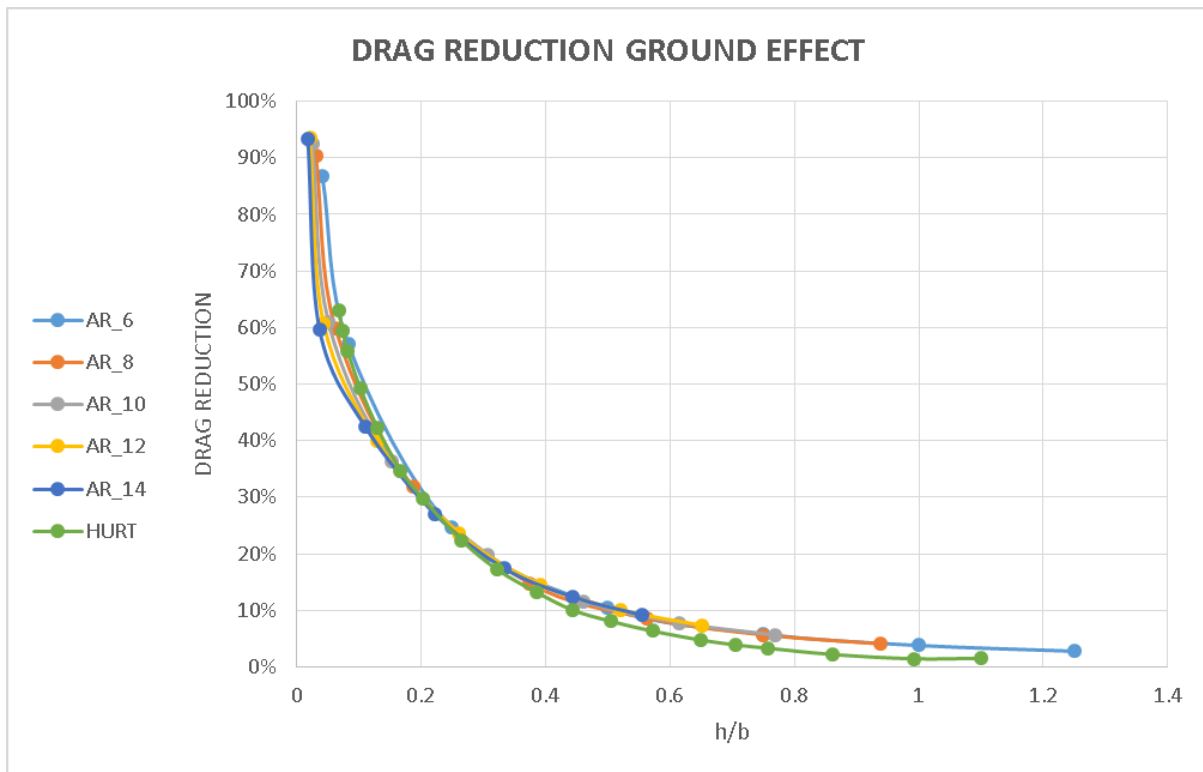


Fig. 35: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare di AR per freccia= 20° e rapporto di rastremazione pari a 0.3.

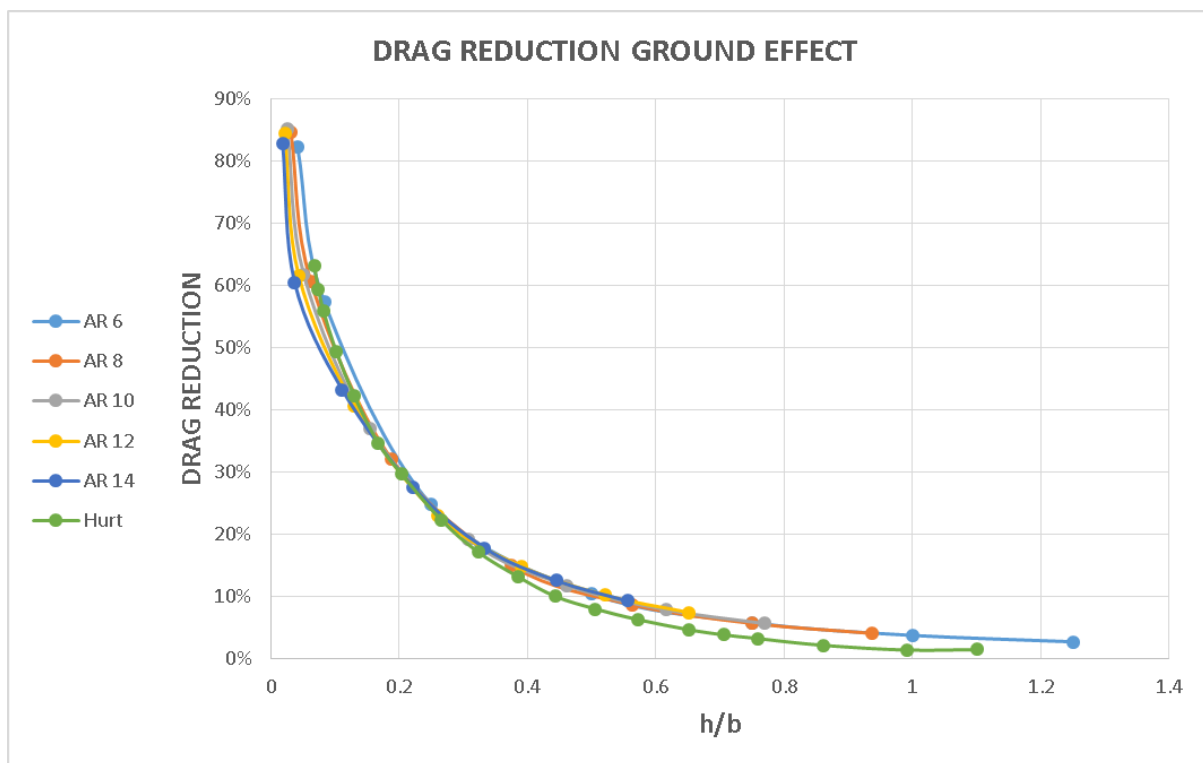


Fig. 36: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare di AR per freccia= 10° e rapporto di rastremazione pari a 0.3.

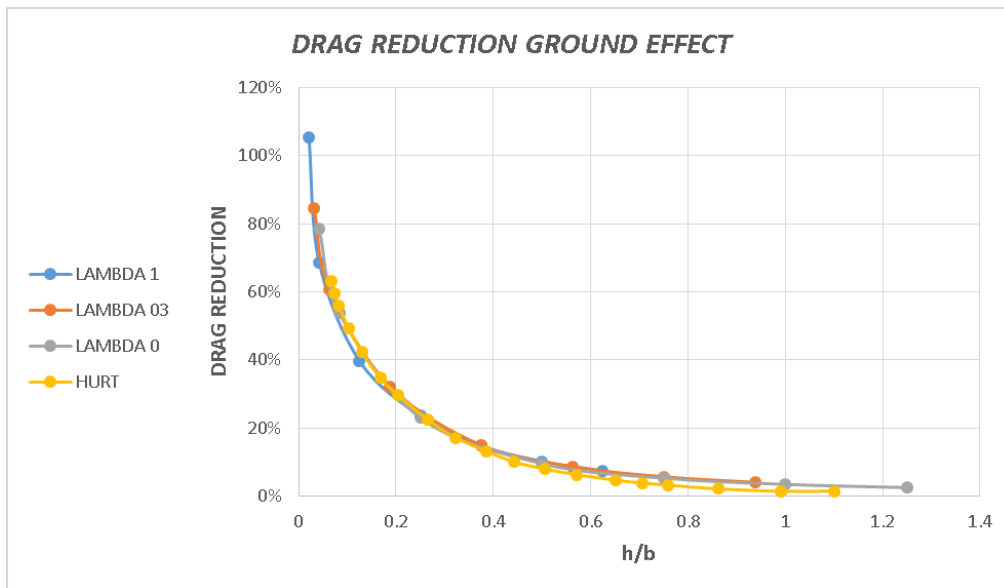


Fig. 37: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione per freccia=20° ed $AR=8$.

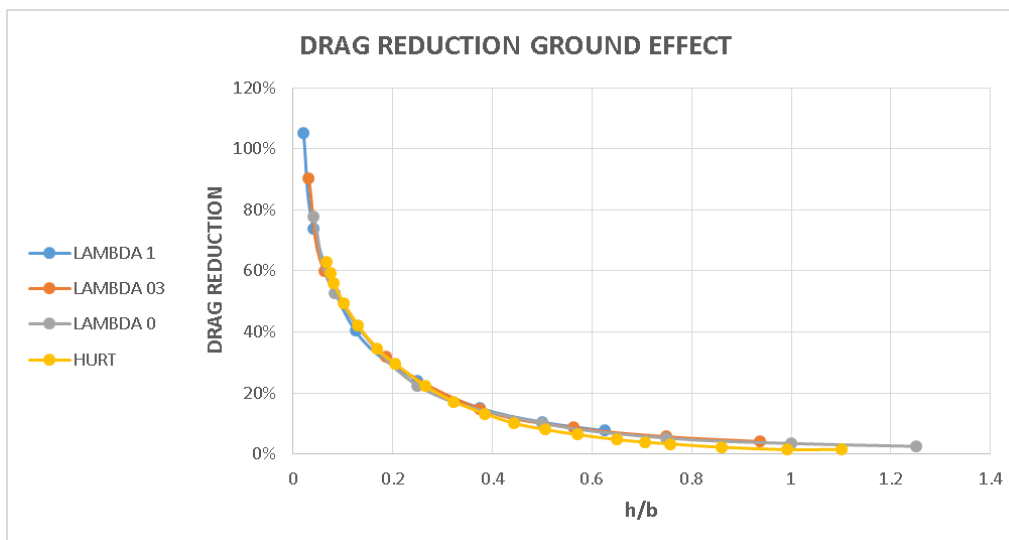


Fig. 38: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare del rapporto di rastremazione per freccia=10° ed $AR=8$.

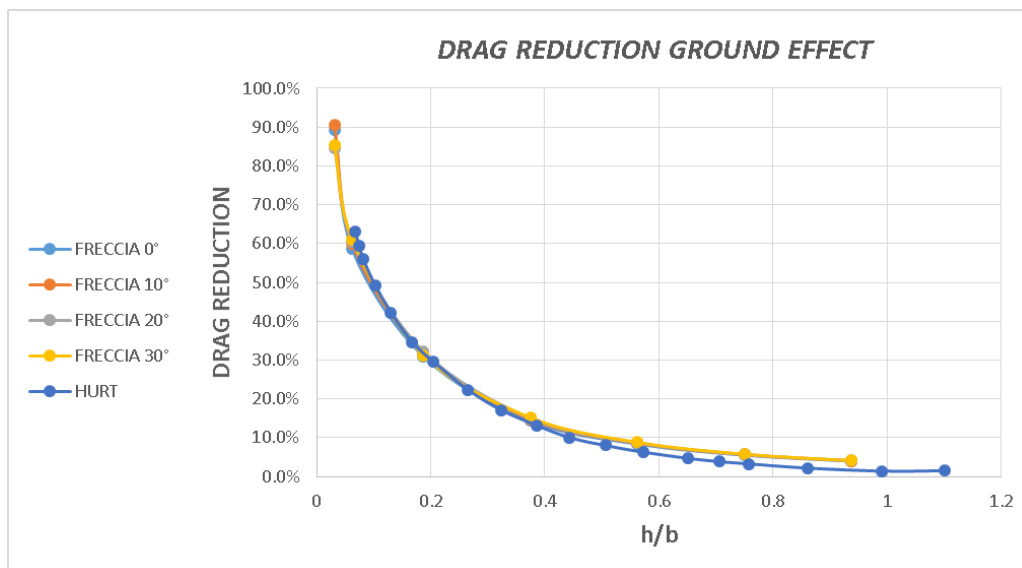


Fig. 39: Grafico del KCD in funzione di h/b al variare del rapporto della freccia per $AR=8$ e rapporto di rastremazione=0.3

Conclusioni e prospettive

Dai risultati di queste analisi si può quindi desumere che l'effetto suolo ha una dipendenza oltre che dalla distanza dal suolo h , anche dall'allungamento alare e , in maniera minore, dalla rastremazione e dall'angolo di freccia dell'ala. Gli effetti di queste correlazioni sono evidenti soprattutto per piccoli valori del rapporto h/b tra la distanza dal suolo h e l'apertura alare b .

Un successivo lavoro per completare questo studio di tesi potrebbe essere l'analisi di ali con differenti configurazioni, ad esempio con una maggiore deflessione del flap per poter simulare anche la fase di atterraggio.

Inoltre, attraverso lo studio condotto per tutte le configurazioni, già precedentemente elencate, si potrebbero raccogliere i risultati ricavati in un *database* per permettere ad un generico utente di poter accedere con i dati in *input* (AR , freccia, λ e h relativi alla propria ala) per ricavare i coefficienti K_{C_L} e K_{C_D} attraverso i quali potrà correggere il calcolo della portanza e della resistenza indotta in presenza dell'effetto suolo.

Ideale per questo scopo è il formato $HDF5^{[w3]}$. $HDF5$ (*Hierarchical Data Format 5*) è un formato per la gestione di gruppi di dati di qualsiasi tipologia e complessità. Esso è composto dai seguenti elementi:

- Un *File Format* per la memorizzazione dei dati $HDF5$
- Un *Data Model* per l'organizzazione logica e l'accesso ai dati $HDF5$ direttamente da un'applicazione
- Il *Software* per la lavorazione di questi formati.

Bibliografia

- [1] Nicolosi F., Appunti Delle Lezioni Di Prestazioni (Modulo Di Meccanica Del Volo), Dipartimento Di Ingegneria Industriale, Università Degli Studi Di Napoli Federico II.
- [2] Leland M. Nicolai; Grant E. Carichner, Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Vol. 1, 2010.
- [3] Barnes W., Ph.D. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, 1979.
- [4] Monda A. D., Analisi Aerodinamica Di Un Velivolo Bimotore Ad Elica Tramite Il Software Xflr5, 2012/2013.
- [5] Hurt H. H. Jr., Aerodynamics for Naval Aviators, Skyhorse Publishing, Inc., New York NY, 2012.

Siti Web consultati

- [W1] <http://www.Rcaeromodellismo.it/Main/2014/Meccanica-Del-Volo/>, 19 settembre 2017.
- [W2] <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>, 19 settembre 2017.
- [W3] The HDF Group, <https://support.hdfgroup.org/HDF5/>, 19 settembre 2017.

Ringraziamenti

Un particolare ringraziamento va al mio professore e relatore Fabrizio Nicolosi e all'ingegnere Vittorio Trifari che grazie alla loro costante disponibilità ed i loro preziosi consigli e correzioni hanno reso possibile questo lavoro di tesi.

Ringrazio i miei genitori per il loro amore che esprimono nei gesti più semplici quelli che dimentichi sempre di ringraziare; grazie per i vostri sacrifici che hanno reso possibile questo mio primo traguardo; spero di avervi resi un po' orgogliosi di me nonostante questo obiettivo l'abbia raggiunto in ritardo e nonostante non sempre ho seguito i vostri consigli sulle scelte di vita, ma siete stati voi ad insegnarmi ad essere caparbia, a non rinunciare a nulla, soprattutto agli affetti, che è importante ragionare con la propria testa ed assumersi le responsabilità delle proprie scelte.

Ringrazio le mie sorelle, anche se il mio orgoglio non lo dimostra, sono state per me sempre un esempio di vita, i miei ideali a cui mi ispiro, come dei supereroi che agiscono silenziosamente non chiedendo nulla giungono al loro obiettivo nonostante le mille difficoltà. Con il loro affetto mi hanno sempre spronato e hanno creduto in me, perché questo legame fa sì che ognuna di noi stia sempre dalla parte dell'altra, giusto o sbagliato che sia.

Ringrazio i miei cugini i miei zii e i miei nonni, quelli più vicini quelli più lontani e quelli che non ci sono più; soprattutto tu "la signora in giallo" che per me, fra quelle là su, sarai sempre la stella più splendente.

Ringrazio te che "sei sempre dalla mia parte", te che mi supporti e sopporti sempre, nonostante quanto fossi irascibile in quest'ultimo periodo. "Ci sei sempre stata". (Tu) che conosci tutti i miei "peccatucci. Queste cose la gente le chiama imperfezioni, ma non lo sono. Sono la parte essenziale. Poi dobbiamo scegliere chi far entrare nel nostro piccolo strano mondo. Nessuno è perfetto. La domanda è se si è perfetti l'uno per l'altra. È questo che conta. È questo che significa intimità."

Ringrazio le mie amiche di sempre; si dice che i legami che nascono alle superiori sono quelli che durano a lungo e voi ne siete l'esempio lampante; possono separarci chilometri di distanza ma nel rivederci nulla è cambiato.

Ringrazio i miei colleghi che hanno affrontato con me questo percorso di studi, ma soprattutto quelli con cui ho condiviso solo i primi anni, per aver condiviso non solo appunti, ore di studio e stress preesame, ma anche un'amicizia oltre quei banchi.

Ed infine anche se non meno importante ringrazio il calcio da sempre parte della mia vita, attraverso il quale ho conosciuto tante ragazze che sono poi diventate la mia seconda famiglia, e con cui ho imparato ciò che significa il senso del sacrificio nell'andare ad allenarti a qualsiasi ora e con qualsiasi condizione metereologica; nel correre su quel campo finché non ti bruciano le gambe; nel soffrire per una sconfitta, per una panchina, per una mancata convocazione; a gioire per una vittoria o anche per una buona prestazione tutte insieme.