



POLITECNICO
MILANO 1863

Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali
Corso di Aerodinamica

Leonardo Bosia 10583329

Lorenzo Ciuti 10580051

Matteo Colombo 10567996

Carlo Cordini 10569509

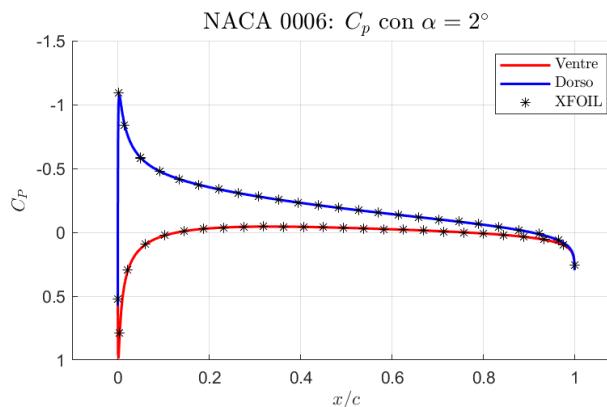
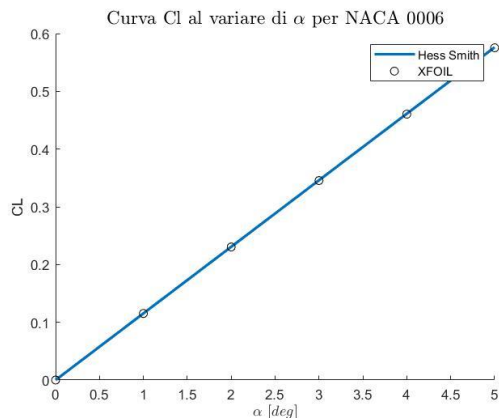
Simone Cruciani 10626224

Andrea Di Natale 10600349

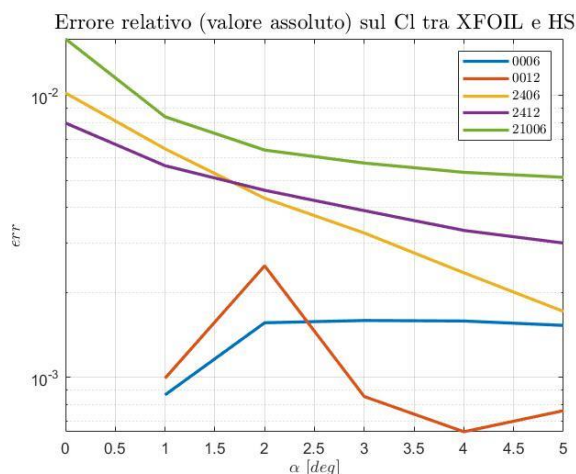
Hess-Smith

Validazione del metodo di Hess-Smith: confronto con XFOIL

Per validare il codice da noi scritto abbiamo confrontato i risultati che abbiamo ottenuto con quelli del programma XFOIL. I calcoli sono stati effettuati per il profilo simmetrico NACA 0006 con un numero di pannelli pari a 160.



A sinistra, per un'incidenza variabile tra 0° e 5° , si osserva un andamento del coefficiente di portanza che è lineare e che si sovrappone a quello ricavato con XFOIL. Inoltre, come ci si aspetta per un profilo simmetrico, il coefficiente di portanza per un'incidenza nulla è anch'esso nullo. A destra, per un'incidenza di due gradi, è rappresentato l'andamento del coefficiente di pressione lungo il profilo. Dal grafico si nota che anche in questo caso i risultati ottenuti dal nostro codice si sovrappongono in modo soddisfacente all'andamento previsto da XFOIL. La validazione è stata estesa in modo analogo anche ad altri profili di differenti spessori, simmetrici e non simmetrici, appartenenti alle famiglie NACA 4 cifre e NACA 5 cifre, e l'esito del confronto ha confermato ciò che si è osservato per il profilo NACA 0006: calcolando l'errore relativo sul coefficiente di portanza tra i valori ottenuti dal nostro codice con 160 pannelli e quelli di XFOIL, per valori di incidenza variabili tra 0° e 5° , abbiamo ricavato il seguente grafico.

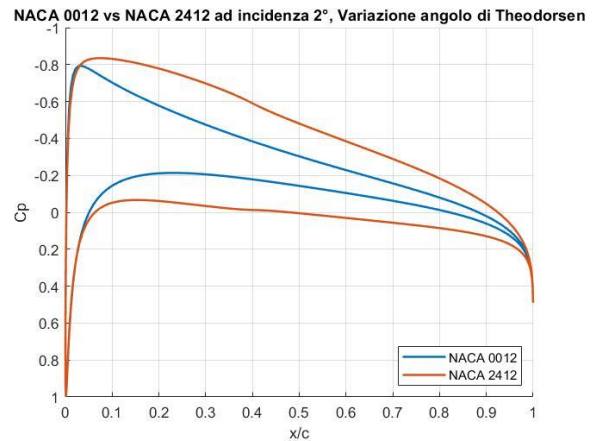
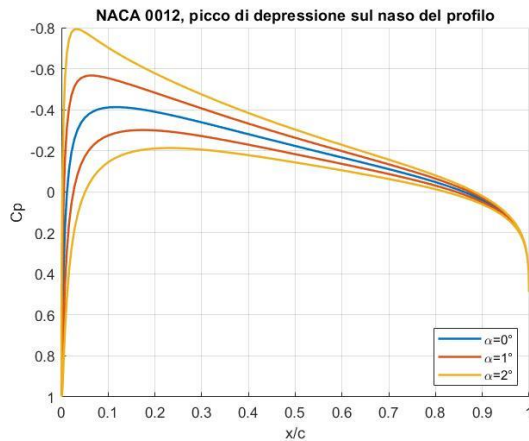


Si nota come l'errore relativo di cui sopra sia uguale o inferiore all'unità percentuale: è un errore da ritenersi accettabile.

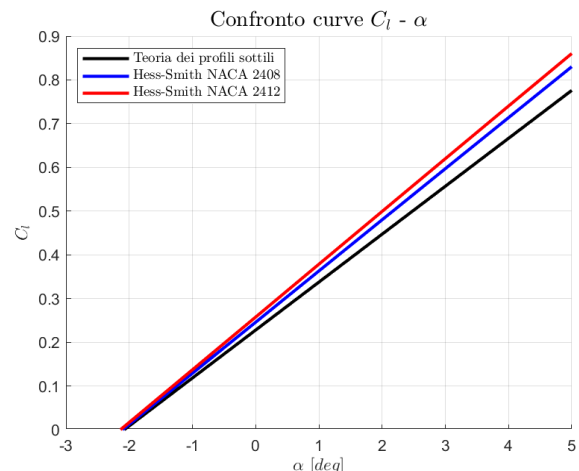
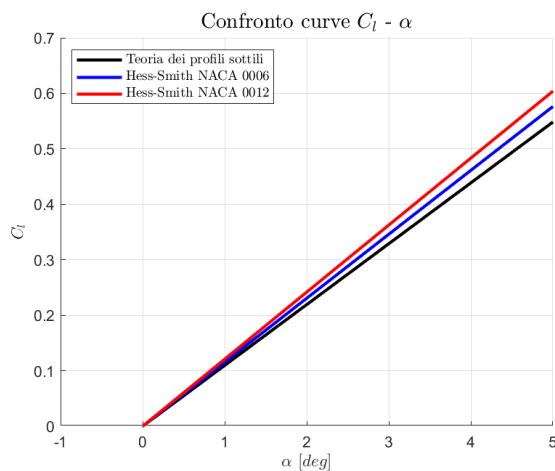
In conclusione, gli andamenti grafici dei coefficienti di portanza e pressione e il valore degli errori relativi ci permettono di affermare che il metodo di Hess-Smith da noi implementato è valido per la stima delle prestazioni di un profilo aerodinamico.

Hess-Smith e il problema della linea media nella teoria dei profili sottili

In questo paragrafo abbiamo studiato i risultati del nostro codice e, in seguito, li abbiamo posti in relazione alle previsioni derivanti dal problema della linea media nella teoria dei profili sottili. Una prima osservazione riguarda il comportamento del coefficiente di pressione. Come è mostrato nelle seguenti figure, ciascun profilo lavora ad un angolo di incidenza ottimale e man mano che ci si discosta da questo valore compare un picco di depressione sul naso del profilo.



A sinistra si può osservare questo fenomeno per il profilo simmetrico NACA 0012 (160 pannelli) mentre a destra si può osservare come il profilo NACA 2412 (160 pannelli) lavori meglio del profilo precedente ad un angolo di incidenza pari a 2° : infatti, il C_p del NACA 2412 ha un andamento più uniforme e non presenta alcun picco. Si osservi anche che, a pari incidenza, il coefficiente di portanza del profilo dotato di curvatura è maggiore rispetto a quello del profilo simmetrico perché il suo angolo di incidenza di portanza nulla è inferiore. Queste considerazioni sono confermate dalla teoria dei profili sottili, dalle formule per il calcolo dell'angolo di progetto di un profilo e dell'angolo di incidenza di portanza nulla. Confrontando il metodo di Hess-Smith con la teoria dei profili sottili limitatamente al problema della linea media ci aspettiamo inoltre di osservare un discostamento sempre maggiore all'aumentare dello spessore del profilo, poiché non ne stiamo tenendo conto per il calcolo del C_l . Al contrario non ci aspettiamo una variazione significativa dell'angolo di portanza nulla α_0 , in quanto il calcolo viene effettuato con la variazione di pendenza della linea media che, per ciascun confronto eseguito nelle immagini sottostanti, è la medesima.

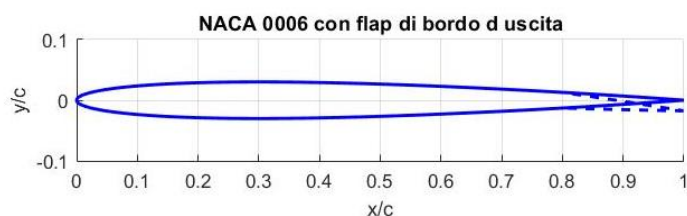


Come previsto, sia dal confronto eseguito con 160 pannelli tra i profili simmetrici NACA 0006 e NACA 0012 sia da quello tra i non simmetrici NACA 2408 e NACA 2412 emerge che la variazione più significativa riguarda la pendenza della curva $C_l - \alpha$: la pendenza, infatti, aumenta all'aumentare dello spessore, mentre α_0 non varia in maniera rilevante.

Profilo con flap di bordo d'uscita

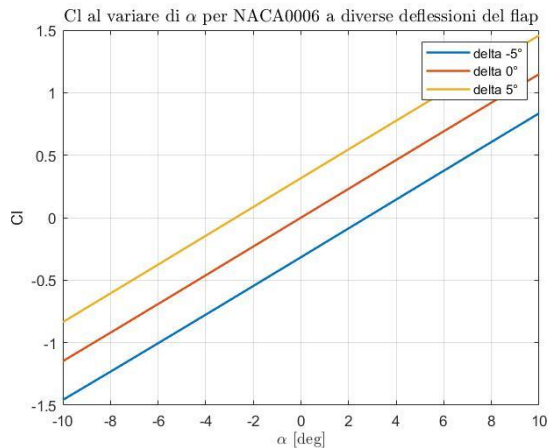
In questo paragrafo abbiamo deciso di presentare un caso da noi ritenuto interessante: un profilo con flap di bordo d'uscita.

I risultati riportati sono relativi a un NACA 0006 con cerniera del flap posta nelle coordinate $\frac{x}{c} = 0.8$ e $\frac{y}{c} = 0$ e con numero di pannelli uguale a 334. La convenzione positiva della deflessione (delta) del flap è T.E.D. (trailing edge down).



I valori di incidenza (tra -10° e 10°) e di deflessione (-5° e 5°) sono stati scelti in modo tale da rimanere nelle ipotesi di validità di un calcolo non viscoso ed è stato verificato in un calcolo viscoso con XFOIL che lo spessore dello strato limite rimanga sottile e che il flusso non sia completamente separato.

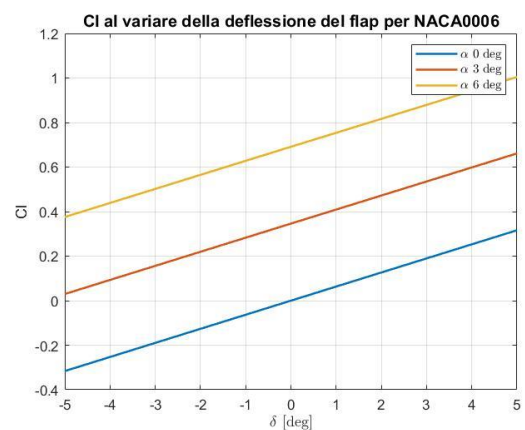
Il primo fenomeno che riteniamo interessante da mostrare è l'andamento del C_l al variare di α per lo stesso profilo ma con deflessioni del flap diverse.



Il secondo grafico mostra il variare del C_l in funzione della deflessione del flap (δ) per tre angoli di incidenza distinti. Poiché, come si nota nel grafico, il comportamento del C_l è lineare al variare della deflessione del flap, possiamo affermare che il metodo di Hess-Smith ci permette di stimare il $Cl_\delta = dC_l/d\delta$, che rappresenta la pendenza di queste rette.

Per il profilo indicato e con le caratteristiche del flap sopra elencate si ottiene $Cl_\delta \cong 3.6 \text{ rad}^{-1}$.

Come ci si aspettava, la deflessione del flap comporta una modifica della linea media del profilo nel bordo d'uscita e di conseguenza una modifica dell' α_0 , e quindi una traslazione del punto corrispondente a una portanza nulla. Osserviamo inoltre che con una deflessione positiva il C_l aumenta rispetto al caso non deflesso, mentre opposto è il comportamento quando la deflessione è negativa.

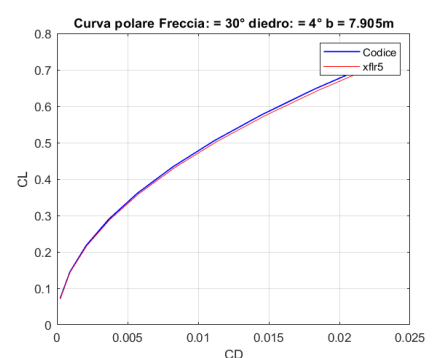
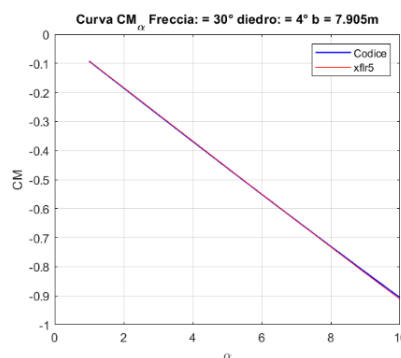
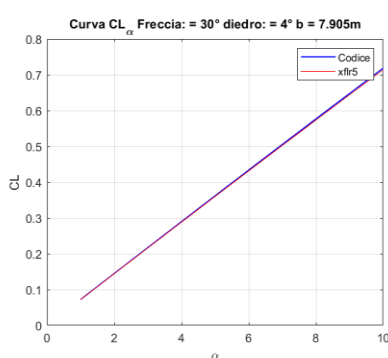


Weissinger

Validazione del metodo: confronto con xflr5

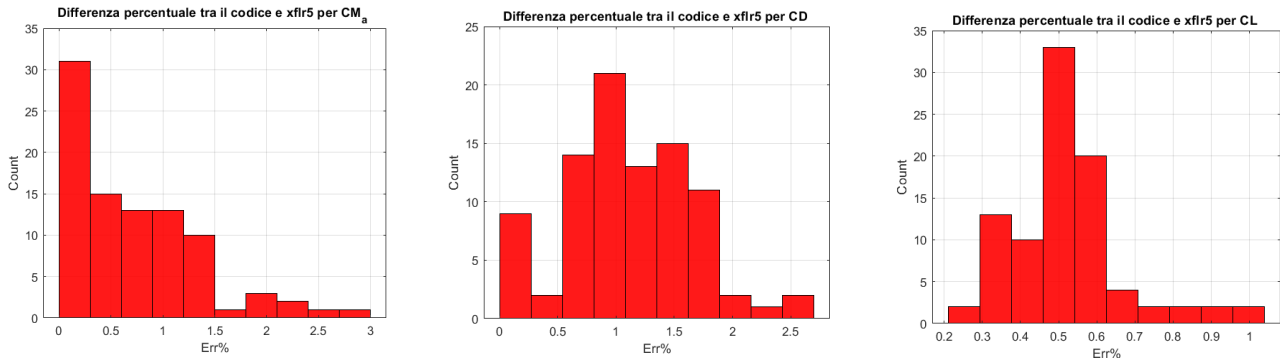
Il primo passo da compiere per effettuare un'analisi attendibile è la verifica dei risultati ottenuti con il codice prodotto da noi rispetto a quelli ottenuti con il software 'xflr5'. Per la validazione non è stato considerato un velivolo particolare, in quanto lo scopo è quello di osservare come varia l'errore percentuale tra il nostro codice ed 'xflr5' al variare dei parametri geometrici del velivolo, quali l'apertura alare, l'allungamento alare, l'angolo di freccia e di diedro. I dati di partenza considerati sono: corda alla radice = corda all'estremità = 1.054 m ; allungamento alare = 7.905 m ; angolo di freccia = 30° ; angolo di diedro = 4° . Il numero di pannelli scelto è pari a 150 ($N=5$ ed $M=15$).

Vengono riportati i grafici del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento (rispetto all'origine del sistema di riferimento) in funzione dell'angolo d'incidenza della sola ala isolata, e il grafico della polare:



Dai grafici sovrastanti si evince come i due programmi giungano ai medesimi risultati.

In seguito abbiamo ripetuto la stessa analisi variando l'apertura alare, l'angolo di freccia e l'angolo di diedro: per ogni valore dei coefficienti di portanza, di resistenza e di momento si è calcolato l'errore rispetto al programma 'xflr5'. Come si può notare dai seguenti grafici, in cui sull'asse delle ordinate viene conteggiato il numero di volte in cui l'errore ricade in un determinato intervallo, l'errore massimo risulta del 3%.

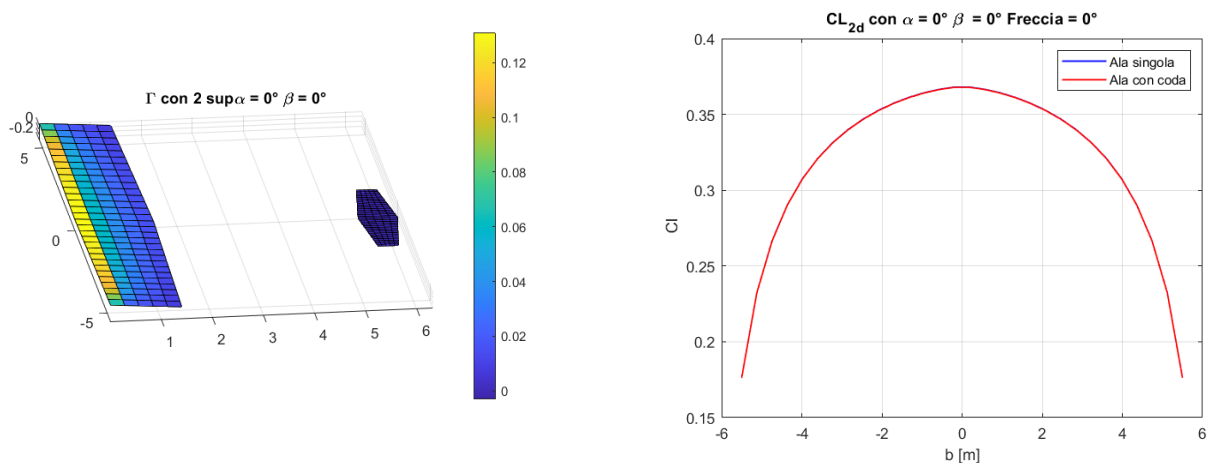


Interazione tra due superfici: effetto della coda sull'ala principale

Viene ora considerato un velivolo reale, il Cessna 172. I dati utilizzati per l'ala sono: superficie di 16 m^2 , apertura alare di 11 m , angolo di diedro di 1° , corda alla radice di 1.5455 m e all'estremità di 1.4 m , angolo di freccia nullo e angolo di calettamento i_w pari a 4° . Con angolo di calettamento si intende l'angolo formato tra la corda alla radice e l'asse delle fusoliera, positivo con l'asse uscente dalla semiala dx. Per la coda, a distanza 5.54 m e 20 cm più in basso dell'ala: superficie di 2 m^2 , apertura alare di 3.4 m , angolo di diedro nullo, corda alla radice di 0.7765 m e all'estremità di 0.4 m , angolo di freccia di 6° e angolo di calettamento i_t pari a 1° .

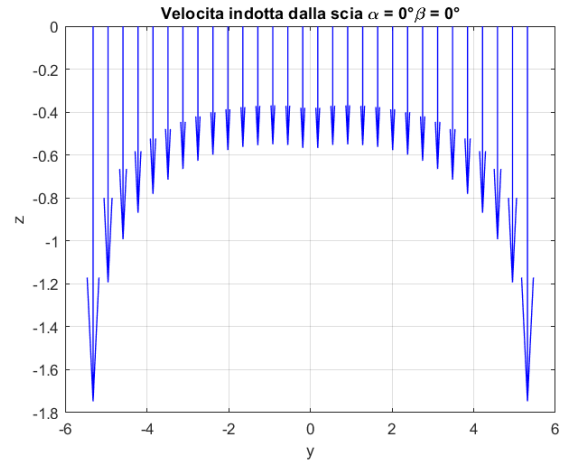
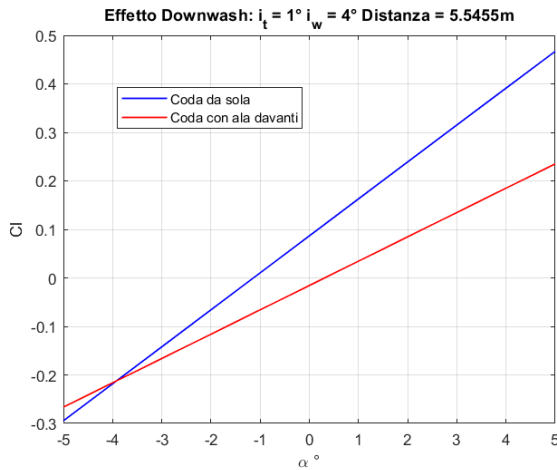
Il numero di pannelli scelto è lo stesso sia per l'ala che per la coda ed è pari a 150 (N=5 ed M=15).

L'effetto della coda sull'ala risulta abbastanza esiguo per il caso in esame, come viene mostrato nella figura sotto a destra. L'effetto diventa significativo solo nel caso in cui la distanza tra le due superfici diventi molto piccola, configurazione tipica dei velivoli fighters, nei quali però il campo di moto non rispetta le ipotesi di validità di questo metodo: strato limite e scia sottili e incomprimibilità della corrente.



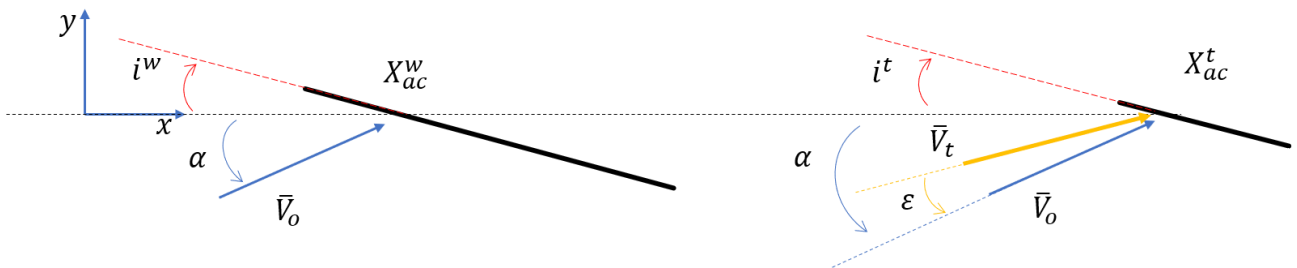
Interazione tra due superfici: effetto downwash

L'obiettivo è quello di riuscire ad implementare attraverso il nostro codice un modello semplificato per l'interazione tra ala a coda. Per fare ciò si è prima studiata la coda singolarmente, determinando la curva di portanza; successivamente viene ricavata nuovamente la curva di portanza della coda tenendo conto degli effetti di induzione dovuti alla presenza dell'ala principale. I dati sono sempre relativi al C 172.



Dal grafico si evince che la curva del coefficiente di portanza al variare dell'incidenza nel caso della coda analizzata singolarmente ha una pendenza maggiore rispetto alla curva ottenuta considerando entrambe le superfici: si ha un calo di prestazioni della coda a causa della presenza dell'ala principale.

Si osserva che la curva di portanza per la coda, considerando la presenza dell'ala, non risulta traslata verso destra ma ruotata: in particolare, come si può notare dal grafico, è ruotata attorno al punto di angolo di incidenza -4° . In corrispondenza di quell'angolo di incidenza, la circolazione presente sull'ala è nulla (infatti l'ala è calettata di 4° e, non essendo presente una curvatura del profilo perché l'ala è piatta in Weissinger, la portanza è nulla quando la corrente indisturbata si allinea alla corda dell'ala) e quindi non si ha effetto di induzione sulla coda. Affinché il coefficiente di portanza nel caso di coda con ala davanti sia uguale al coefficiente nel caso di coda isolata bisogna sommare all'angolo di incidenza un angolo che risulta non costante, ma che varia in funzione dell'angolo di incidenza stesso. Per esempio, nel caso di coda isolata è possibile ottenere un C_l pari a 0.1 con un angolo di incidenza nullo, mentre nel caso di coda con ala davanti è necessario un α pari a 2.3° . Questo effetto è causato dal fatto che la scia induce sulla coda una velocità che varia lungo l'apertura ed è funzione dell'angolo di incidenza, perciò la velocità vista effettivamente dalla coda è diversa rispetto alla velocità asintotica della corrente, sia in modulo che soprattutto in direzione (grafico in alto a destra). La velocità indotta risulta verso il basso, e questo causa sicuramente una diminuzione dell'angolo d'attacco, con un calo conseguente della portanza.



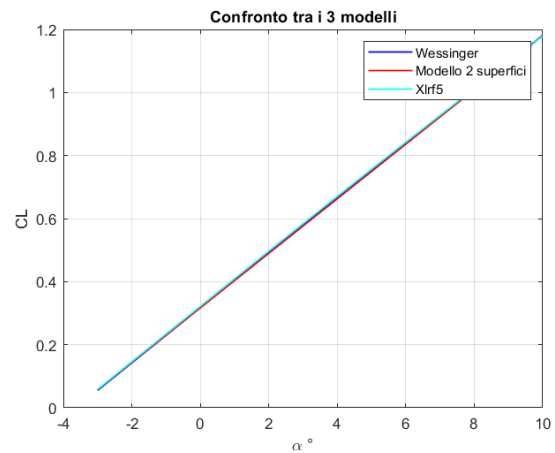
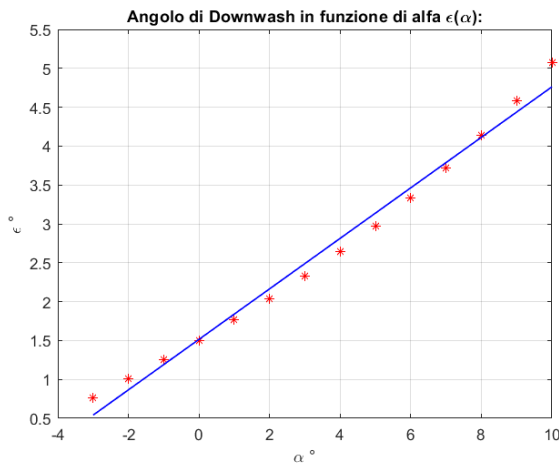
A partire da queste considerazioni preliminari si è cercato di associare al modello tridimensionale un modello bidimensionale (modello a due superfici), più semplice e intuitivo, per avere una formula del coefficiente di portanza dell'intero velivolo in forma chiusa, che tenga conto però dell'effetto di interazione fra ala e coda. Per ricavare un'espressione analitica del coefficiente di portanza totale si sono considerate prima l'ala e la coda singolarmente, poi insieme. In tal modo, dopo aver ricavato il $Cl_{ala/\alpha}$ e il $Cl_{coda/\alpha}$ mediante un'approssimazione lineare ed il Cl_{totale} è possibile metterli in relazione nel seguente modo:

$$Cl_{totale} = Cl_{ala/\alpha}(\alpha + i^w) + \eta\sigma Cl_{coda/\alpha}(\alpha + i^t - \epsilon)$$

dove η è il rapporto tra pressioni dinamiche di coda e ala, ipotizzato per semplicità pari a 0.98, e σ è il rapporto tra le superfici della coda e dell'ala. Manipolando opportunamente la relazione si può giungere all'espressione dell'angolo di downwash:

$$\varepsilon = \alpha + i^t - \frac{Cl_{tot} - Cl_{ala/\alpha}(\alpha + i^w)}{\eta \sigma Cl_{coda/\alpha}}$$

Così facendo si ottiene un andamento dell'angolo di downwash approssimabile linearmente come $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_\alpha \alpha$



Esistono delle formule semi-empiriche per ricavare la derivata dell'angolo di downwash rispetto ad α :

$$\varepsilon_\alpha = 4.44 * [k_{aspect\ ratio} * k_{taper\ ratio} * k_h * \sqrt{\cos(\Lambda_{c/4})}]^{1.19}$$

Tale espressione è stata ricavata dal database DATCOM e dipende da parametri come allungamento alare, angolo di freccia, taper ratio, distanza dall'ala della coda. Utilizzando questa formula con i dati del Cessna 172 si ottiene un valore pari a $\varepsilon_\alpha = 0.305$. Tramite il nostro codice si ottiene invece $\varepsilon_\alpha = 0.3142$, un risultato molto simile.

Per completare e corroborare questo processo si è ricavata la curva del coefficiente di portanza totale al variare di alfa, con il metodo di Weissinger, con il modello a 2 superfici ed infine con 'xflr5', giungendo alla conclusione che sia il nostro codice che il modello semplificato a due superfici siano molto accurati.

Weissinger e la teoria della linea di Prandtl

Infine, si è deciso di analizzare l'ala del Cessna 172 utilizzando il nostro codice ed implementando un nuovo codice basato sulla teoria della linea di Prandtl, discretizzando l'ala tramite una linea in cui si concentra la vorticità, e considerando la scia come piana e composta da vortici usati per modellare l'effetto di induzione. Risolvendo l'equazione integro-differenziale mediante un metodo di collocazione con i nodi di Chebyshev troviamo i coefficienti della serie di Fourier con cui si è voluta approssimare la circolazione. Usando un numero di nodi di Chebyshev pari a 10, e con i dati geometrici dell'ala del Cessna 172 (approssimata rettangolare e con diedro nullo), abbiamo trovato che il confronto tra la teoria di Prandtl e il metodo numerico di Weissinger porta ai seguenti risultati: l'errore sul coefficiente di portanza rimane sempre inferiore al 4.27%, mentre per il coefficiente di resistenza si raggiunge un errore massimo del 11.35%.

