

Relazione Laboratorio Aerodinamica

Luca Spazzolino¹

¹luca.spazzolino@mail.polimi.it & 276017

5 January 2025

1. Prima parte

Utilizzando XFOil per validare l'implementazione del metodo di Hess-Smith ho studiato il profilo NACA0012 dato in sede di consegna. Per tale profilo è stato studiato il caso ad angolo di attacco di 2 gradi. Ho deciso di sottoporre allo studio di XFOil direttamente il profilo NACA0012 scrivendo un codice MatLab automatizzato per rendere più comodo il confronto dei risultati. Avendo come secondo profilo il RAE2822 ed essendo esso un profilo con geometria particolare ha presentato molti problemi in sede di utilizzo di XFOil.

A seguito del colloquio intercorso con il docente Atzori Marco ed avendo riprovato con i metodi di smoothing discussi durante il colloquio è mio enorme dispiacere comunicare la non riuscita implementazione del metodo proficuamente utilizzato per il NACA0012 su questo nuovo e randomico caso. Con il più profondo imbarazzo e dispiacere mi devo, desolatamente, accodare al procedere alla stesura di codesta relazione in maniera non puntuale (dovendo omettere la parte di XFOil di quest'ultimo profilo). Avendo provato ad operare come ultima spiaggia "giocando" con l'initial condition di XFOil ed usandolo in modalità Inviscida (caso spiacevole da utilizzare come metro di paragone) risulta sempre presente l'errore mostrato durante il colloquio. Pensando che trimmare artificialmente il profilo produca lo studio di un profilo completamente diverso dal mio, oltre al fatto di aumentare la molteplicità di presenza di cuspidi nel bordo d'uscita, tale profilo verrà studiato solamente per l'angolo di progetto (non dovendo usare XFOil). L'uso di software CFD come ANSYS Fluent oppure OpenFoam è stato sconsigliato vista la finalità di codesto progetto, quindi adopererò come descritto.

E' stata studiata quindi la correlazione tra i risultati di XFOil e quelli del metodo di Hess-Smith per il solo profilo NACA0012. Utilizzando il codice MatLab scritto si è riusciti ad ottenere la distribuzione di c_p del profilo stesso, quest'ultima è riportata rispettivamente nelle figure 1 e 3. Inoltre per completare a dovere lo studio di tale profilo è stata visualizzata la distribuzione di pressione completa sul profilo nella figura 2.

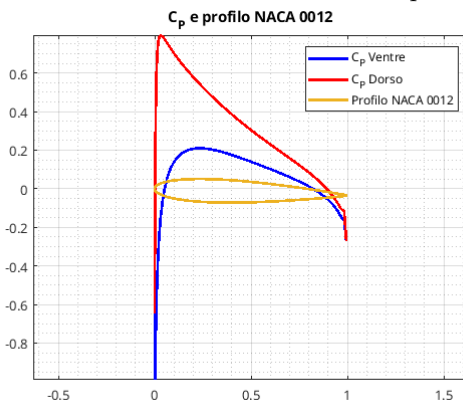


Figure 1: C_p NACA0012

Come si evince dalla figura 3 il c_p per dorso e ventre è stato riprodotto seguendo il

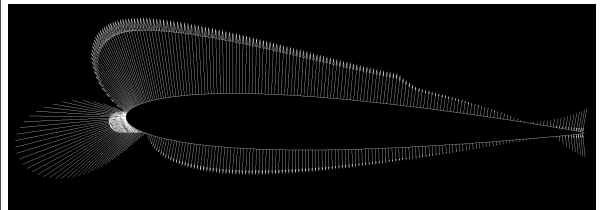


Figure 2: Distribuzione di pressione NACA0012

profilo NACA0012 da XFOIL nel suo ambiente grafico VPlo. Questo modus operandi sarà riproposto nello studio della separazione e transizione di tale profilo perchè permette di visualizzare direttamente sulla corda del profilo le varie informazioni. Dopo aver studiato il comportamento del c_p ho estratto i risultati di C_L e C_M per AoA di 2 gradi come riportato nella figura 4.

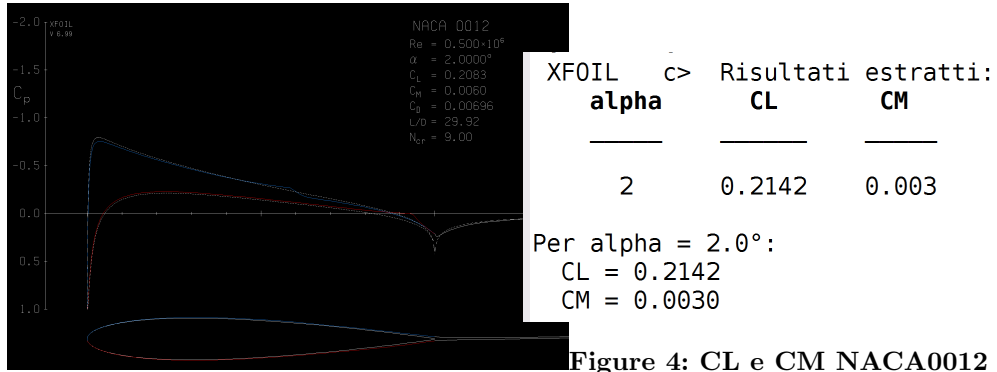


Figure 3: c_p XFOIL NACA0012

Per completare lo studio di questa parte nel codice MatLab utilizzato per ricavare il c_p ho inoltre verificato la validità del codice di Hess-Smith rispetto a XFOIL ottenendo il grafico riportato in figura 5.

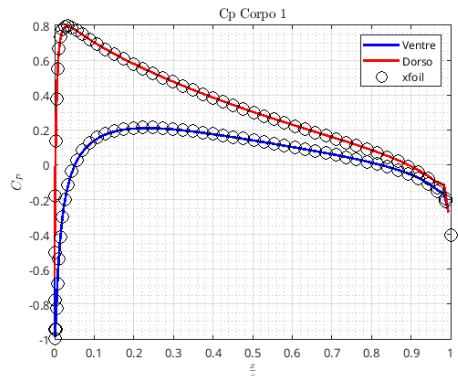


Figure 5: Validazione XFOil vs H-S

Per studiare l'angolo di progetto è stata calcolata la linea media (figura 8) facendo un codice MatLab che permettesse di fare la somma puntuale di ogni punto sul dorso e sommarlo alla distanza del ventre e dividendo per due. Per questo metodo è stato implementato un codice MatLab che permettesse di studiare l'approssimazione numerica della linea media in 3 modi differenti. Mediante spline, con il metodo delle differenze ed infine con un'approssimazione polinomiale. Per ognuno di questi metodi è stato calcolato numericamente l'integrale mediante il metodo dei trapezi oppure usando la funzione integrale di MatLab. I risultati espressi nella figura 6 presentano gli angoli in radianti da cui è facilmente ottenibile un valore di riferimento tipo quello del primo caso: $\alpha_{th} = 0,55$ gradi. Infine è stato calcolato l'errore relativo ad ogni metodo con le relative approssimazioni come mostrato in figura 7. Per quanto riguarda il profilo NACA0012 invece essendo un profilo simmetrico si avrà come risultato un angolo di progetto di zero gradi, essendo la linea media una costante e di conseguenza la sua derivata avrà un comportamento banale.

Integrale usando la spline (Metodo dei Trapezi): 0.0096
 Integrale usando il polinomio (Metodo dei Trapezi): 0.0095
 Integrale usando le differenze finite (Metodo dei Trapezi): 0.0101
 Integrale usando la spline (Metodo integrale): 0.0097
 Integrale usando il polinomio (Metodo integrale): 0.0096
 Integrale usando le differenze finite (Metodo integrale): 0.0102

Figure 6: α_{th} RAE2822

Errori relativi (Metodo dei Trapezi):
 Spline: 0.020607
 Polinomio: 0.175345
 Differenze finite: 0.086246

Errori relativi (Metodo integrale):
 Spline: 0.000000
 Polinomio: 0.162701
 Differenze finite: 0.078983

Figure 7: Errori RAE2822

Per studiare le condizioni e separazione del solo NACA0012 si può usare XFOIL in modalità VPlo per visualizzare diverse cose come il c_f cioè il friction coefficient che ci serve come parametro per misurare cosa succede in questa situazione.

In fig.9 a un certo punto il c_f aumenta di colpo a 0,8 e arriva la linea rossa a $c_f = 0$ e quindi esprime una separazione, infatti si ha un comportamento laminare fino a 0,7/0,8 dopodichè si ha una bolla che lo fa prima transire e poi separare per poi riattacarsi in parte inferiore del profilo non sentendo ∇P avverso. In parte superiore del profilo succede che c'è transizione ma non c'è separazione. Se abbassassi il Re avrei una bolla più grande di prima e poi transizione e riattacco. Con i modelli semiempirici di XFOIL (Drela (1989)) trovo i punti di transizione turbolenta x_{cr} sia per suction che per bottom side.

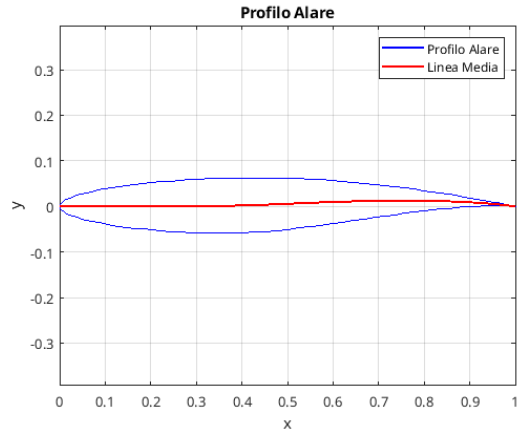


Figure 8: Linea Media RAE2822

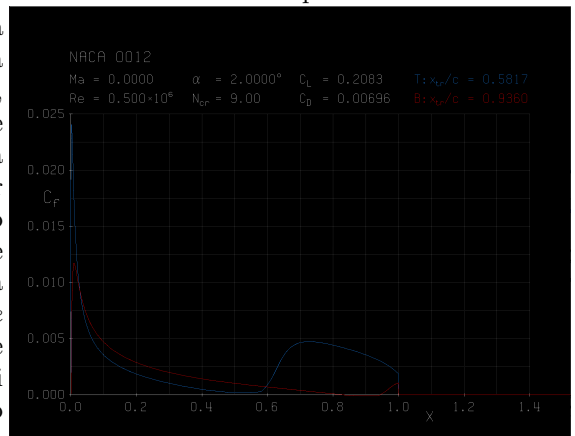


Figure 9: c_p XFOIL NACA0012

2. Seconda parte

Avendo sfornato le 3 pagine per la consegna dovuto al fatto della spiegazione del problema del RAE2822 riporto per completezza la seconda parte avendo scelto il Piper Club come secondo aereo e avendo sviluppato i codici MatLab denominati prova1 e provataill1, in figura 10 e 11 come da caption ci sono le polari senza e

con l'aggiunta dei piani di coda. Nelle figure 12 e 13 ci sono le diverse curve Cl_α .

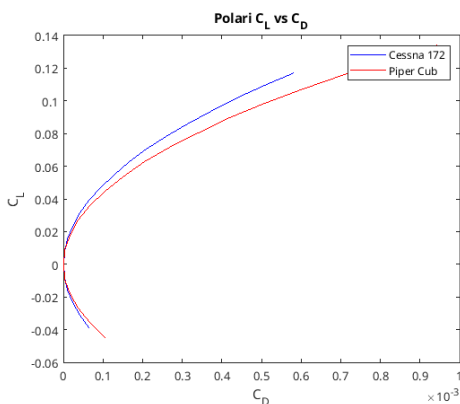


Figure 10: Polari senza tail

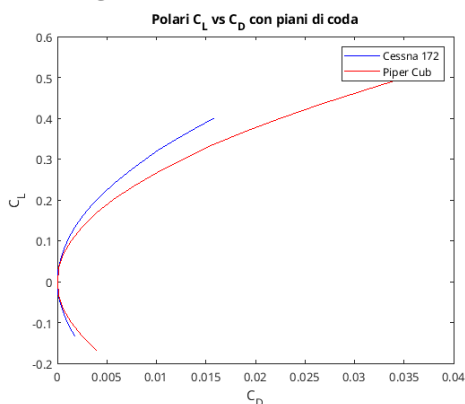


Figure 11: Polari con tail

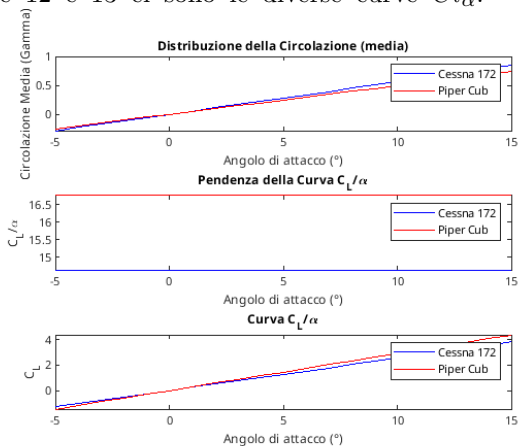


Figure 12: Cl_α con tail

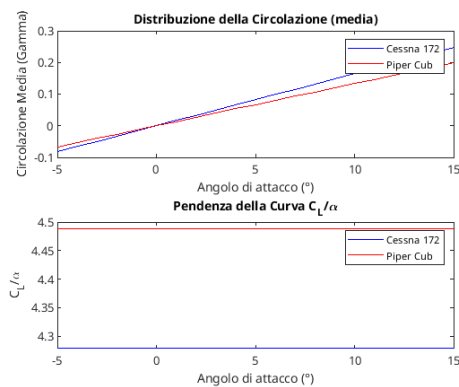


Figure 13: Cl_α Senza Tail

REFERENCES

DRELA, M. 1989 Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. *Lect. Notes in Eng.* **54**.

NUMERO DI PAGINE MAGGIORE DI 3! CHIEDO PERDONO