

Laboratorio Aerodinamica

Giacomo Balliello¹, Marta Ciriaco²

¹giacomo.balliello@mail.polimi.it - 280843

²marta.ciriaco@mail.polimi.it - 259574

23 December 2024

1. Validazione Hess-Smith

Si studia nel caso ideale un profilo NACA 0012 posto a diversi valori dell'angolo d'attacco α e si confrontano i risultati prodotti con il metodo di Hess-smith e con XFOil.

In primo luogo, in Figura 1 si valuta la curva $C_l(\alpha)$ ottenuta con i due strumenti. La differenza tra i coefficienti ricavati si limita all'ordine del punto percentuale. Inoltre, si verifica che, come atteso, il profilo ha un comportamento simmetrico e che $C_l(0) = 0$.

Successivamente, si confrontano i diagrammi del C_p calcolati per $\alpha = 2^\circ$. Sia per dorso che per ventre, le curve sono praticamente sovrapposte, fatta eccezione per le zone in prossimità degli estremi dove c'è più sensibilità alle differenze tra i due metodi.

2. Stima Angolo di Theodorsen

Per il profilo GIII BL430 si procede con la stima dell'angolo di Theodorsen α_{Th} , partendo dalla rappresentazione della linea media per poi procedere con la stima numerica.

Si ipotizza che, percorrendo la corda, il punto medio di ciascuna coppia di punti su dorso e ventre appartenga alla linea media. Per validare l'ipotesi, si calcolano numericamente le aree delle due porzioni di profilo così identificate, che risultano pressoché identiche.

Per il calcolo numerico di α_{Th} si definiscono alcuni gradi di libertà di cui tener conto:

- Metodo di approssimazione della linea media (pchip, minimi quadrati pesati)
- Numero dei punti dove valutare l'approssimazione della linea media (n)
- Distanziamento dagli estremi di integrazione per gestire le singolarità (ϵ)
- Ordine fit polinomiale ai minimi quadrati (m)

Come evidente in Figura 2, per entrambi i metodi si registra che, aumentando ϵ , per ottenere un risultato più raffinato e convergente occorre aumentare anche n . Per via della diversa natura del metodo polinomiale rispetto a pchip, che si fa evidente nei pressi del bordo d'attacco, i risultati ad esso associati risultano di qualche decimo inferiori. Invece, non risulta rilevante l'effetto di m , soprattutto per ordini superiori a 7. Si può concludere che un intervallo ragionevole dove collocare α_{Th} è da 1.5° a 1.9° , come confermato anche dalla forma regolare vicino al bordo d'attacco del C_p calcolato con XFOil per tale range.

3. Condizioni di Transizione e Separazione

Si valutano in seguito le condizioni di transizione e separazione di NACA 0012 e BL430 con la modalità viscosa di XFOil per bassi angoli d'attacco.

Fissati il parametri $N_{Cr} = 9$ e $Re = 500000$, si nota che per quanto riguarda il dorso il comportamento dei due profili è simile (transizione circa a metà della corda). Sul ventre del GIII BL430, a differenza di quello del NACA, avviene quasi immediatamente separazione. La sua geometria più sottile, infatti, è molto differente da quella del NACA

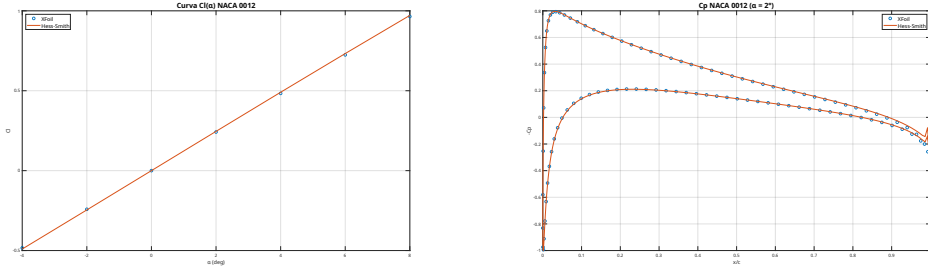
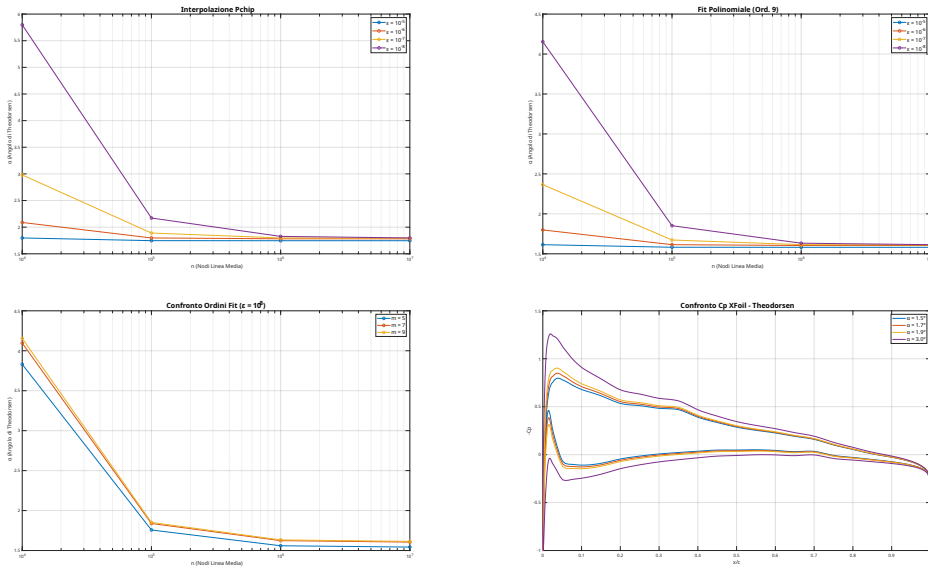
Figure 1: Confronto C_p e C_l Xfoil e Hess-Smith

Figure 2: Risultati Angolo di Theodorsen BL430

e presenta una specifica variazione di curvatura che forma una rientranza nei pressi del bordo d'attacco. Questo porta a transizione anticipata soprattutto per incidenze basse.

Diminuendo Re si nota che la transizione su dorso e ventre si sposta verso il bordo d'uscita. Il regime turbolento (che favorisce la stabilità dello strato limite) si genera quindi più tardi e ne risente la stabilità, portando più facilmente a separazione.

4. Metodo di Weissinger

Si impiega l'implementazione del Metodo di Weissinger per studiare le caratteristiche aerodinamiche delle ali del Cessna 172 Skyhawk e del Tecnam P2008.

In primo luogo, si riscontrano alcune differenze geometriche che nell'applicazione del metodo influenzano i risultati per le due piante alari. Si verifica che il Cessna, oltre ad avere una maggiore apertura alare, possiede un aspect ratio maggiore. Inoltre, si nota che entrambe le piante, muovendosi verso l'estremità dell'ala, sono costituite da due tratti: il primo rettangolare e il secondo con un certo taper ratio e angolo di freccia.

Osservando i risultati in Figura 3 si osserva che il Cessna ha una pendenza della curva

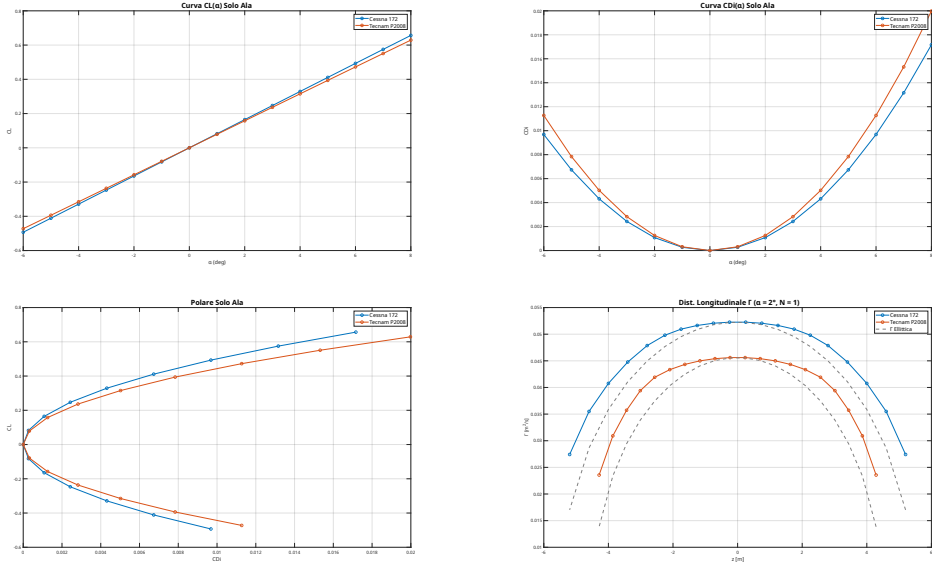


Figure 3: Risultati Weissinger Cessna 172 Skyhawk e Tecnam P2008

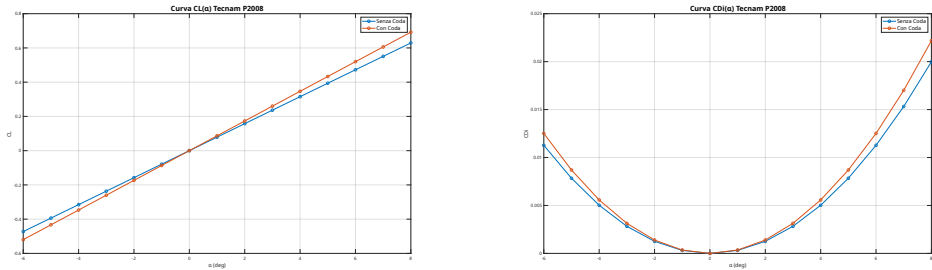


Figure 4: Integrazione Piani di Coda Tecnam P2008

$C_L(\alpha)$ maggiore rispetto al Tecnam. Inoltre, il confronto tra le due polari e le curve $C_{Di}(\alpha)$ evidenzia che, sia a parità di C_L che di α , il Tecnam riscontra un maggiore coefficiente di resistenza indotta C_{Di} .

Infine, confrontando le distribuzioni di circolazione (per $\alpha = 2^\circ$ e $N = 1$) con quella ellittica, si nota che il Cessna si avvicina maggiormente ad una distribuzione ottimale. Questo è coerente col fatto che, come mostrato, il Cessna presenta un C_{Di} inferiore.

5. Introduzione Piani di Coda

Si procede estendendo l'implementazione del metodo di Weissinger ai piani di coda dei due velivoli. Tenendo conto delle interazioni tra ali e code, si calcolano gli effetti aerodinamici delle superfici.

In Figura 4 viene presentato il confronto tra le curve $C_L(\alpha)$ e $C_{Di}(\alpha)$ prodotte con e senza integrazione dei piani di coda per il velivolo Tecnam P2008. I risultati, simili a quelli del Cessna 172, evidenziano che l'aggiunta della coda porti, a parità di incidenza, ad un aumento sia del coefficiente di portanza che di quello di resistenza indotta.