

Progetto di Aerodinamica

Pietro Panigo¹, Matteo Pernthaler², Ivan Petkovic³, Giulia Petralia⁴

¹pietro.panigo@mail.polimi.it 279836

²matteo.pernthaler@mail.polimi.it 280389

³ivan.petkovic@mail.polimi.it 279863

⁴giulia.petralia@mail.polimi.it 273070

22 dicembre 2024

1. Parte Prima

1.1. Validazione del metodo di Hess Smith tramite XFOIL

La prima parte dell'elaborato riguarda lo studio di un profilo tramite il metodo di Hess Smith, precedentemente implementato su MATLAB. È stato analizzato un profilo NACA0012 con una corrente incidente di modulo unitario ed angolo di incidenza pari a 2°. Il codice fornito è stato completato per determinare i campi di velocità e di pressione attorno al profilo, ed in particolare il coefficiente adimensionale di pressione.

Come ulteriori risultati si sono determinati i coefficienti di portanza e di momento rispetto al centro aerodinamico del profilo, considerato, viste le condizioni di lavoro, ad un quarto della corda.

In una fase successiva si sono ripetute le valutazioni utilizzando XFOIL; il risultato del confronto dei coefficienti di pressione è riportato in Figura 1. Come si osserva le curve sono di fatto sovrapponibili: differenze più marcate si possono notare in corrispondenza dei bordi di attacco e di uscita, poichè in queste zone i risultati sono fortemente influenzati dalla pannellizzazione scelta e dalla posizione dei punti in cui viene calcolata la velocità. Per quanto riguarda i valori dei coefficienti di portanza e di momento si sono ottenuti dei risultati coerenti, compatibilmente con i limiti del modello. In particolare i valori ottenuti con MATLAB sono stati $C_{L,mat} = 0.246230$ e $C_{MAC,mat} = -0.004219$, mentre quelli restituiti da XFOIL rispettivamente $C_{L,xf} = 0.241500$ e $C_{MAC,xf} = -0.002800$.

1.2. Stima dell'angolo di progetto

L'angolo di progetto è stato calcolato tramite risoluzione numerica del corrispondente integrale fornito dalla teoria dei profili sottili, dipendente dalla pendenza della linea media del profilo.

Per costruire il profilo si è utilizzata una distribuzione di dati con 141 nodi, valore ritenuto accettabile per un profilo di corda unitaria. Al fine di ottenere una buona approssimazione della linea media si è scelto di approssimare il dorso e il ventre del profilo tramite una spline cubica, in questo modo è stato possibile valutare le ordinate di dorso e ventre in un numero qualsiasi di ascisse. Questa scelta introduce un errore, dal momento in cui non si considereranno solo punti sicuramente appartenenti al profilo, tuttavia la linea media risulta essere piuttosto precisa. Inoltre l'approssimazione permette di infittire o rarefare al bisogno la discretizzazione della linea media. La linea media così ottenuta è definita da tratti lineari, la cui pendenza è costante.

L'integrazione numerica è stata effettuata discretizzando l'intervallo di integrazione (la corda del profilo) in tanti sottointervalli quanti sono i tratti della linea media. Il metodo converge, e il risultato ottenuto è $\alpha_{th} = 1.2764^\circ$. A questa incidenza il grafico del C_P ottenuto con XFOIL non presenta picchi di depressione sul dorso, coerentemente con quanto previsto dalla teoria e come visibile in Figura 2.

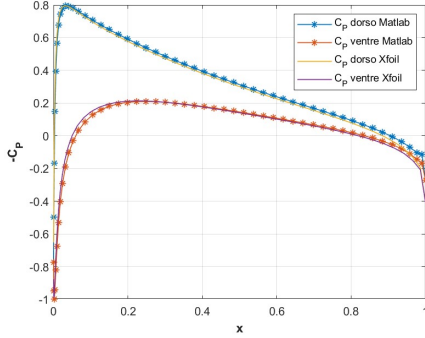


Figura 1: Confronto del C_P tra MATLAB e XFOIL

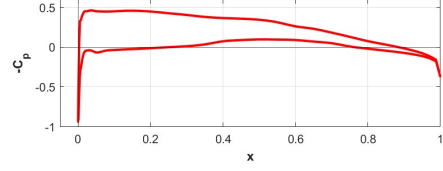


Figura 2: Andamento del C_P ad incidenza α_{th}

N=9 Re	$\alpha = 1$				$\alpha = 2$			
	$x_{tr,t}$	$x_{tr,b}$	$x_{sep,t}$	$x_{sep,b}$	$x_{tr,t}$	$x_{tr,b}$	$x_{sep,t}$	$x_{sep,b}$
$2.5 \cdot 10^5$	0.8617	/	0.6466	0.7419	0.8132	/	0.6253	0.8051
$2.5 \cdot 10^6$	0.6477	0.8197	/	/	0.5253	0.8811	/	/
$2.5 \cdot 10^7$	0.1775	0.1580	/	/	0.0867	0.4352	/	/

Tabella 1: Posizione del punto di transizione e del punto di separazione rispetto alla corda al variare di α e il numero di Reynolds Re .

Con un metodo simile si è calcolato $\alpha_{zerolift}$ che vale -0.9443° , al quale, secondo XFOIL, si ha un C_L pari a 0.0033. Il confronto permette di validare il metodo di integrazione utilizzato; l'errore è accettabile e soprattutto legato alla maggiore efficienza del software.

1.3. Studio della transizione e della separazione

Successivamente si sono analizzate le condizioni di transizione e la separazione della corrente attorno al profilo al variare di diversi parametri, in particolare dell'angolo di incidenza α e del numero di Reynolds Re .

Osservando i risultati riportati in Tabella 1 si nota come all'aumentare del numero di Reynolds, come previsto dalla teoria, il punto di transizione sulla corda sia anticipato a causa delle maggiori instabilità. Il flusso turbolento risultante, essendo più energetico, è in grado di superare meglio le variazioni di pressione, posticipando o evitando la separazione. L'aumento dell'angolo di incidenza genera un'accelerazione più rapida nella zona del bordo d'attacco, con conseguente aumento del gradiente di pressione favorevole. Questo rende il flusso laminare più suscettibile alle instabilità, anticipando il punto di transizione, e ritardando la separazione.

Un altro parametro che influenza la transizione, e quindi la separazione, è il parametro di transizione N . Minore è N , più la transizione sarà anticipata perché il flusso incidente presenta maggiore instabilità. Dunque un valore elevato di N indica un flusso più stabile, le considerazioni riportate sono per N pari a 9. Tutte le considerazioni fatte per il profilo estratto valgono anche per il NACA 0012, in quanto la fisica dietro al comportamento della transizione e la separazione è la stessa.

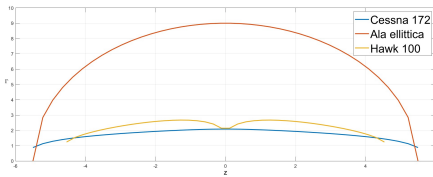


Figura 3: Andamento delle circolazioni per Cessna 172, Hawk 100 e ala ellittica

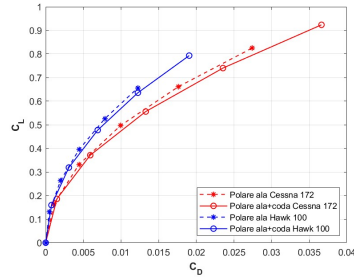


Figura 4: Confronto polari

2. Parte Seconda

Nella seconda parte dell'elaborato si è effettuata una stima delle prestazioni di un'ala di estensione finita, tramite un metodo a reticolo di vortici che costituisce una variante del Metodo di Weissinger.

Per procedere al calcolo dei coefficienti aerodinamici si è prima completato il codice fornito con il calcolo della velocità indotta dovuta alla scia che si stacca dall'ala. Per effettuare tale valutazione si sono dovute fare delle scelte riguardo la posizione dei punti sui quali applicare la velocità indotta dai vortici e i contributi da tenere in considerazione. In particolare è stata calcolata la velocità indotta sul centro aerodinamico di ciascuna sezione bidimensionale dell'ala, ovvero ad un quarto di ciascuna corda; il contributo considerato è stato quello di tutti i vortici semi infiniti generati da ciascun pannello.

Per determinare la linea dei punti, che si trovano ad un quarto della corda di ciascun profilo, sono state fatte delle considerazioni geometriche circa l'andamento lineare delle ali. Una volta costruiti i punti sui quali calcolare la velocità indotta e determinato quindi l'angolo di incidenza indotto dovuto alla presenza della scia, si sono calcolati i coefficienti aerodinamici dei profili bidimensionali che costituiscono l'ala e dell'ala tridimensionale. A questo punto sono stati effettuati due diversi confronti:

- *Aerei con caratteristiche geometriche differenti - Cessna 172 Skyhawk e BAE Systems Hawk 100.* Il metodo utilizzato è adattabile ad una relativamente ristretta classe di velivoli, tuttavia è possibile mostrare come la variazione di alcuni dei parametri utilizzati possa avere influenza sui coefficienti e sulla distribuzione di circolazione. Ad esempio, si nota in Figura 3 come vari significativamente la distribuzione di circolazione al variare dell'angolo di freccia, che vale 0° per il Cessna e 30° per l'Hawk. Considerazioni ulteriori circa i coefficienti aerodinamici sono strettamente legate alle prestazioni dei velivoli, che sono estremamente differenti.

- *Cessna 172 Skyhawk ed un velivolo in configurazione ottima.* L'ala in configurazione ottima è tale per cui a parità di coefficiente di portanza si abbia la massima efficienza possibile, questo si ottiene per il minimo coefficiente di resistenza indotta e per un andamento della circolazione che deve essere ellittico. È possibile dimostrare che per ottenere una configurazione del genere con un ala non svergolata anche la pianta alare deve essere ellittica. Partendo da queste considerazioni si è effettuato un confronto costruendo un'ala ellittica con lo stesso coefficiente di portanza ottenuto dal Cessna 172, e, come ci si aspettava dai presupposti teorici, questa permette di avere un'efficienza più elevata.

Per completare l'analisi è stato aggiunto per entrambi i velivoli il piano di coda, questo permette di allungare la curva polare dei velivoli, come mostrato in Figura 4.