



POLITECNICO MILANO 1863

POLITECNICO DI MILANO

FACOLTÀ DI INGEGNERIA AERONAUTICA

Laboratorio di Aerodinamica

Da Costa Silvia, 225926
Ronzoni Matteo Umberto, 252229
Sambo Giovanni 252412
Schido Riccardo, 252420
Sommaruga Paolo, 252006
Triarico Filippo Andrea, 251996
Vimercati Andrea, 956776

Indice

1 Hess-Smith	2
1.1 Introduzione al metodo	2
1.2 Validazione del metodo	2
1.3 Scelta del caso di interesse	3
1.4 Analisi configurazione tandem	3
2 Weissinger	4
2.1 Scelta del caso di interesse	4
2.2 Analisi configurazione tandem in decollo	4

1 Hess-Smith

1.1 Introduzione al metodo

Il primo metodo implementato a pannelli segue l'approccio di Hess-Smith ed è realizzato mediante il linguaggio di programmazione MATLAB. L'approccio di Hess-Smith assume come incognita una distribuzione di sorgenti e vortici lungo il contorno del profilo, approssimato tramite pannelli rettilinei. Ogni pannello è caratterizzato da una distribuzione di sorgenti di intensità costante, ma che varia tra pannello e pannello, e da una distribuzione di vortici di intensità uniforme su tutti i pannelli. Discretizzando il profilo in N pannelli, si ottengono $N+1$ incognite, costituite da N densità di sorgente (σ) e la densità di vortici (γ). Le condizioni al contorno, $N+1$ in totale, derivano dalla considerazione del profilo come linea di flusso impenetrabile, con velocità normale nulla sugli N pannelli (numericamente impostata al centro di ciascun pannello). L'ultima equazione è data dalla condizione di Kutta, tradotta nell'imposizione di velocità tangenziali uguali sul bordo d'uscita. Risolto il sistema lineare e calcolate le intensità delle varie distribuzioni di sorgenti σ_i e il valore di γ , si determina la velocità tangenziale al contorno nei punti di controllo. Successivamente, applicando il principio di Bernoulli, si calcola il coefficiente di pressione C_p , considerato costante su ciascun pannello. Da questo, si ricava il coefficiente di portanza C_l del profilo, con attenzione alla decomposizione nelle direzioni della velocità relativa asintotica. Alternativamente, il C_l può essere calcolato mediante il teorema di Kutta-Joukowski utilizzando la circolazione definita come la sommatoria del prodotto tra l'intensità dei vortici e le lunghezze di ogni singolo pannello.

1.2 Validazione del metodo

Per verificare l'efficacia del codice, si confrontano alcuni risultati ottenuti con il programma X-FOIL.

Esempio scelto: profilo 'NACA 0012', con angolo d'incidenza $\alpha = 2^\circ$, discretizzato con $N = 101$ pannelli

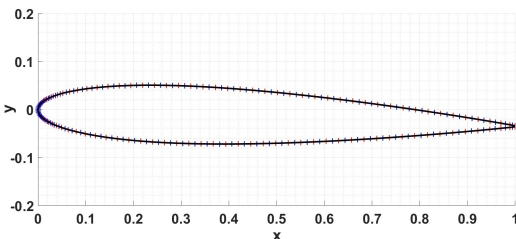


Figura 1: Pannellizzazione profilo 'NACA 0012'

Riportiamo rispettivamente i grafici delle distribuzioni di pressioni ottenuti rispettivamente con MATLAB e X-FOIL:

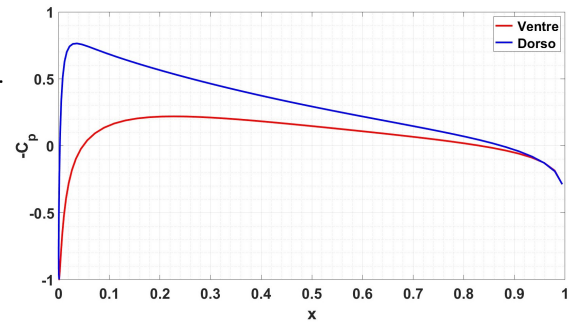


Figura 2: Distribuzione delle pressioni

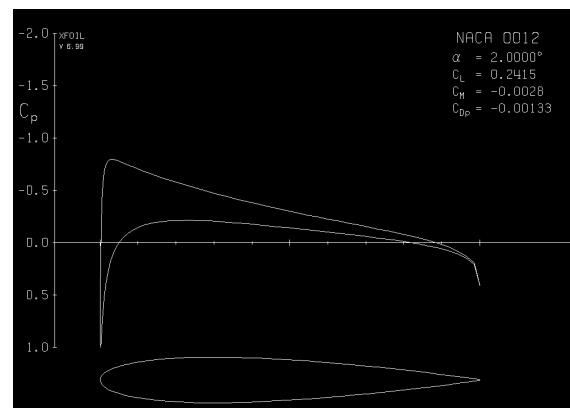


Figura 3: Distribuzione delle pressioni

Dall'implementazione di Hess-Smith con $\alpha = 2^\circ$ si ottiene $C_l = 0.2215$, mentre con X-FOIL si ottiene $C_l = 0.2415$, quindi l'errore percentuale risulta essere l'8.28%.

In seguito viene studiato lo stesso profilo ad angoli di incidenza che variano da 1° a 5° per visualizzare come varia l'errore del calcolo del C_l al variare dell'incremento dell'angolo di incidenza.

α	C_l , X-FOIL	C_l , Hess-Smith	Err%
1°	0.1208	0.1107	8.36
2°	0.2415	0.2215	8.28
3°	0.3621	0.3321	8.29
4°	0.4826	0.4427	8.26
5°	0.6030	0.5531	8.27

La validazione del metodo di Hess-Smith implementato in MATLAB è stata completata mediante un dettagliato confronto con i risultati ottenuti tramite X-FOIL. L'analisi ha dimostrato una notevole coerenza tra i due approcci, con un errore percentuale di circa l'8.3%, sottolineando l'affidabilità e l'accuratezza del metodo implementato.

1.3 Scelta del caso di interesse

La configurazione 'tandem', che implica la disposizione sequenziale di due corpi o superfici lungo la direzione del flusso d'aria, è un contesto aerodinamico cruciale che richiede un'analisi dettagliata. Studiare questa configurazione con il metodo di Hess-Smith è essenziale per comprendere l'interazione complessa tra i corpi.

L'analisi tandem consente di valutare con precisione la distribuzione di sorgenti e vortici, influenzando le forze e i momenti aerodinamici sui corpi coinvolti. Questo approccio è particolarmente rilevante per ottimizzare i profili alari, regolando gli angoli di attacco e minimizzando la resistenza complessiva.

La stabilità e il controllo diventano aspetti critici da esaminare, specialmente in applicazioni come veicoli terrestri o aeromobili. L'approfondimento della configurazione tandem contribuisce ad una comprensione dettagliata delle prestazioni aerodinamiche del sistema, permettendo una progettazione ottimale e sicura.

1.4 Analisi configurazione tandem

In questa sezione, viene condotta un'analisi della configurazione 'tandem' utilizzando una coppia di profili, rispettivamente per l'ala principale un 'NACA 7512' e per la superficie di coda un 'NACA 6512'. È stato scelto un angolo d'incidenza di $\alpha_1 = 2^\circ$ per l'ala principale e di $\alpha_2 = -4^\circ$ per l'ala di coda. Inoltre la coda è posizionata 0.1m più in alto rispetto all'ala principale.

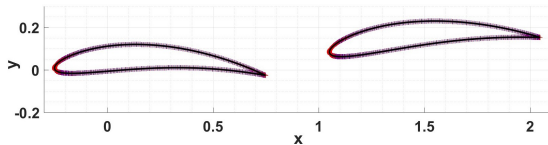


Figura 4: Pannellizzazione nel caso 'tandem'

Viene riportato il grafico del coefficiente di pressione per la superficie principale in assenza del piano di coda:

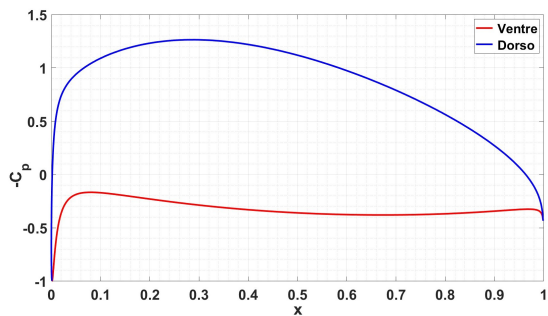


Figura 5: Distribuzione delle pressioni 'NACA 7512'

In seguito, nella figura 6, è presentato il grafico dei coefficienti di pressione per la superficie prin-

cipale e quella di coda nel caso 'tandem', quindi di co-presenza ed interazione tra le superfici.

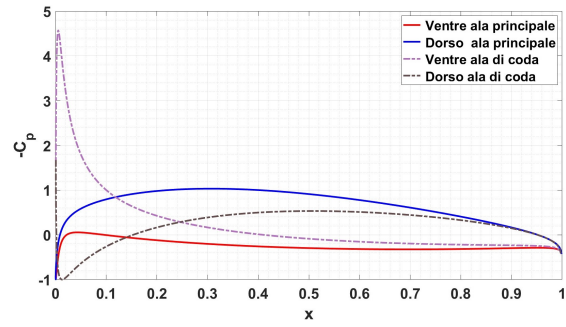


Figura 6: Distribuzione delle pressioni nel caso tandem con profili a distanza 1.3c

Si osserva che l'aggiunta del piano di coda induce una variazione nella distribuzione di pressione sull'ala principale entro una determinata distanza, infatti l'influenza del piano di coda sull'ala principale aumenta con l'avvicinarsi dei due elementi.

Il grafico del coefficiente di pressione, evidenzia che il piano di coda induce una diminuzione della portanza sull'ala principale. Come previsto, l'ala principale genera portanza, mentre il piano di coda, sebbene abbia incidenza negativa, produce una lieve portanza positiva grazie alla sua forma concava.

L'analisi si basa su modelli matematici, considerando il problema ellittico sotto l'ipotesi di flusso a potenziale. In queste condizioni, ogni punto nel campo di moto influisce su tutti gli altri punti del dominio. I grafici illustrano che all'avvicinarsi dei due profili alari, il coefficiente di pressione sul ventre di entrambi aumenta, mentre su quello del dorso diminuisce.

Va sottolineato che, sebbene i casi analizzati siano basati su modelli matematici, nel mondo reale il piano di coda ha un'influenza trascurabile sull'ala principale, al contrario l'ala principale influisce notevolmente sul profilo posteriore. Di conseguenza, il modello matematico offre una migliore corrispondenza con la realtà quando i profili sono disposti a una distanza maggiore.

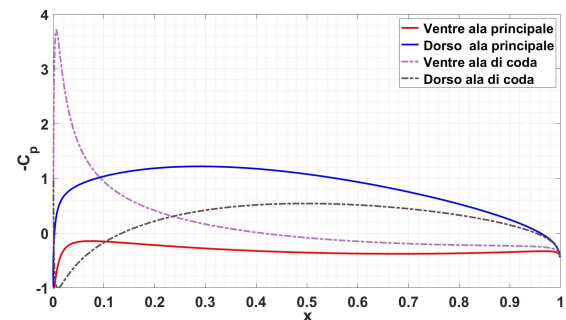


Figura 7: Distribuzione delle pressioni nel caso tandem con profili a distanza 2c

In figura 7 è riportato il caso in cui l'ala di coda è posta ad una distanza 2 volte la corda e si evince come la sua influenza sia inferiore rispetto al caso in figura 6.

Di seguito viene riportata la tabella contenente i valori del C_l dei due profili a diverse configurazioni. Si noti che la distanza viene espressa in una forma adimensionalizzata riferita alla corda del primo o del secondo profilo; nel nostro caso i due profili hanno stessa corda di lunghezza unitaria.

	C_l , ALA	C_l , CODA
MONO	1.2001	-
TANDEM, 1.3 c	0.9046	0.0103
TANDEM, 2 c	1.1527	0.0608

2 Weissinger

2.1 Scelta del caso di interesse

Trattare una configurazione 'tandem' in decollo comporta lo studio dell'effetto suolo dovuto all'interazione delle superfici portanti con il suolo che ha una rilevanza in diverse applicazioni aerodinamiche.

Durante la fase di decollo l'effetto suolo può contribuire a una favorevole riduzione della resistenza e ad un aumento dell'efficienza. La vicinanza del veivolo al suolo, infatti, ostacola la creazione di vortici che sono le prime fonti di resistenza indotta. Inoltre, si genera uno schiacciamento delle linee di corrente presenti tra ala e terreno e un relativo incremento di velocità. Questo comporta l'effetto di creare un sostentamento dell'aereo maggiore in vicinanza al suolo rispetto a quello che si avrebbe lontano da esso. La diretta conseguenza di quanto descritto può tradursi in un incremento indesiderato della distanza di atterraggio e in una favorevole riduzione della distanza di decollo.

Analizzare una configurazione tandem in questo contesto consente di comprendere come la presenza di due corpi consecutivi possa sfruttare l'effetto suolo per migliorare le prestazioni complessive durante il decollo. In generale, l'analisi della configurazione tandem in decollo con effetto suolo è motivata dalla ricerca di prestazioni ottimali durante una fase cruciale del volo o del movimento, con un focus specifico sullo sfruttamento dell'effetto suolo per migliorare le caratteristiche di decollo.

2.2 Analisi configurazione tandem in decollo

Consideriamo la configurazione tandem di un ultraleggero Texan durante la fase di decollo.



Figura 8: Ultraleggero Texan

Questa configurazione comprende due corpi posizionati uno dietro all'altro. L'obiettivo dell'analisi è comprendere come l'effetto suolo influisca sulle prestazioni aerodinamiche durante questa fase delicata di volo.

Abbiamo assunto dimensioni e caratteristiche aerodinamiche relative ad un ultraleggero Texan. Di seguito, nelle tabelle, si riportano le dimensioni dell'ala e del piano di coda:

	WING		TAIL
Root-chord	1.5m	Root-chord	0.7m
Tip-chord	1.2m	Tip-chord	0.6m
Span	8.6m	Span	2m
Sweep	5°	Sweep	0°
Dihedral	0°	Dihedral	0°

Riportiamo il grafico della configurazione 'tandem' con la relativa pannellizzazione affinché si tenga conto dell'effetto suolo.

La discretizzazione dell'ala principale è stata effettuata suddividendo la corda in 6 segmenti, mentre lungo l'apertura della semi-ala si ha la segmentazione in 22 parti. Questo porta ad un totale di 264 pannelli per l'ala principale. Anche la superficie di coda è stata discretizzata in maniera simile: si ha una discretizzazione in 22 parti sulla semi-apertura, mentre lungo la corda in 3 parti, questo per un totale di 132 pannelli.

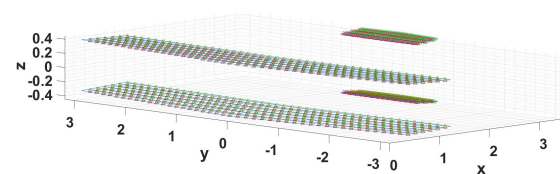


Figura 9: Discretizzazione configurazione 'tandem' con effetto suolo

Come si evince dal grafico, si è sviluppata l'analisi dell'effetto suolo specchiando la configurazione tandem proposta rispetto al piano xy $z=0$, il quale rappresenta il terreno.

Di seguito vengono riportati i grafici della distribuzione della circolazione lungo la corda dell'ala principale e del piano di coda, dove si individuano rispettivamente 6 e 3 distribuzioni di circolazione (una per ogni pannello di discretizzazione della corda).

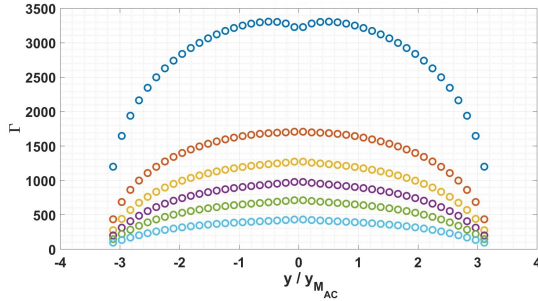


Figura 10: Distribuzione circolazione lungo l'ala principale

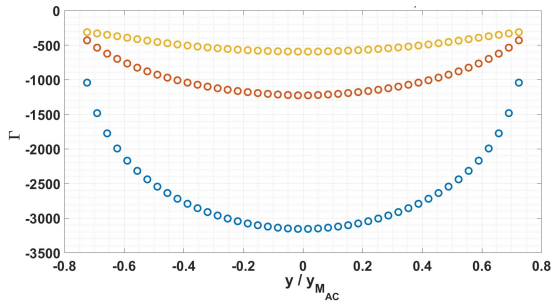


Figura 11: Distribuzione di circolazione lungo il piano di coda

Dai dati grafici emerge chiaramente che la distribuzione di circolazione lungo l'ala principale e la coda rispecchia fedelmente quanto previsto dalla teoria; infatti, dato l'angolo di imbardata nullo, la distribuzione risulta essere simmetrica. Nell'ala principale si ritrova una circolazione che induce una portanza positiva, al contrario sul piano di coda abbiamo una generazione di portanza negativa, derivante dal fatto che l'angolo d'incidenza sia negativo.

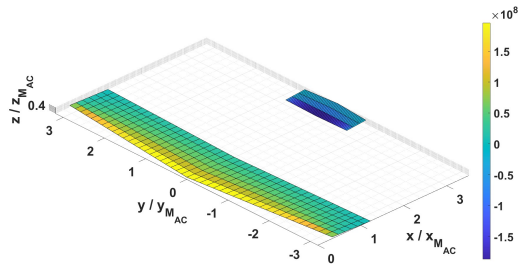


Figura 12: Distribuzione di portanza sulle superfici discretizzate

Nel grafico riportato successivamente sono state evidenziate le forze verticali ed orizzontali, iden-

tificate come portanza e resistenza, è stata considerato il fatto che l'ala principale causi un downwash sul piano di coda, riducendo l'angolo di incidenza effettivo.

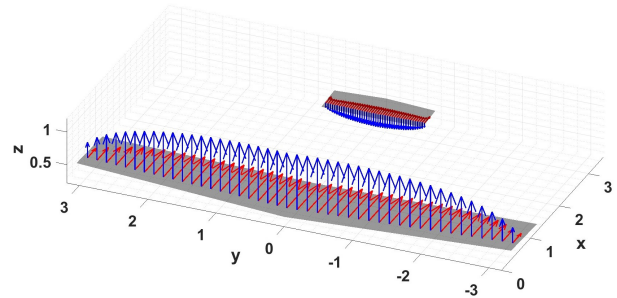


Figura 13: Azione della portanza e resistenza sui centri aerodinamici