

Elaborati di Aerodinamica degli Aeromobili

A cura di
Bruno Spoti
M53000986

Esercizi in sviluppo o già convalidati

1. L'AERODINAMICA –NON VISCOSA E VISCOSA– DEL PROFILO ALARE ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO - in sviluppo
2. L'AERODINAMICA NON VISCOSA DEL PROFILO ALARE ALLE ALTE VELOCITÀ DI VOLO - in sviluppo
3. L'AERODINAMICA DELL'ALA E DEL VELIVOLO - in sviluppo

Indicazioni per lo sviluppo delle esercitazioni a casa

Il rispetto di queste indicazioni è tassativo. In presenza di difformità non prenderò in considerazione le relazioni.

Ogni cosa riportata va letta con molta attenzione prima di essere sottoposta alla mia attenzione: non conviene “usare” un docente come correttore di bozze.

STESURA DEL TESTO (CON O SENZA WORD PROCESSOR). È richiesta un’esposizione strutturata piuttosto che narrativa. Pertanto descrivere sinteticamente ed in sequenza

- lo scopo
- lo sviluppo
- l’applicazione
- le conclusioni

indicando gli strumenti (tecnici, informatici o scientifici) utilizzati per lo sviluppo e la stesura.

È vietato riprodurre, anche in parte, la teoria alla base dell’esercizio: limitarsi all’indicazione bibliografica.

La lunghezza, in facciate, del corpo del resoconto del lavoro a casa (escludendo quindi titolo, indice e lista dei simboli) va contenuta al massimo.

INDICAZIONI PARTICOLARI. Il fascicolo che contiene gli esercizi deve essere curato, preciso, elegante, e pertanto

- i risultati numerici vanno riportati con la giusta accuratezza: porre ESTREMA attenzione all’aspetto delle cifre significative
- ogni rappresentazione grafica deve essere pertinente
- riportare sempre il sommario dei risultati in quadri sinottici od in opportuni grafici
- **FIGURE/DIAGRAMMI.** Figure in bianco, nero e toni di grigio (immagini e foto riprese da sorgenti bibliografiche, compresa la rete, potranno essere a colori). Inserire nel testo oppure alla fine, numerando e spaziando per bene, nel rispetto e con indicazione delle scale, con una legenda esauriente (=con tutte le indicazioni), senza sovrapporre la legenda ai grafici, usare simboli adeguatamente grandi. Il formato deve essere umano e l’assetto verticale. Ogni risultato in figura va commentato (nel testo od anche in didascalia). Il Cd/CD va misurato in Drag Count e parte sempre da zero (lo stesso vale per la resistenza), ingrandire le polari nelle regioni di bassa resistenza
- Il disegno del profilo: **LE SCALE (!)**, produrre una figura della larghezza utile della pagina, il tratto deve essere “corretto”
- evitare per quanto possibile termini in lingua diversa dall’italiano (un termine irrinunciabile di altra lingua va scritto in corsivo), evitare tout court versioni italianizzate di termini di altre lingue
- nella stesura informatica lasciare un spazio bianco dopo i caratteri „;?!“; in stampa lasciare 3.5 cm a sx, 2 cm a dx
- eventuali formule vanno numerate
- non è necessario (ma può essere utile) riportare la lista dei simboli
- impiegare sempre una terminologia appropriata
- stare attenti ad evitare il costrutto “: (due punti) seguito da una figura o da una tabella”
- **CFD.** Le scale in toni di grigio. Congruità dei confronti con Xfoil: parità di Cl, rispetto dei limiti di validità.
- Scrivere sempre “numero di” Mach/Reynolds e non “Mach/Reynolds”

PRESENTAZIONE. Esercizi ed elaborati vanno presentati in un fascicolo non rilegato, indicando in copertina cognome, nome e matricola, insieme all’elenco di tutti gli esercizi in sviluppo o già convalidati, e riportando in seconda pagina le **INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA**. La forma è da me valutata in modo paritetico rispetto ai contenuti (e dunque leggere ogni cosa con molta attenzione prima di sottoporla).

CONTROLLO E CORREZIONE. Io controllo e correggo solo testi -parziali o completi- purché già scritti in una forma definitiva (i.e., non in bozza). Ovviamente il proponente procederà ad una preliminare autoverifica anche (e soprattutto) per gli aspetti formali... Interromperò il controllo di un esercizio alla prima violazione di una delle regole sopra riportate. È possibile sottoporvi via mail il testo da controllare (in formato .pdf, dimensione <500kb).

Indice

I	Aerodinamica del profilo alare - PW106	1
1	Effetti viscosi	2
1.1	Curva di Portanza e polare	2
1.2	Coefficiente di pressione al variare del numero di Reynolds	5
1.3	Sviluppo e parametri di Strato Limite	8
1.4	Effetto della Transizione Forzata	11
1.5	Effetto della variazione di n_{cr}	13
2	Aerodinamica viscosa alle alte incidenze	15
2.1	Coefficiente di pressione	15
2.2	Sviluppo e Parametri di strato limite	16
2.3	Effetto della variazione del numero di Reynolds e stallo	19
3	Modifiche della geometria	25
3.1	Configurazione con <i>Flap</i>	25
3.2	Configurazione con Alettoni	29
3.3	Configurazione con <i>Droop Nose</i>	31
4	Campo di moto e aerodinamica non viscosa per fissati α e M_∞	35
4.1	Determinazione del campo di moto attorno al corpo e a valle	35
4.2	Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche	36
II	L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200	38
5	Introduzione	39
	Lista dei simboli	42
	Bibliografia	43

Parte I

Aerodinamica del profilo alare -
PW106

Effetti viscosi

In questo capitolo sarà studiata l'aerodinamica del profilo alare PW106 ad assetti piccoli e medi, tenendo conto degli effetti viscosi.

A tal proposito in primo luogo saranno esaminati gli effetti della variazione del numero di Reynolds sulle curve di portanza e sulla polare, analizzandone alcuni casi più significativi, al fine di evidenziare l'effetto che ha la variazione di tale valore adimensionale sulle prestazioni del profilo. Verrà, inoltre, analizzata la variazione del coefficiente di pressione dovuta agli effetti di scala. Saranno, poi, presi in considerazione i più significativi parametri di strato limite e saranno analizzati gli effetti della transizione forzata, fissata ad un certo valore della corda, e quelli che il parametro n_{cr} , che tiene conto degli effetti di turbolenza e rugosità, sull'aerodinamica del profilo.

Tali analisi saranno condotte mediante l'ausilio di XFOIL.

1.1 Curva di Portanza e polare

Il profilo analizzato è un profilo progettato per lavorare a bassi numeri di Reynolds. Nella curva di Portanza ottenuta con XFOIL, tuttavia, anche a Re più elevati, non si riscontrano particolari oscillazioni, pertanto sono stati scelti i seguenti valori:

- $Re = 5 \times 10^5 \rightarrow \alpha_{stall} = 13^\circ \rightarrow C_{l_{max}} = 1.28;$
- $Re = 1 \times 10^6 \rightarrow \alpha_{stall} = 13^\circ \rightarrow C_{l_{max}} = 1.38;$
- $Re = 3 \times 10^6 \rightarrow \alpha_{stall} = 16^\circ \rightarrow C_{l_{max}} = 1.56;$
- $Re = 1 \times 10^7 \rightarrow \alpha_{stall} = 18^\circ \rightarrow C_{l_{max}} = 1.76.$

Dall'osservazione dei grafici riportati nelle figure 1.1 e 1.3 si notano alcuni degli effetti che ha l'incremento del numero di Reynolds sulle prestazioni del profilo. Al crescere di Re , la curva di portanza aumenta il suo tratto lineare, il che vuol dire che aumenta

il $C_{l_{\max}}$ e, conseguentemente, l'angolo di stallo. Dalle polari del profilo si nota la progressiva diminuzione del $C_{d_{\min}}$ al crescere del numero di Reynolds connesso al già citato aumento del $C_{l_{\max}}$.

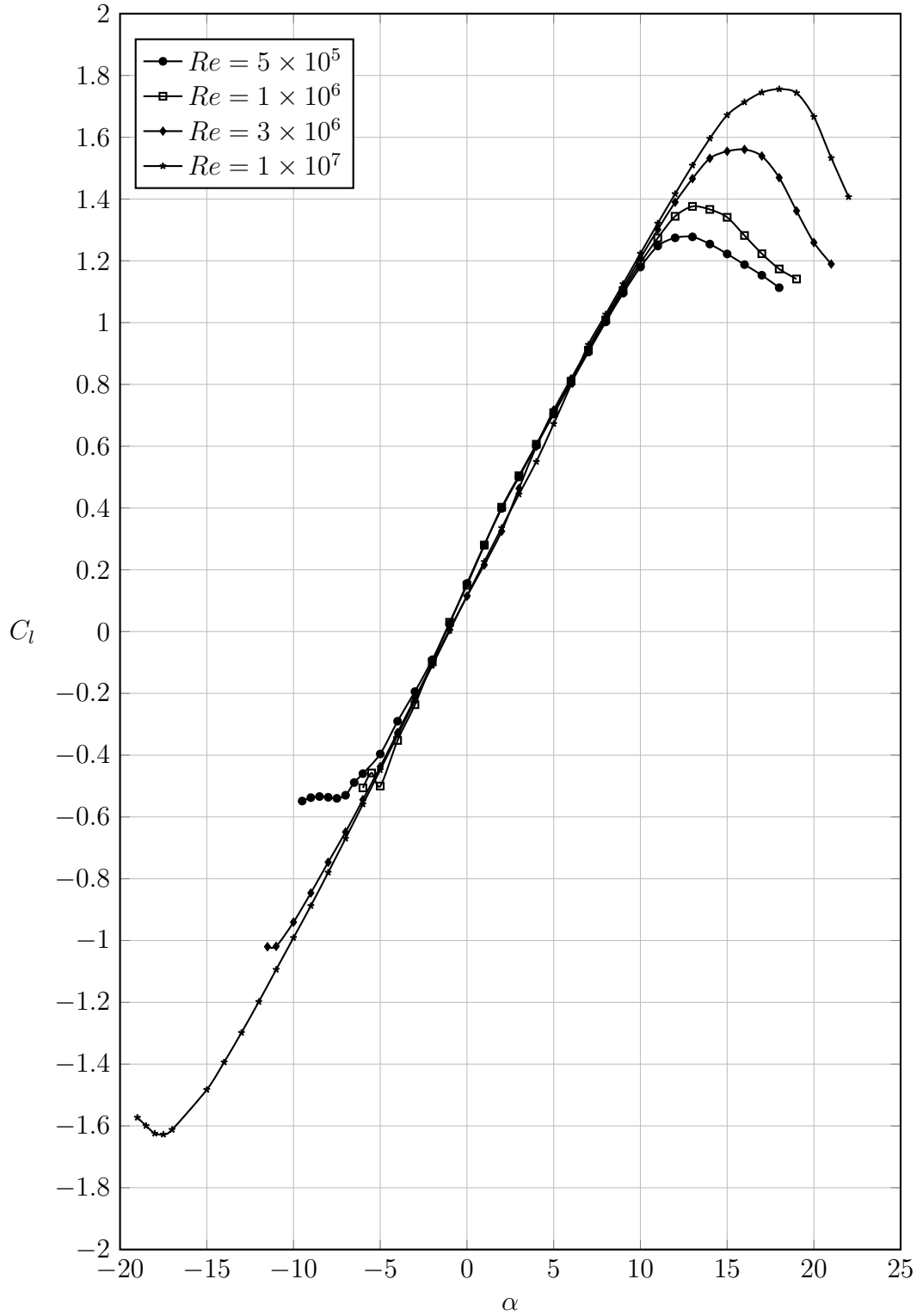


Figura 1.1. Profilo alare PW106, confronto delle curve di portanza al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

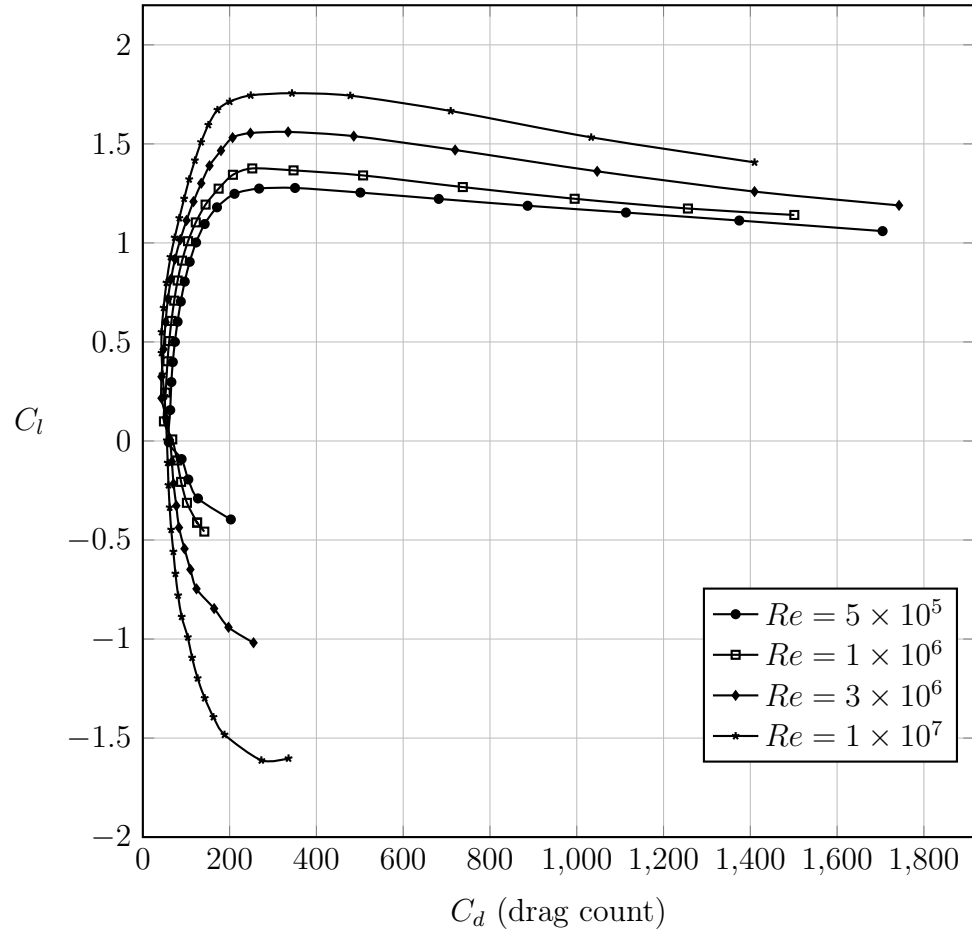


Figura 1.2. Profilo alare PW106, confronto delle polari al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

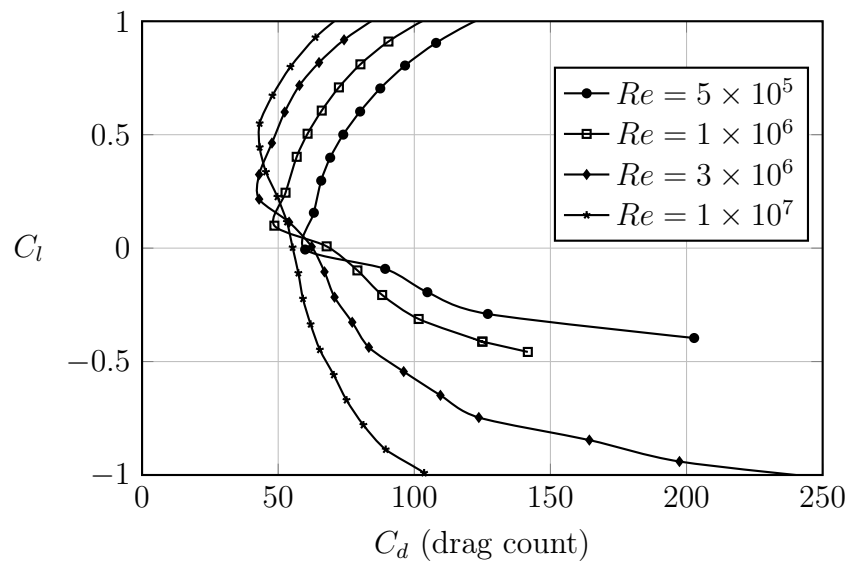


Figura 1.3. Polari del profilo PW106 al variare del numero di Reynolds, zoom della zona di alta e media velocità. XFOIL 6.99

1.2 Coefficiente di pressione al variare del numero di Reynolds

Di seguito sono confrontati i grafici del C_p ad un certo angolo d'attacco del profilo e fissato n_{cr} , per vari numeri di Reynolds così da vedere la formazione e l'evoluzione delle bolle laminari in dipendenza dal Re . Successivamente si vedrà l'effetto della variazione di α ad un fissato numero di Reynolds.

Gli sviluppi applicativi, in questo capitolo, saranno fatti in condizioni di piccoli e medi angoli d'attacco, rimandando al successivo capitolo lo studio dell'alta portanza.

Preliminarmente, al fine di comprendere le differenze tra la soluzione Euleriana e quella viscosa, sarà graficato l'andamento del C_p per il profilo PW106 ad un fissato angolo d'attacco, in assenza di effetti viscosi, e con un $Re = 2.5 \times 10^5$.

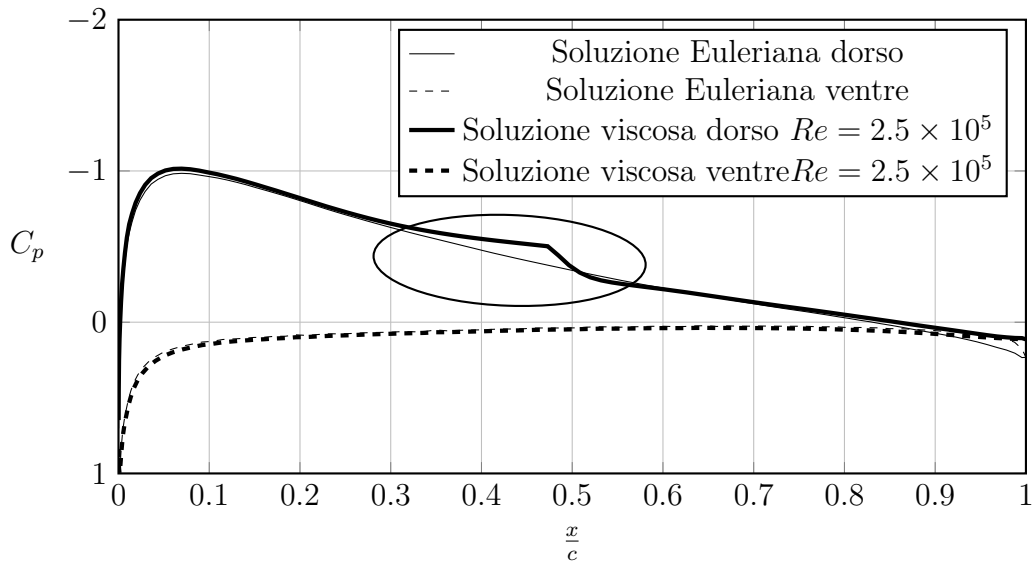


Figura 1.4. Profilo PW106, confronto del coefficiente di pressione $\alpha = 3^\circ$. Soluzione Euleriana ed effetti viscosi. XFOIL 6.99

Dalla figura 1.4 si nota una sostanziale differenza tra la distribuzione del C_p Euleriano e quello ottenuto considerando gli effetti della viscosità. In quest'ultimo si nota un *plateau* di pressione, ossia una zona ove il C_p non aumenta né diminuisce. Questo fenomeno è dovuto alla presenza di una *bolla laminare*, cioè una zona ove il flusso separa laminare e riattacca turbolento. La bolla laminare individua una parte del campo (sotto) ove il flusso è reverso e una (sopra) ove il flusso è diretto. Il fenomeno della bolla laminare si presenta in maniera più evidente a bassi numeri di Reynolds, pertanto per le successive applicazioni lavoreremo a Re non elevati.

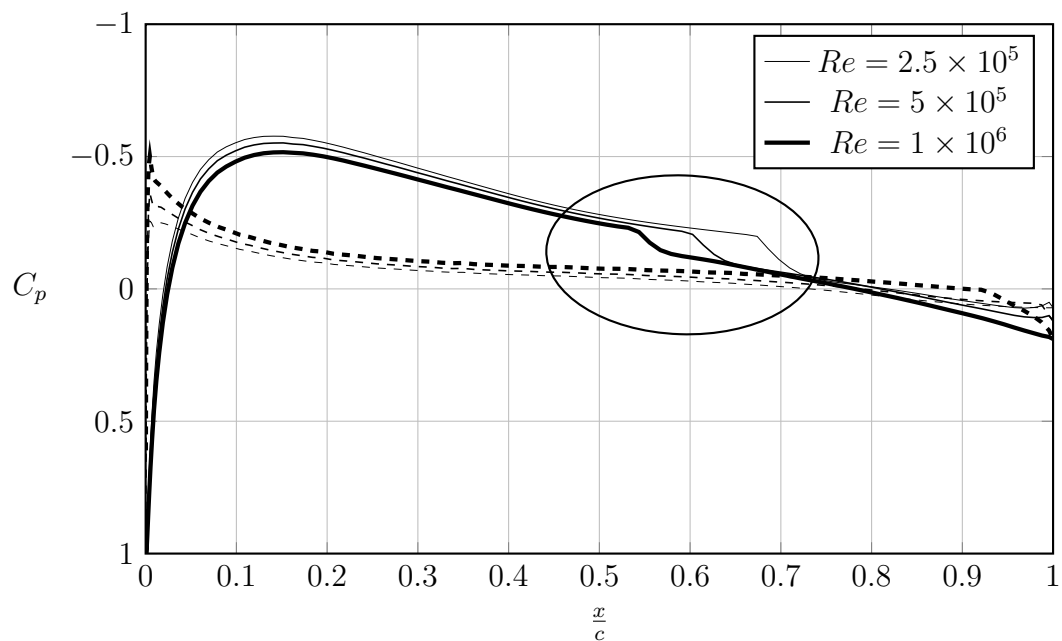


Figura 1.5. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione $\alpha = 0^\circ$ sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

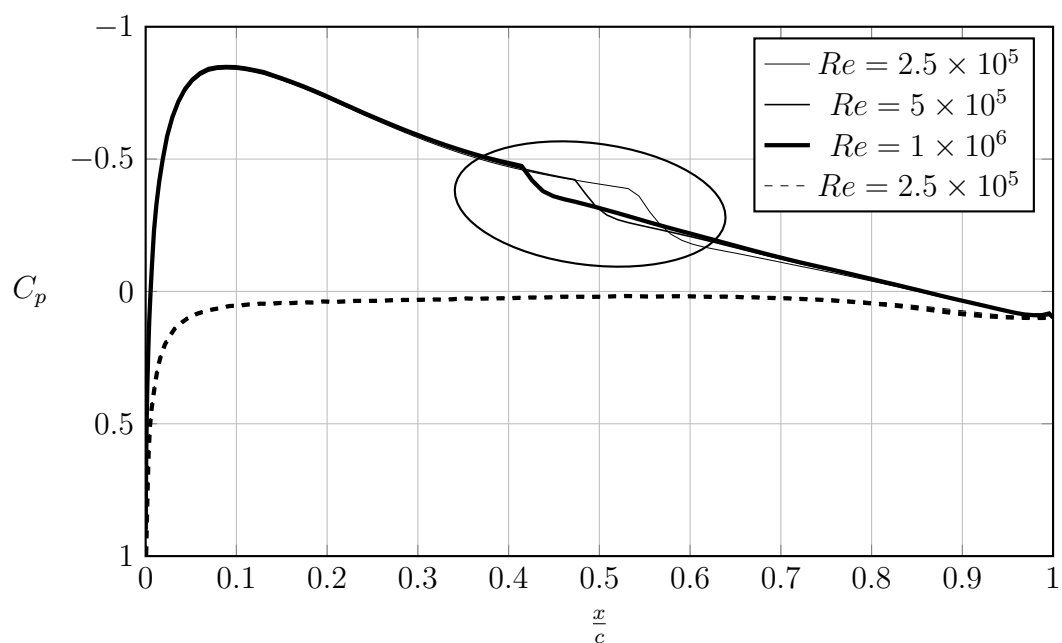


Figura 1.6. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione $\alpha = 2^\circ$ sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

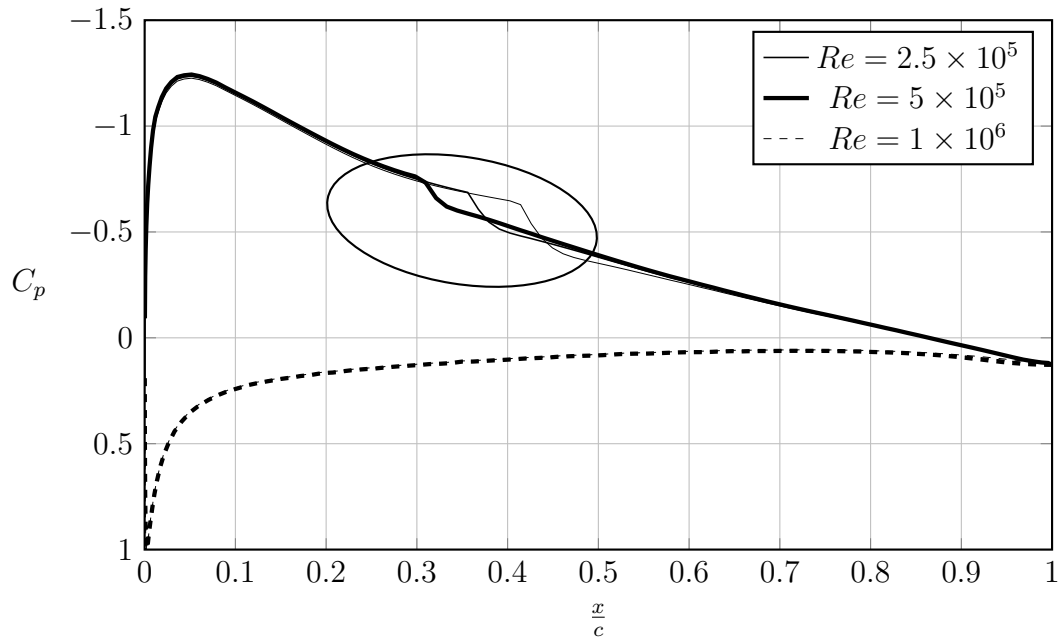


Figura 1.7. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione $\alpha = 4^\circ$ sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

Man mano che diminuisce il numero di Reynolds la bolla si allunga e si sposta verso il bordo d'uscita, mentre all'aumentare dell'angolo di attacco, la bolla si sposta verso il LE.

Per vedere ciò al variare di α si guardi il seguente grafico, fatto per un numero di Reynolds non troppo alto per visualizzare meglio la presenza delle bolle.

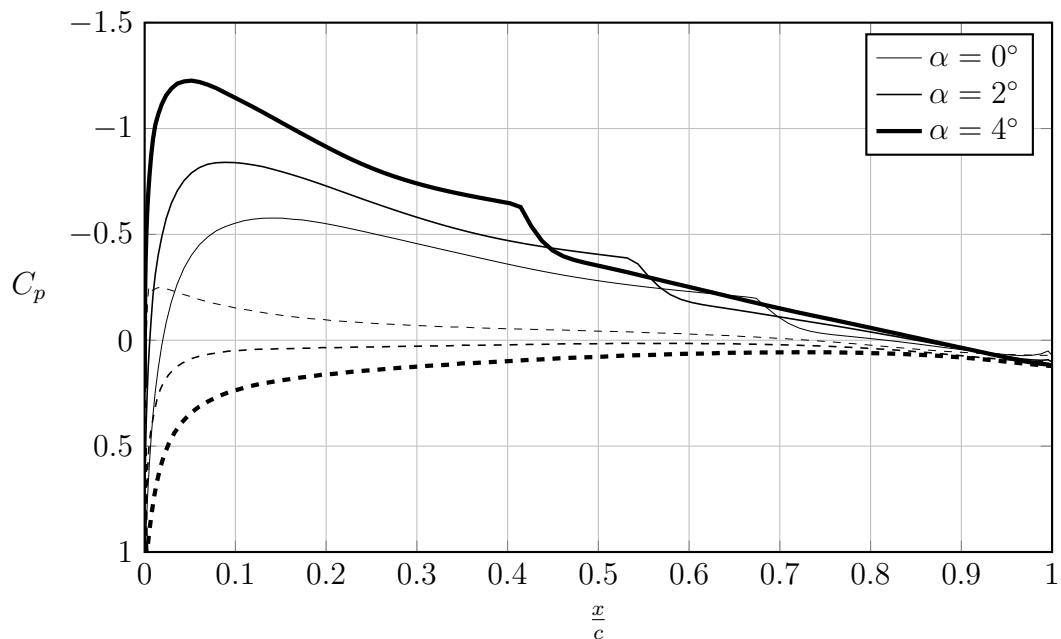


Figura 1.8. Profilo PW106, confronto del Coefficiente di Pressione al variare dell'angolo d'attacco sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata), $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

1.3 Sviluppo e parametri di Strato Limite

Gli effetti viscosi dell'aerodinamica applicata possono essere ritenuti confinati all'interno di una sottile zona in prossimità del corpo, detta *strato limite*, pertanto è sicuramente interessante vedere come cambia lo sviluppo dello strato limite all'aumentare dell'angolo d'attacco e come variano i parametri di strato limite al variare del numero di Reynolds e dell'angolo d'attacco, limitandoci sempre all'analisi di piccoli e medi assetti.

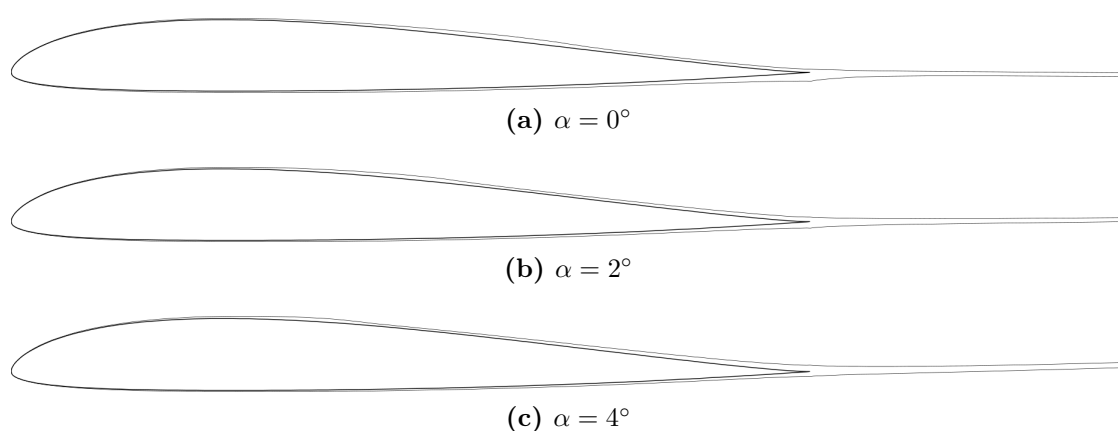


Figura 1.9. Profilo PW106, sviluppo dello strato limite, $Re = 2.5 \times 10^5$, $n_{cr}=9$, transizione libera. XFOIL 6.99

Dalla figura 1.9 si può notare il lieve "rigonfiamento" dello strato limite in corrispondenza della bolla laminare che si sposta verso il bordo d'attacco all'aumentare di α .

Per studiare la dinamica delle bolle laminari, è necessario far riferimento all'evoluzione dei parametri di strato limite lungo il profilo. La presenza di una bolla, difatti, è accompagnata da una forte crescita del fattore di forma H come si vede in figura 1.10 nella pagina successiva e da un intervallo di valori negativo per quanto riguarda il coefficiente di attrito C_f . La presenza delle bolle laminari è evidenziata da figura 1.10 nella pagina seguente a figura 1.13 a pagina 10 mediante un'ellisse.

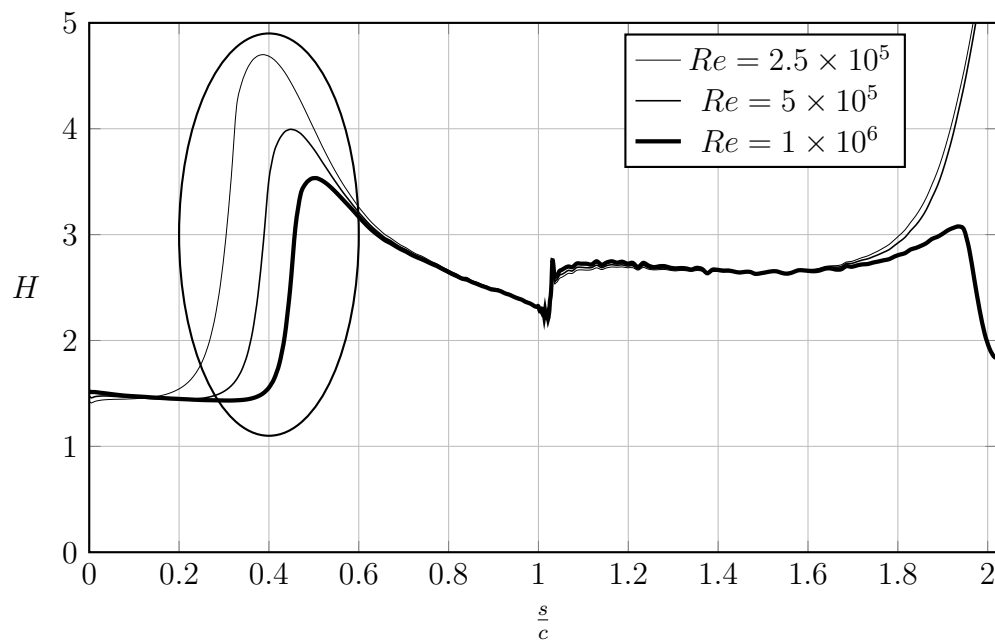


Figura 1.10. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H al variare del numero di Reynolds, $\alpha = 0^\circ$. XFOIL 6.99

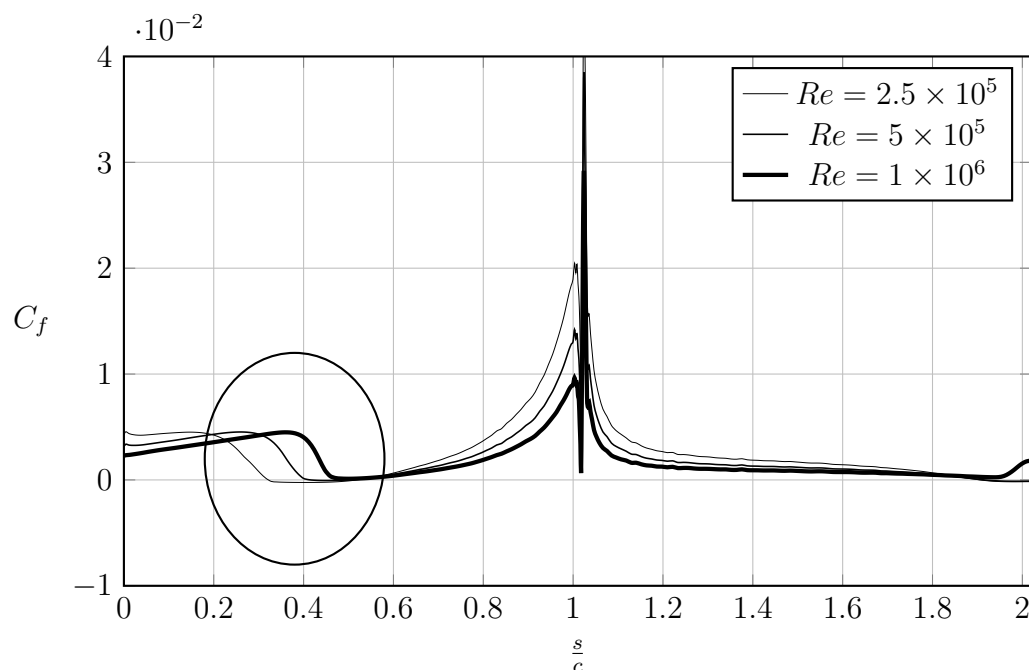


Figura 1.11. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del coefficiente d'attrito C_f al variare del numero di Reynolds, $\alpha = 0^\circ$. XFOIL 6.99

Dai grafici 1.10 e 1.11 si vede che a circa l' 60% della corda, sul dorso del profilo, c'è una bolla laminare individuata da un intervallo di valori per i quali il C_f è negativo per $Re = 2.5 \times 10^5$ e $Re = 5 \times 10^5$, ciò non accade a numeri di Reynolds più elevati.

È interessante, inoltre, vedere come variano i parametri di strato limite fissato il Re , a vari angoli d'attacco (figura 1.12 e 1.13).

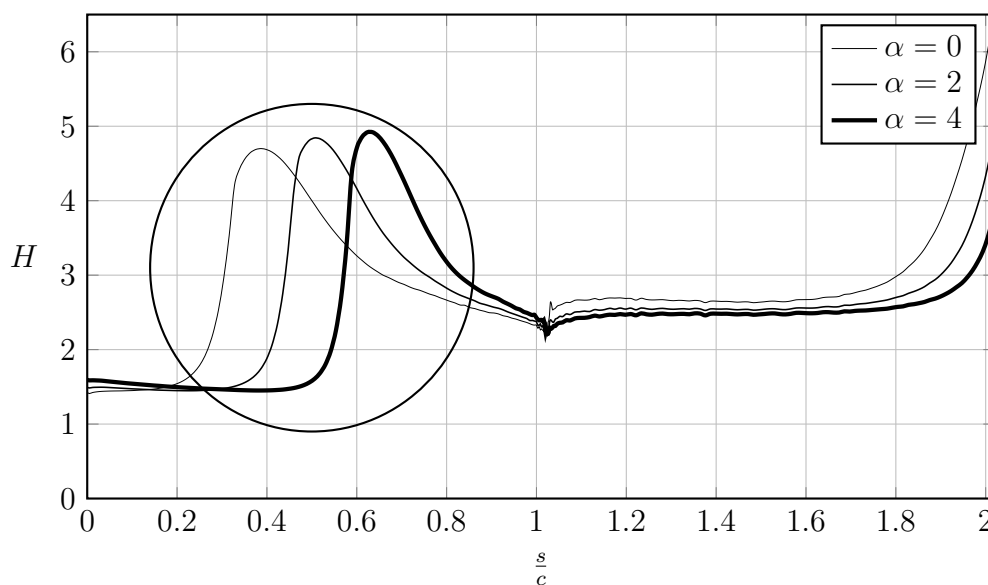


Figura 1.12. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H al variare dell'angolo d'attacco, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

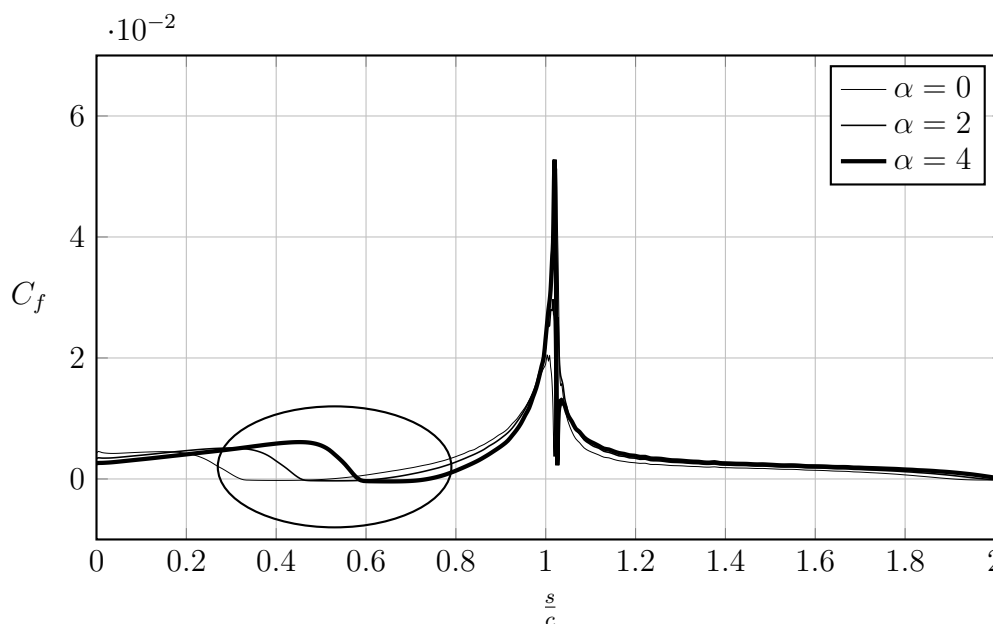


Figura 1.13. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del coefficiente d'attrito C_f al variare dell'angolo d'attacco, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

1.4 Effetto della Transizione Forzata

Forzare la transizione vuol dire anticipare il punto ove il flusso intorno al profilo diventa turbolento e, quindi, energizzarlo.

Se la transizione viene fissata prima della separazione, e, quindi, di un'eventuale bolla laminare, il flusso divenuto turbolento non separa più da laminare, determinando la scomparsa della bolla stessa. Di seguito si esamineranno gli effetti della transizione forzata sul grafico del C_p e sui grafici che descrivono i parametri di strato limite più significativi in tal senso: H e C_f .

Al fine di illustrare la scomparsa della bolla laminare a seguito di una transizione forzata che anticipa la separazione, si condurrà l'analisi a $Re = 2.5 \times 10^5$ valore per il quale si è vista la presenza di una bolla laminare.

Sono stati assunti i seguenti valori:

- $Re = 2.5 \times 10^5$;
- $\alpha = 2^\circ$.
- $n_{cr} = 9$

La transizione libera, calcolata con XFOIL, avviene (sul dorso) al seguente valore dell'ascissa adimensionalizzata con la corda:

$$\frac{x_{\text{free-transit}}}{c} = 0.539 \quad (1.1)$$

È stata forzata la transizione sul dorso ad un valore di $\frac{x}{c} = 0.300$.

Di seguito sono riportati graficamente gli effetti che ne derivano.

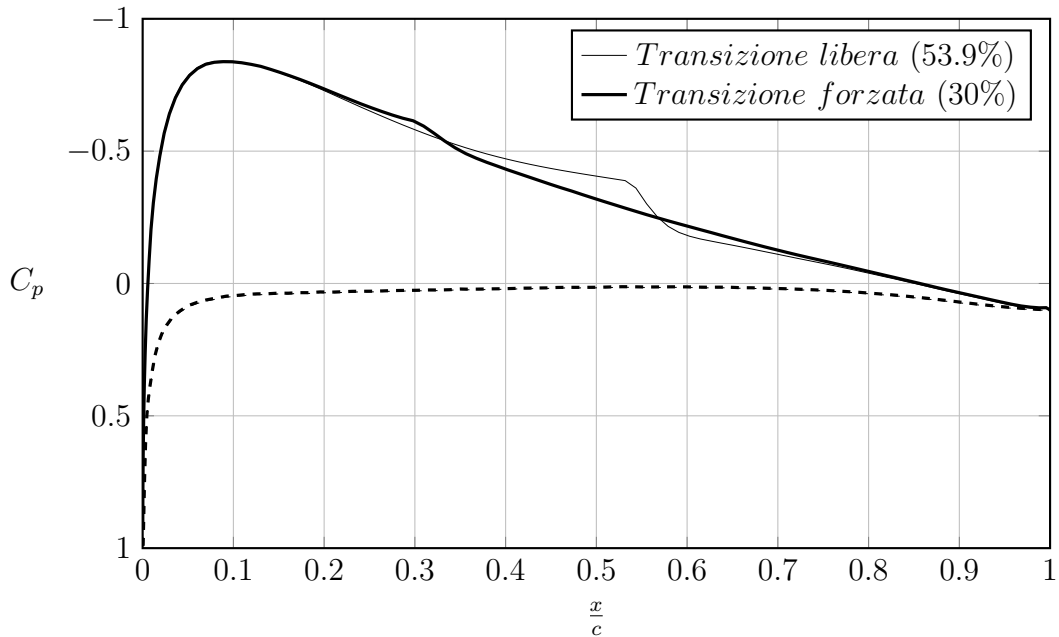


Figura 1.14. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) a diversi valori del punto di Transizione sul dorso. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

Dalle figure 1.16 e 1.15 si vede come anticipando la transizione il picco del fattore di forma H scompare e C_f non assume valori negativi. Ciò conferma che non vi è più una bolla laminare sul dorso del profilo in quanto la transizione avviene prima della separazione.

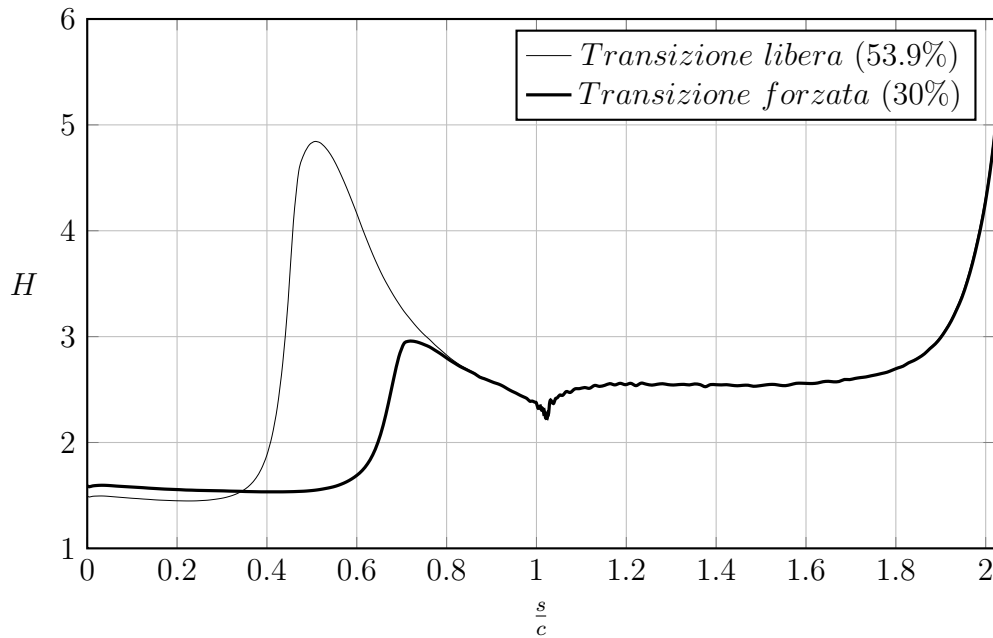


Figura 1.15. Profilo PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H al variare del punto di Transizione sul dorso. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

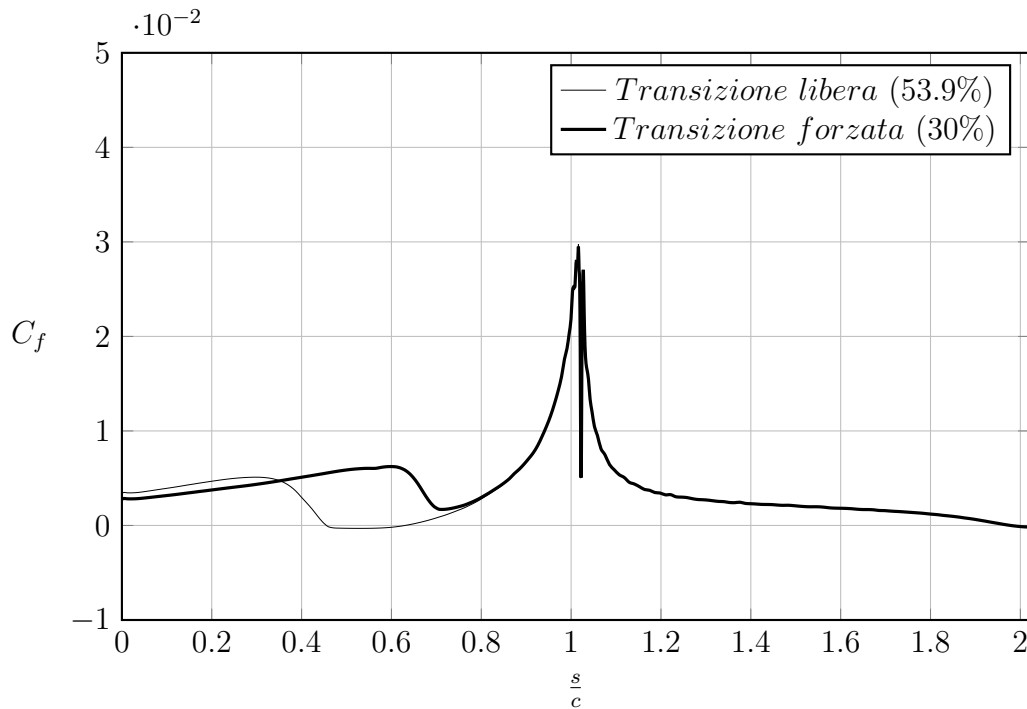


Figura 1.16. Profilo PW106, confronto dell'andamento del Coefficiente d'attrito C_f al variare del punto di Transizione sul dorso. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

1.5 Effetto della variazione di n_{cr}

Gli effetti della turbolenza asintotica, della rugosità del profilo e di altri disturbi sono tenuti in considerazione tramite un parametro n_{cr} , detto *fattore di amplificazione*. Di *default* n_{cr} su XFOIL è fissato a 9. In questo paragrafo analizzeremo gli effetti di una variazione di n_{cr} , per valori maggiori e minori di 9.

Per $n_{cr} > 9$, la transizione dello strato limite da laminare a turbolento posticiperà, mentre anticiperà per $n_{cr} < 9$ con tutto ciò che ne consegue sulla stabilità dello strato limite e la presenza di bolle laminari già esposto nel paragrafo precedente.

Assunti i seguenti valori:

- $Re = 2.5 \times 10^5$
- $\alpha = 2^\circ$

Si pone $n_{cr} = 3, 9, 15$ per calcolare il C_p , H e C_f .

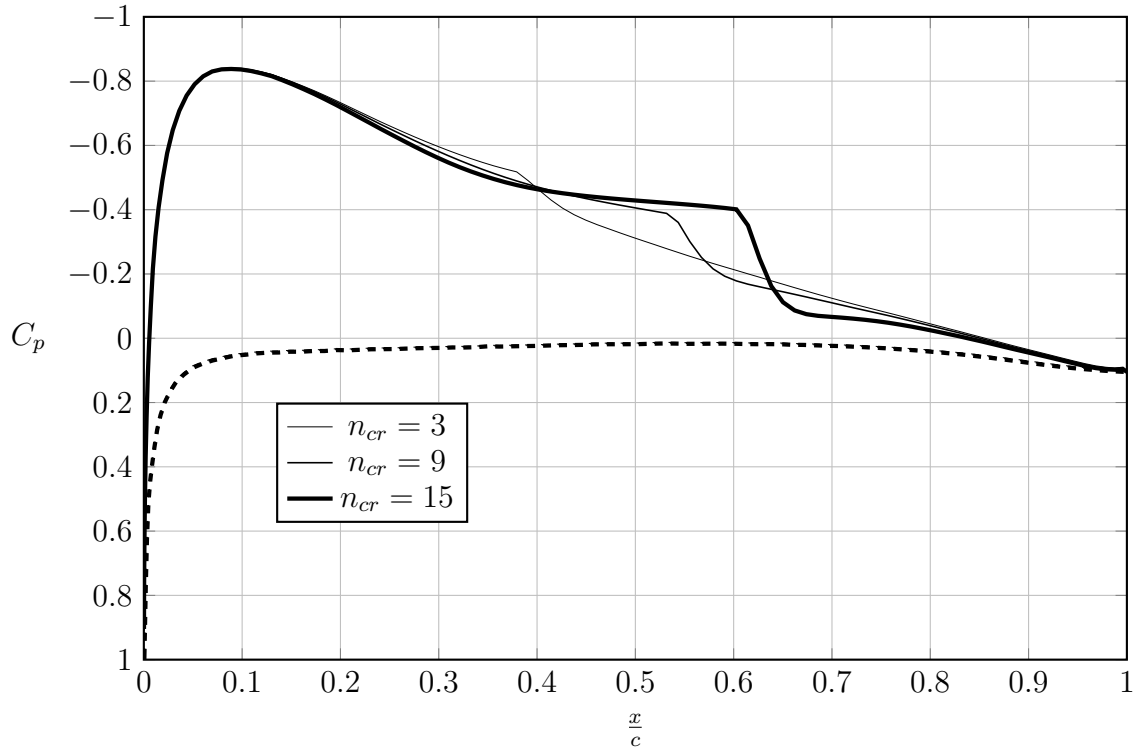


Figura 1.17. Profilo PW106, confronto del coefficiente di pressione sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) a diversi valori del fattore di amplificazione. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

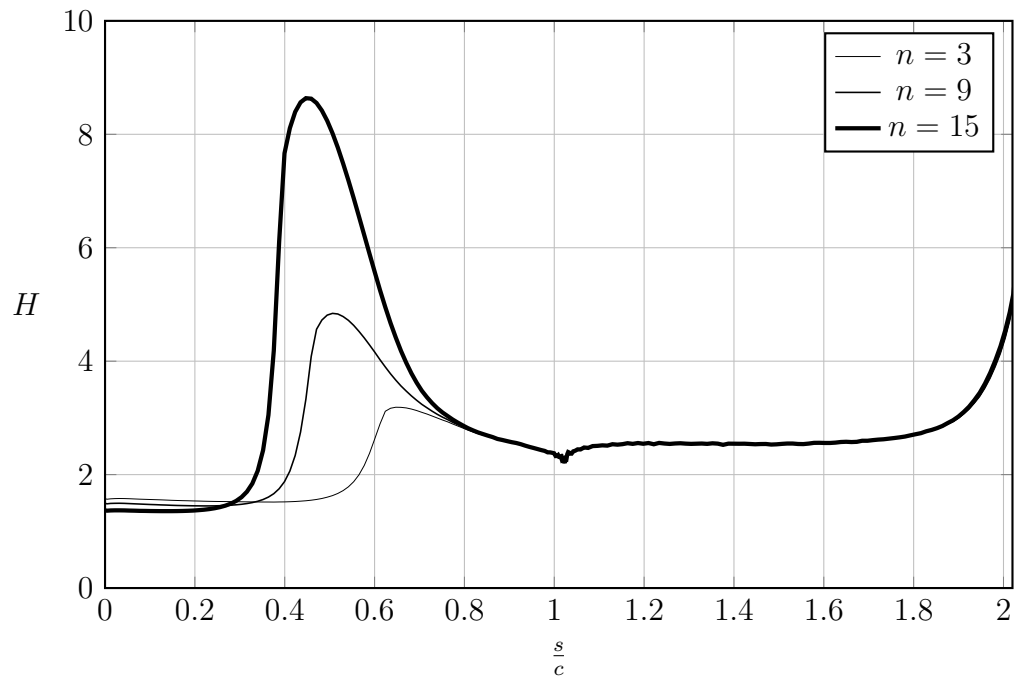


Figura 1.18. Profilo PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H al variare del fattore di amplificazione. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

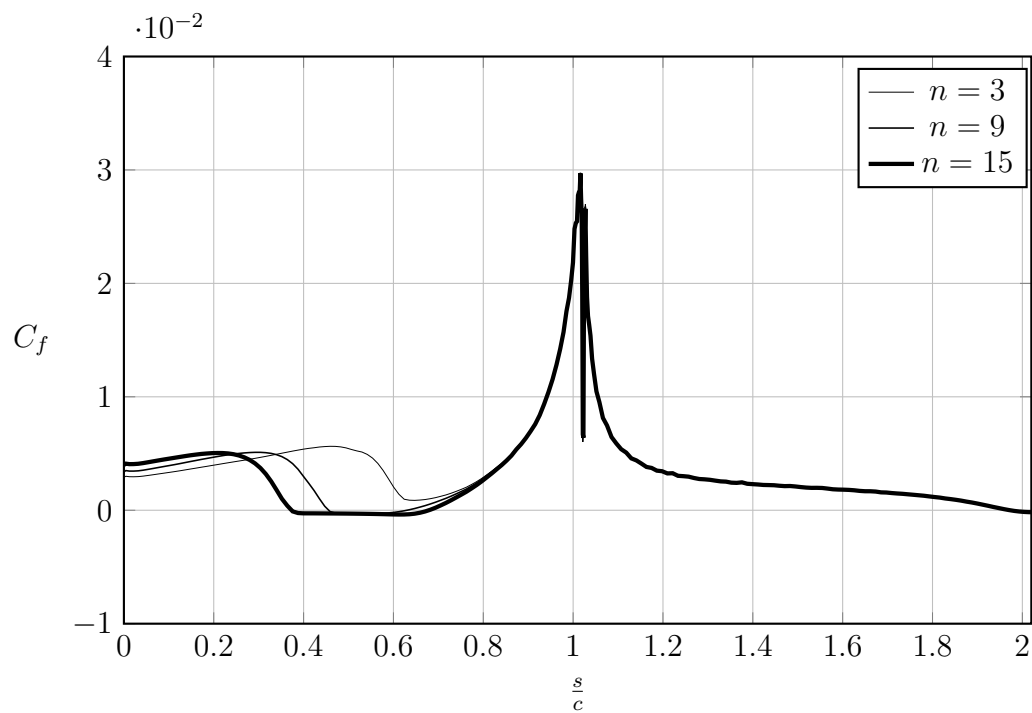


Figura 1.19. Profilo PW106, confronto dell'andamento del Coefficiente d'attrito C_f al variare del fattore di amplificazione. $\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.5 \times 10^5$. XFOIL 6.99

Aerodinamica viscosa alle alte incidenze

In questo capitolo saranno svolti calcoli viscosi in condizioni di alta portanza considerando un $Re = 1 \times 10^6$. Dalla curva di portanza in figura 1.1 a pagina 3 si vede che per questo valore di Re $\alpha_{stall} = 13^\circ$. In questa sede si utilizzerà un $\alpha = 12^\circ$ per meglio visualizzare i fenomeni legati alla viscosità.

In primo luogo sarà graficata la distribuzione del C_p all'angolo di alta portanza scelto. Successivamente saranno analizzati i parametri di strato limite, in termini di H , δ^* , θ e C_f in condizioni di piccoli angoli d'attacco e in condizioni di alta portanza. Saranno poi analizzati gli effetti della turbolenza asintotica e della transizione forzata. Infine sarà valutato lo stallo del profilo secondo il criterio semiempirico di Thain e Gault al variare del numero di Reynolds.

2.1 Coefficiente di pressione

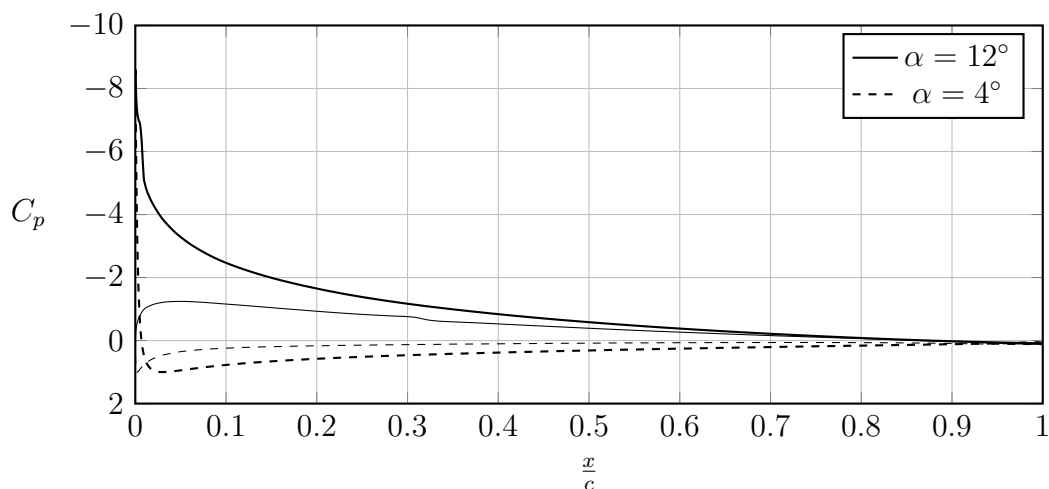


Figura 2.1. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione $\alpha = 12^\circ, \alpha = 4^\circ$. $Re = 1 \times 10^6$. XFOIL 6.99

2.2 Sviluppo e Parametri di strato limite

Tramite XFOIL è stato valutato come si sviluppa lo strato limite ad aumentare dell'angolo d'attacco dalle basse incidenze fino ad oltre lo stallo.

Si nota che all'aumentare del numero di Reynolds la zona di flusso separato sul dorso del profilo si espande sempre più verso il bordo d'attacco.

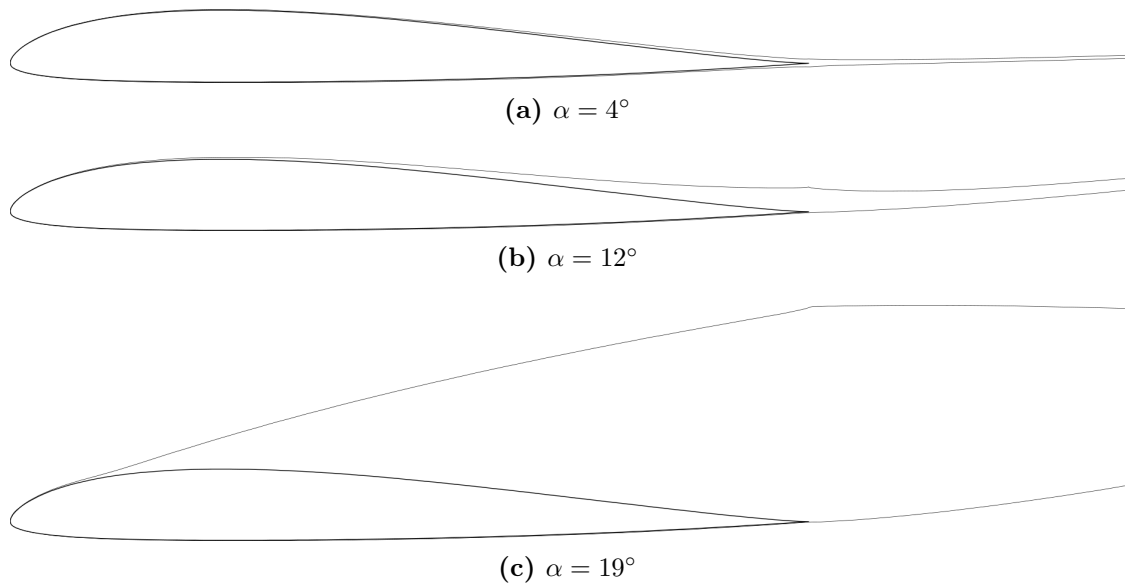


Figura 2.2. Profilo PW106, sviluppo dello strato limite, $Re = 1 \times 10^6$, $n_{cr}=9$, transizione libera. XFOIL 6.99

Lo strato limite è univocamente definito assegnata la terna H , δ^* , θ . Di seguito sarà studiata la variazione di questi parametri con l'angolo d'attacco congiuntamente allo studio della variazione del coefficiente d'attrito.

Si noti che sul ventre del profilo a nessuna incidenza si verificano particolari fenomeni di separazione e il flusso resta laminare.

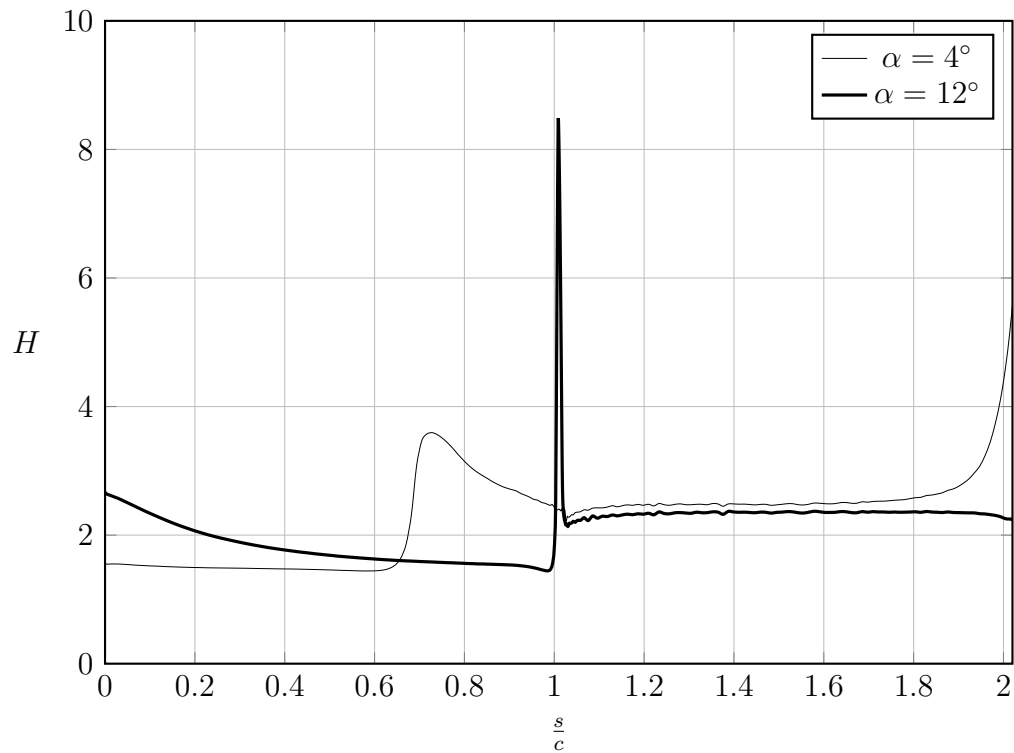


Figura 2.3. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H al variare dell'angolo d'attacco. XFOIL 6.99

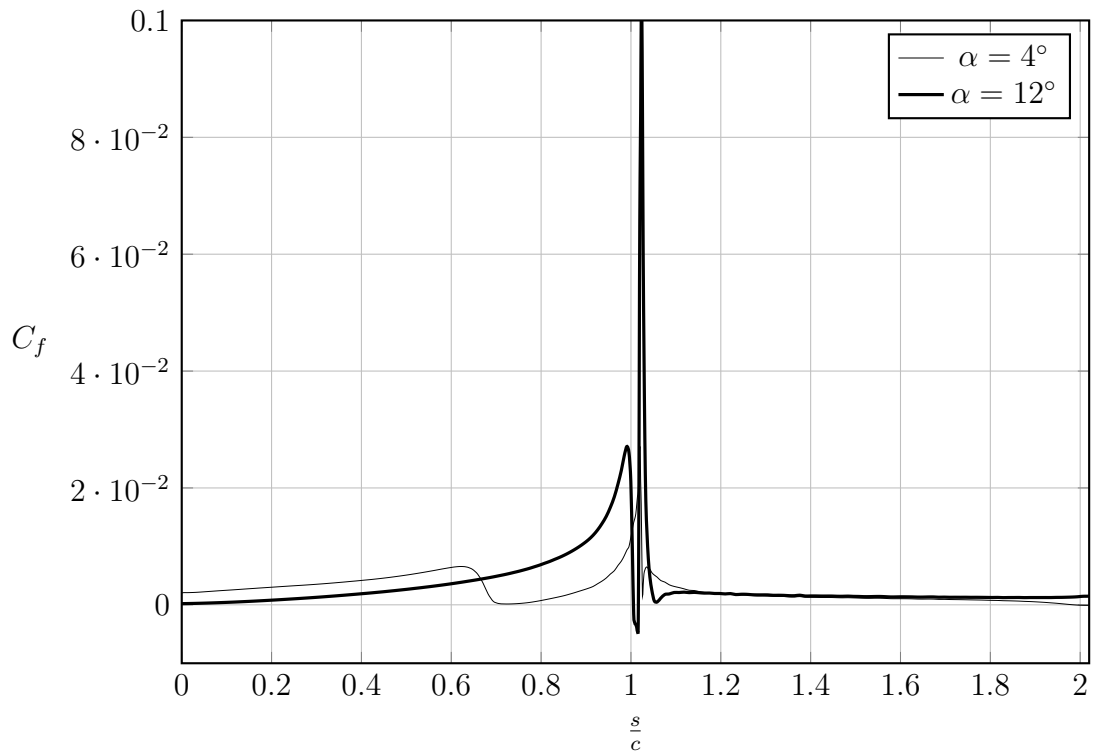


Figura 2.4. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del Coefficiente d'attrito C_f al variare dell'angolo d'attacco. XFOIL 6.99

Il particolare andamento del coefficiente d'attrito e del fattore di forma per $\alpha = 12^\circ$ è deducibile da un'analisi dello sviluppo dello strato limite alle alte incidenze. Nel punto di ristagno anteriore la velocità locale è nulla, quindi sarà nullo anche il numero di Reynolds locale, calcolato rispetto la distanza dal *nose*. Ciò vuol dire che ivi le τ sono molto alte e, pertanto, sono in grado di annichilire ogni disturbo. In questo punto si avrà, quindi, un C_f molto alto e un H piuttosto basso. Procedendo verso il TE sul dorso si incontra una bolla laminare alla quale corrisponde un intervallo di C_f negativi e un picco nel fattore di forma. La bolla comporta una separazione laminare, ma anche la transizione a turbolento che energizza il flusso e consente il riattacco con un conseguente aumento di C_f . Si ha così un flusso turbolento attaccato più energizzato, che porta ad una diminuzione di H . L'alta incidenza non consente di avere un flusso attaccato per un ampio intervallo di profilo e quindi separa, facendo sì che H cresca fino al TE.

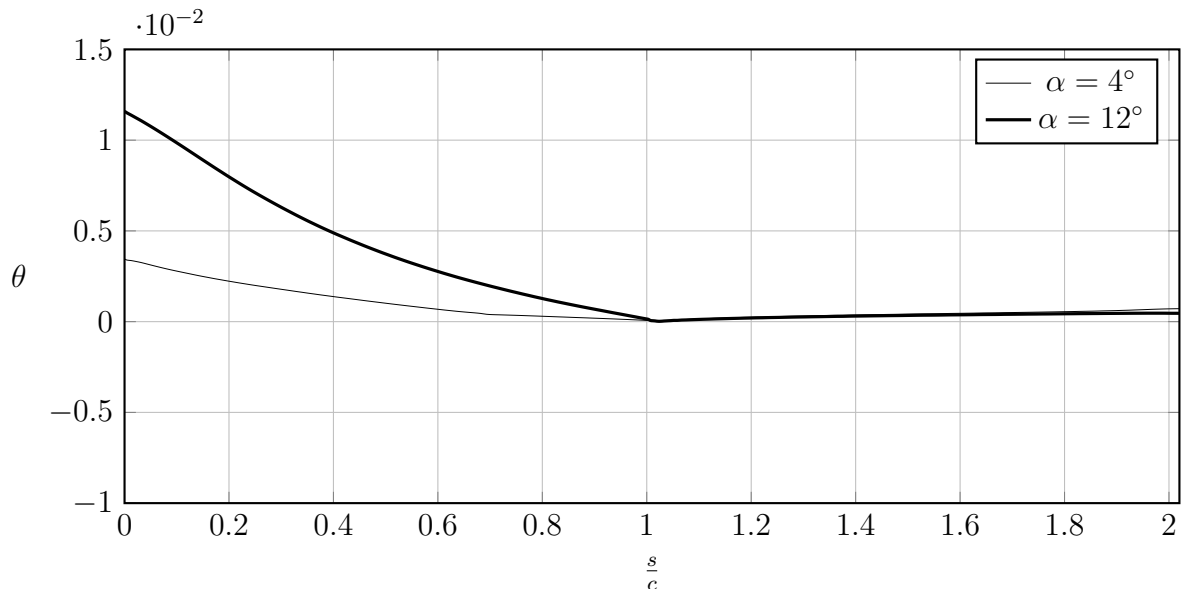


Figura 2.5. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento dello spessore di quantità di moto θ al variare dell'angolo d'attacco. XFOIL 6.99

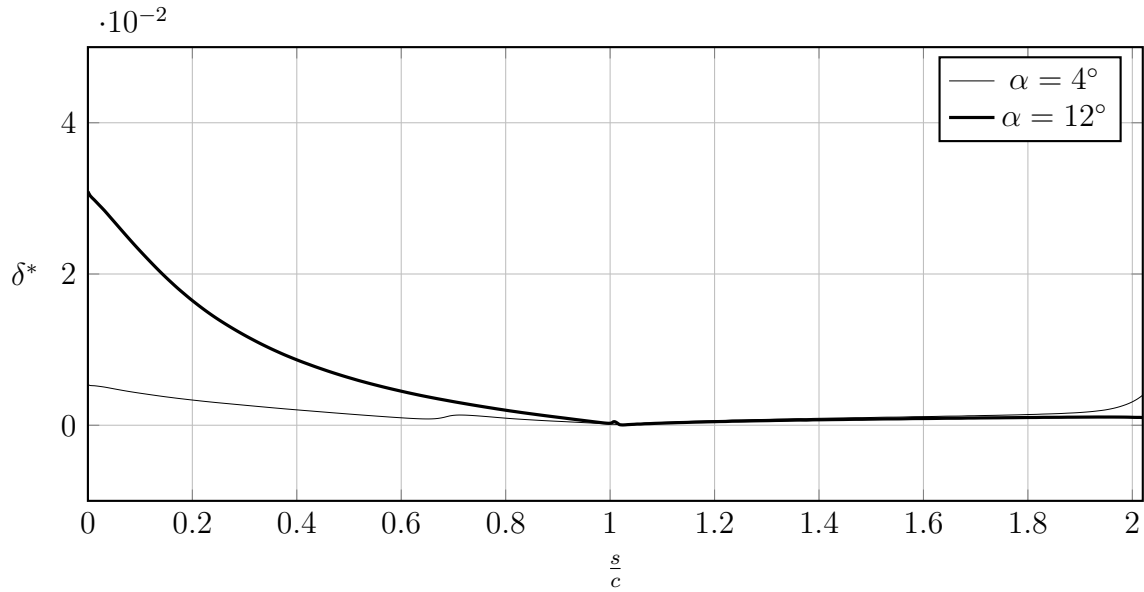


Figura 2.6. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento dello spessore di spostamento δ^* al variare dell'angolo d'attacco. XFOIL 6.99

2.3 Effetto della variazione del numero di Reynolds e stallo

Da uno zoom sul grafico della curva di portanza, si può notare come il $C_{l_{\max}}$ cresce all'aumentare del numero di Reynolds con un conseguente aumento dell' α_{stall} . Nella tabella 2.1 sono riportati i valori dell'angolo di stallo e del $C_{l_{\max}}$ a vari numeri di Reynolds.

<i>Numero di Reynolds</i>	$C_{l_{\max}}$	α_{stall}
5×10^5	1.28	13°
1×10^6	1.38	13°
3×10^6	1.56	16°
1×10^7	1.76	18°

Tabella 2.1. $C_{l_{\max}}$ e α_{stall} al variare del numero di Reynolds

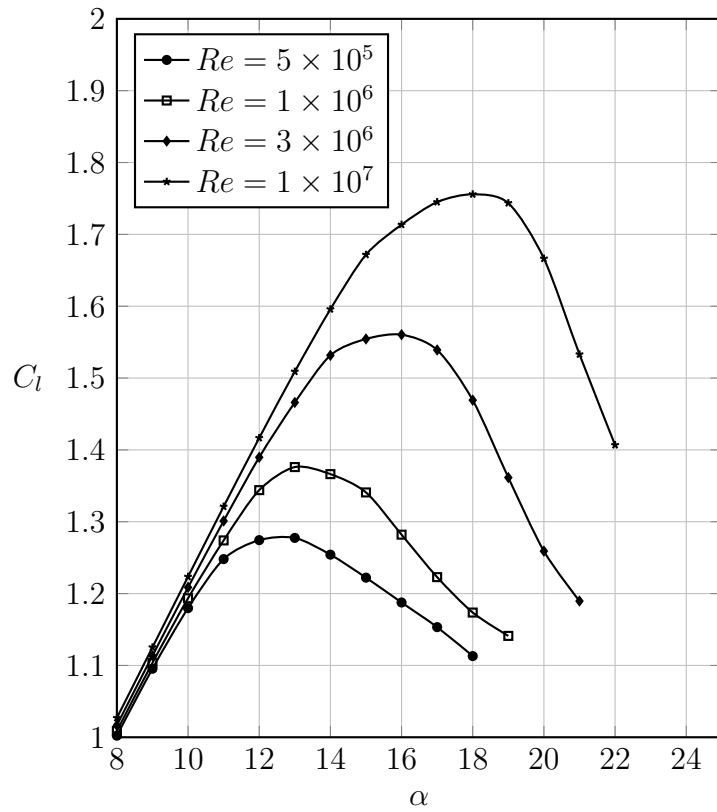


Figura 2.7. Confronto delle curve di Portanza del profilo PW106 a vari numeri di Reynolds, zoom della zona di stallo. XFOIL 6.99

Di seguito sarà analizzato l'andamento del C_p allo stallo per diversi numeri di Reynolds al fine di vedere che tipo di stallo interessa il profilo in date condizioni.

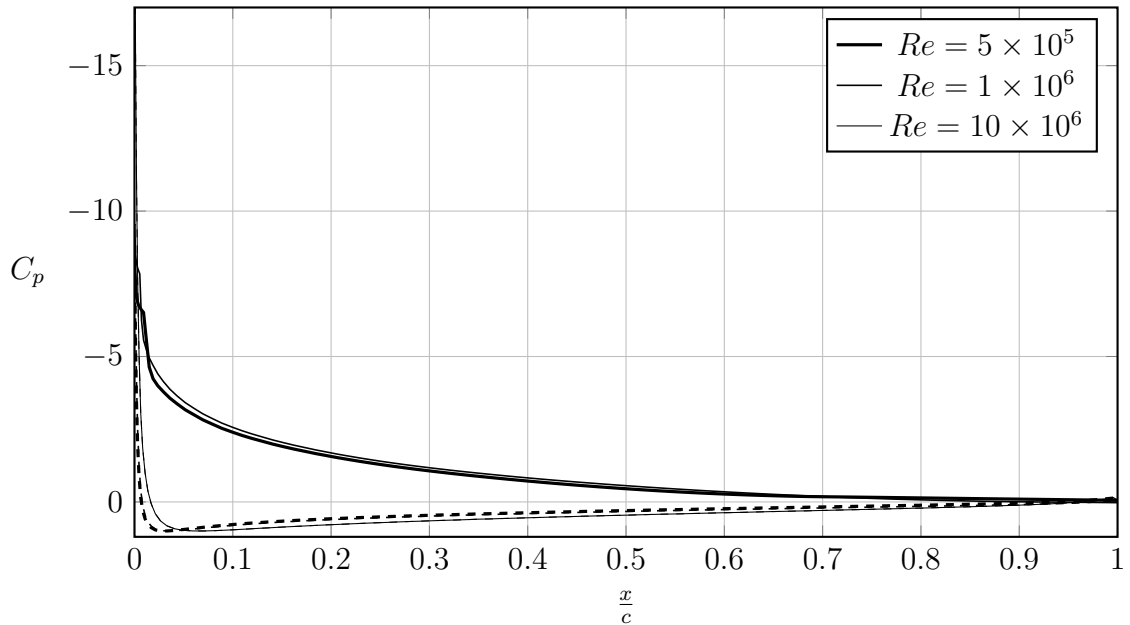


Figura 2.8. Profilo alare PW106, confronto del coefficiente di pressione allo stallo sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) a diversi valori numero di Reynolds. XFOIL 6.99

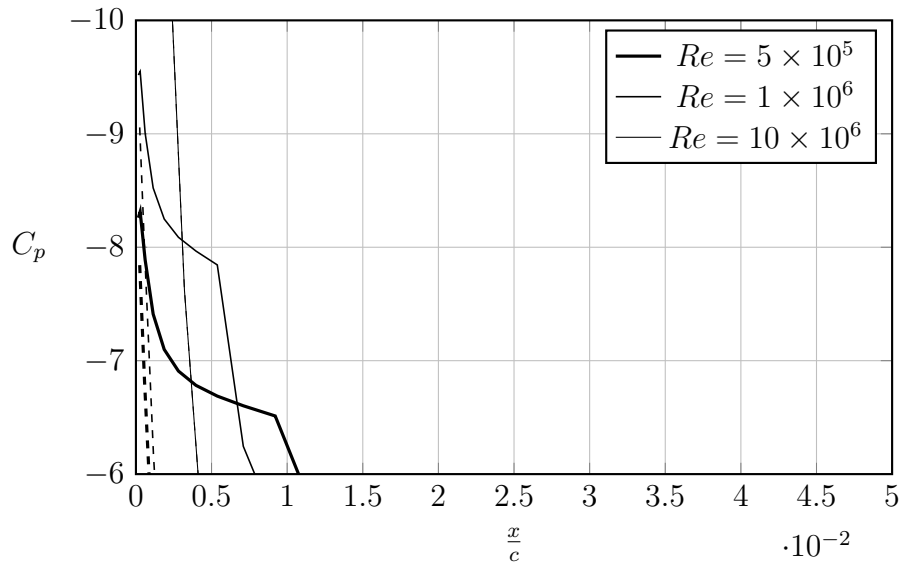


Figura 2.9. Profilo alare PW106, zoom del particolare nel confronto del coefficiente di pressione allo stallo a diversi valori numero di Reynolds. XFOIL 6.99

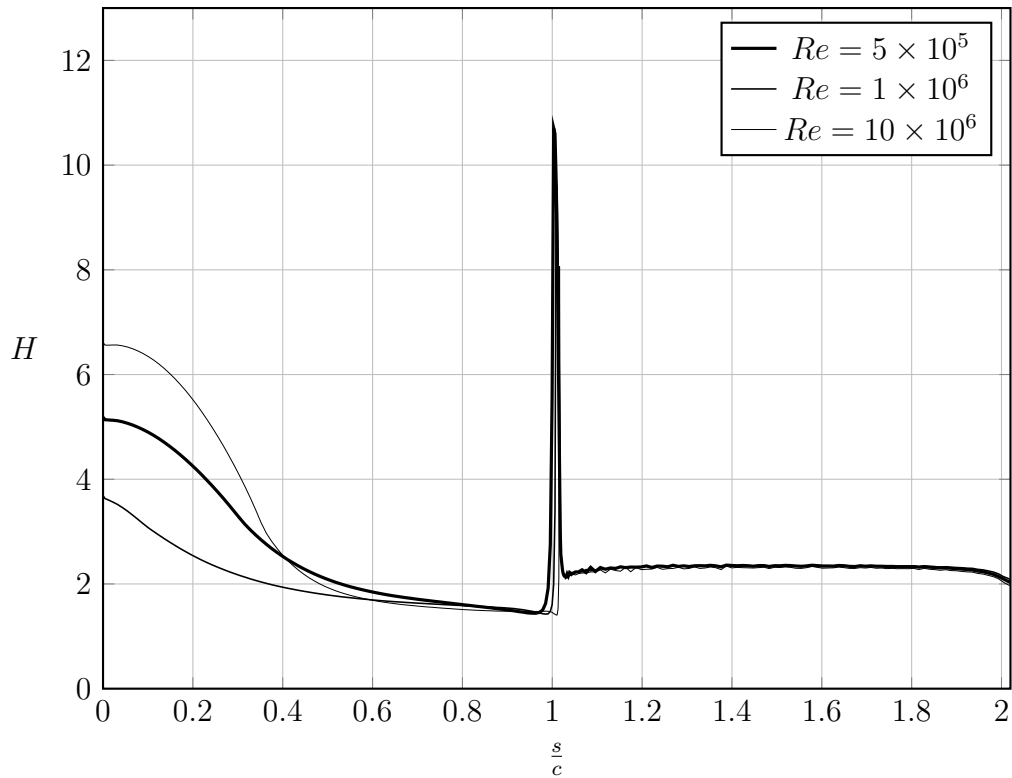


Figura 2.10. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del fattore di forma H allo stallo al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

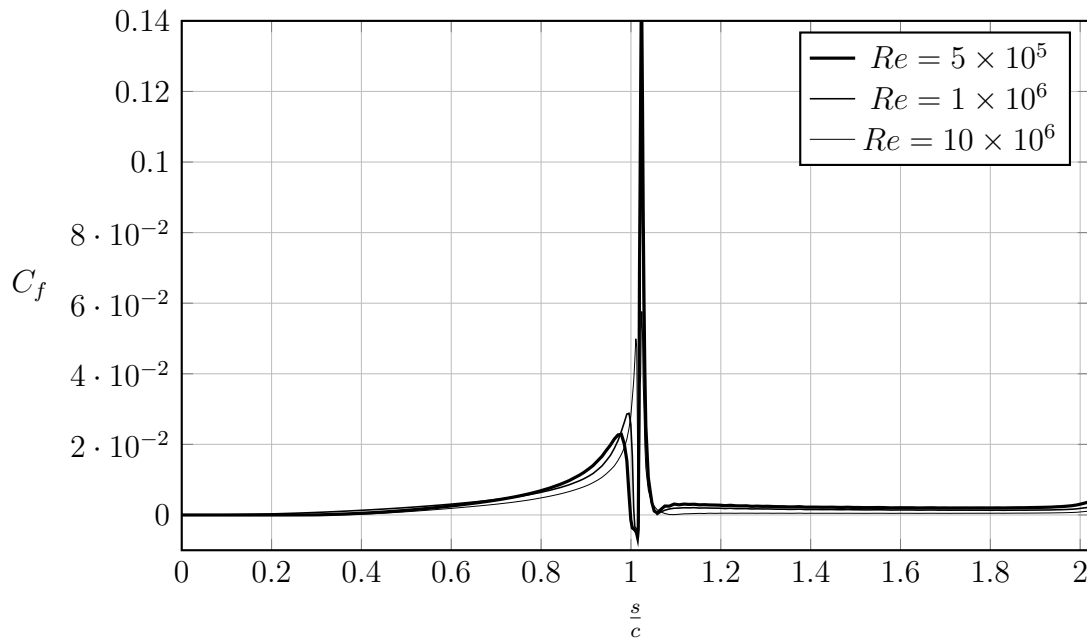


Figura 2.11. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del coefficiente d'attrito C_f allo stallo al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

Applicando il criterio semiempirico di stallo di Thain e Gault è possibile fare una previsione del tipo di stallo.

In particolare per verificare il tipo di stallo è stato calcolato lo spessore percentuale del profilo ad $\frac{x}{c} = 0.0125$ ottenendo un valore di 1.75% entrando, in tal modo, nel grafico riportato in figura 2.12 nella pagina successiva.

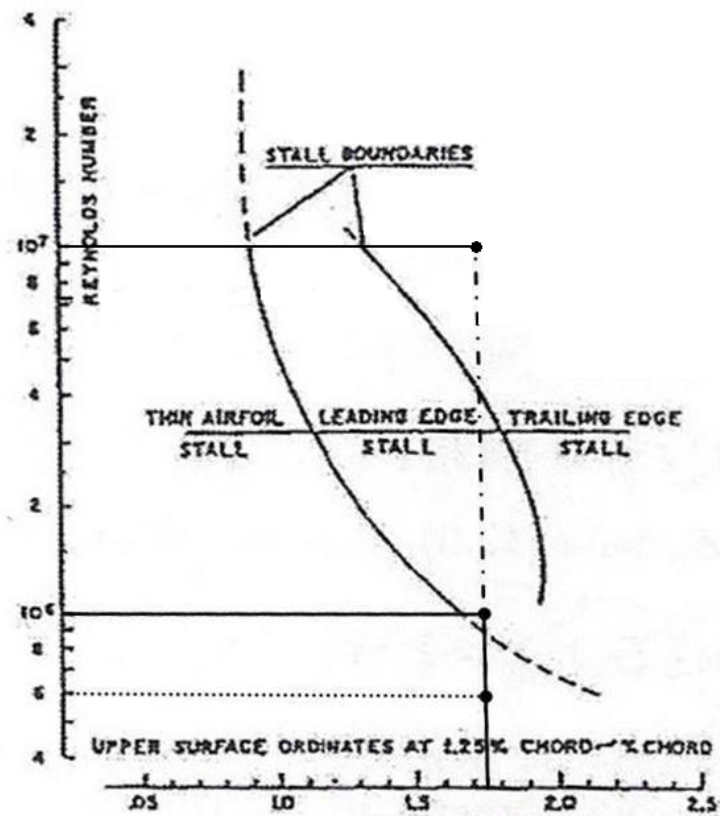


Figura 2.12. Criterio di Thain e Gault, risultati per il profilo PW106

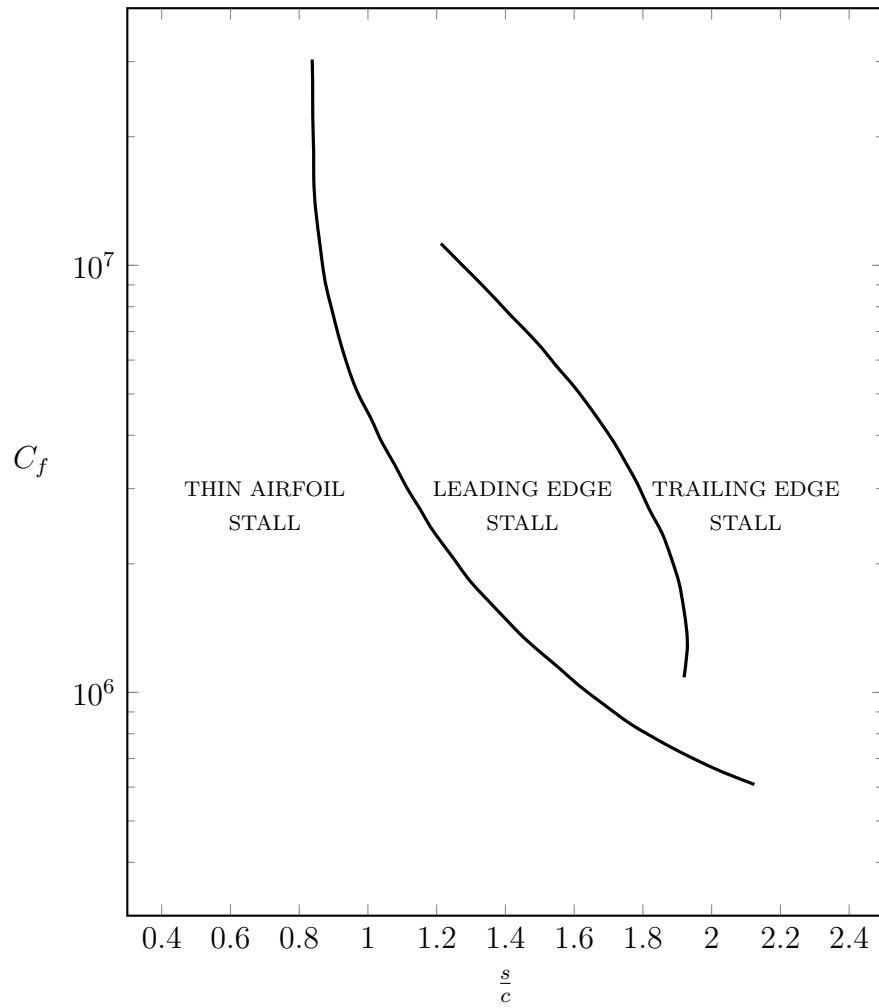


Figura 2.13. Profilo alare PW106, confronto dell'andamento del coefficiente d'attrito C_f allo stallo al variare del numero di Reynolds. XFOIL 6.99

Modifiche della geometria

In questo capitolo verranno apportate delle modifiche alla geometria del profilo tramite XFOIL al fine di studiarne la configurazione con *flap* e Alettoni.

Tramite la funzione *f*, nel menu *GDES* di XFOIL è possibile deflettere parte del profilo così da simulare un *plain flap*. Di seguito saranno riportate le curve di portanza, le polari, la distribuzione del coefficiente di pressione e i principali risultati numerici per diverse deflessioni dignificative delle superfici mobili.

3.1 Configurazione con *Flap*

Per studiare il comportamento del profilo con *flap* è stata prevista una deflessione di 25° , compatibilmente con dati verosimili in condizione di atterraggio. La corda del flap è stata scelta pari al 30% della corda del profilo.

Lo scopo del flap è quello di aumentare il $C_{l_{\max}}$ del profilo, ottenendo, però, anche uno stallo ad angoli d'attacco più bassi. Con flap parzialmente aperti (dai 10° ai 20°) l'effetto risultante è un forte aumento di portanza e un relativamente piccolo incremento di resistenza. Per flap con deflessioni più ampie si ha anche un forte aumento di resistenza. In tabella 3.1 sono riportati gli effetti della deflessione dei flap, in termini di $C_{l_{\max}}$ e angolo di stallo per $Re = 1 \times 10^6$, in caso incomprimibile.

Angolo di deflessione dei flap	$C_{l_{\max}}$	α_{stall}	α_{zl}
$\delta_{\text{flap}} = 0^\circ$	1.37	13.1°	-0.873°
$\delta_{\text{flap}} = 25^\circ$	1.75	7.41°	-14.7°

Tabella 3.1. Profilo alare PW106, $C_{l_{\max}}$, α_{stall} e α_{zl} per flap retratto e deflesso, $Re = 1 \times 10^6$.

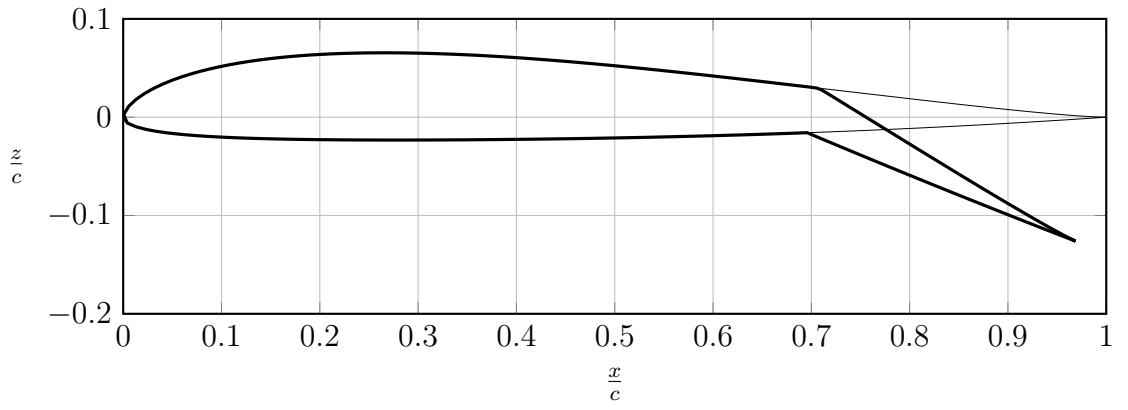


Figura 3.1. Profilo alare PW106, configurazione con flap per $\delta_{flap} = 25^\circ$

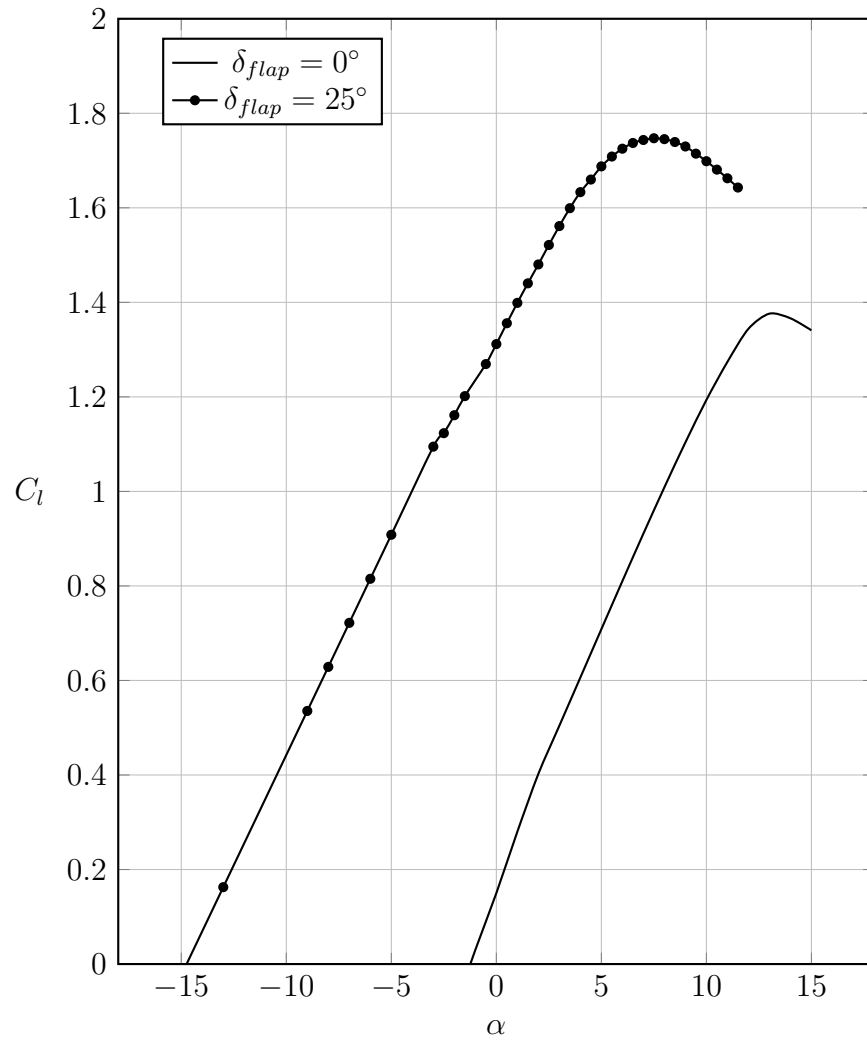


Figura 3.2. Profilo alare PW106, confronto delle curve di portanza del profilo per $Re = 1 \times 10^6$ per flap deflessi e in configurazione pulita. XFOIL 6.99

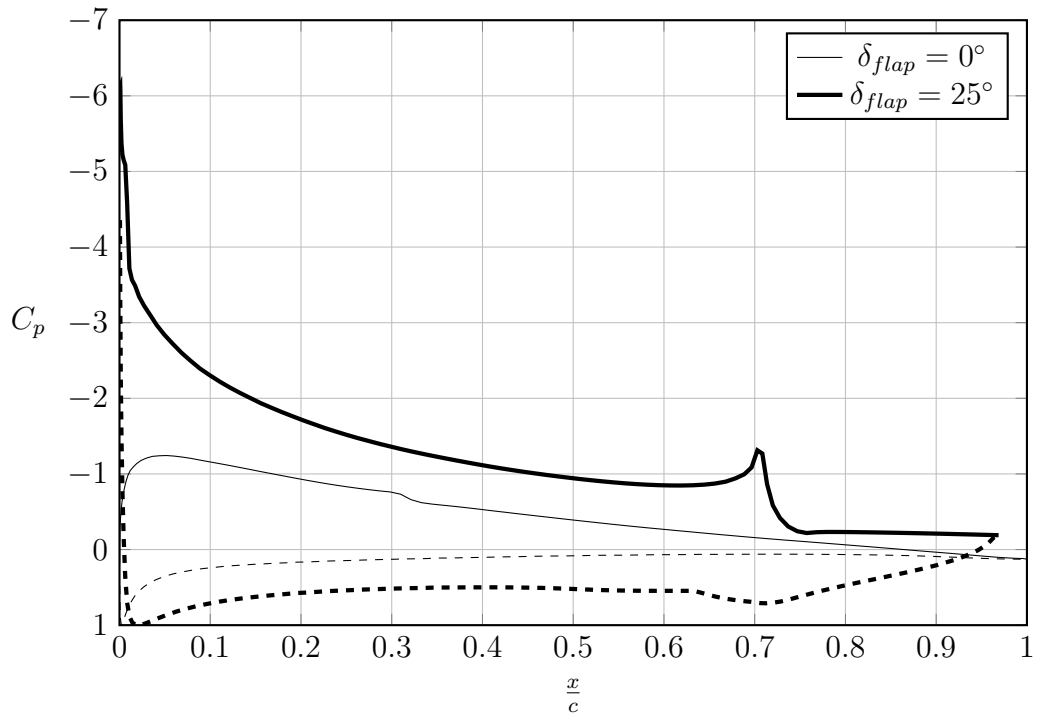


Figura 3.3. Profilo alare PW106, confronto del Coefficiente di Pressione con flap deflessi $\delta_{flap} = 25^\circ$ e configurazione pulita. $Re = 1 \times 10^6$ $\alpha = 4^\circ$. $C_{l_{flap}} = 1.63$, $C_{l_{clean}} = 0.606$. XFOIL 6.99

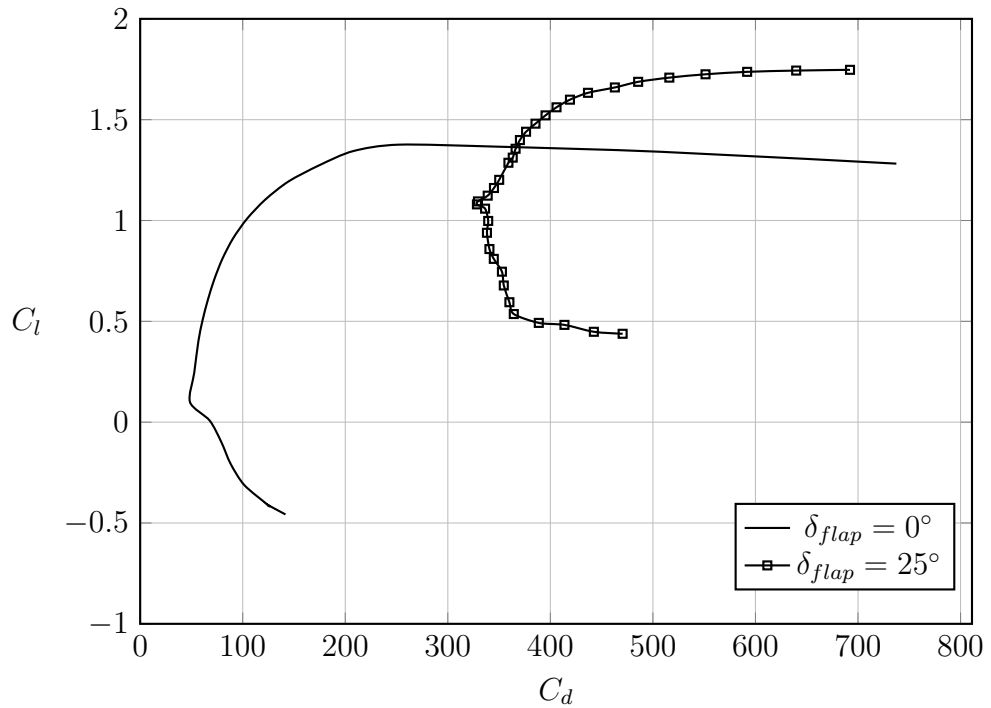


Figura 3.4. Profilo alare PW106, confronto delle polari per $Re = 1 \times 10^6$ con flap deflessi e in configurazione pulita. XFOIL 6.99

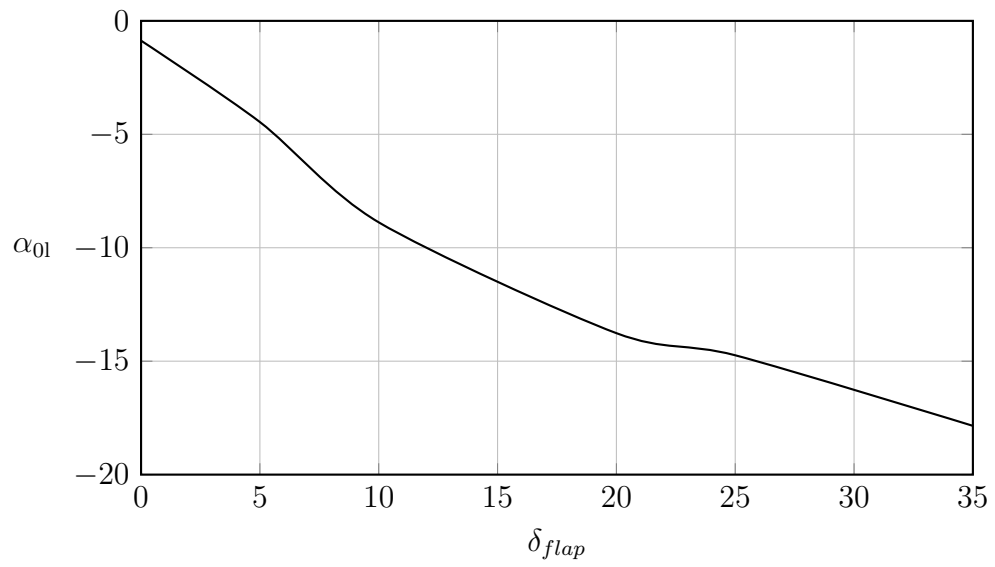


Figura 3.5. Profilo alare PW106, variazione del α_{0l} con l'angolo di deflessione del flap per $Re = 1 \times 10^6$

3.2 Configurazione con Alettoni

Per studiare il comportamento del profilo con Alettoni sono state previste deflessioni di $+6^\circ$ e -6° . Di seguito sono riportati i grafici del C_P e delle curve di portanza nelle varie configurazioni.

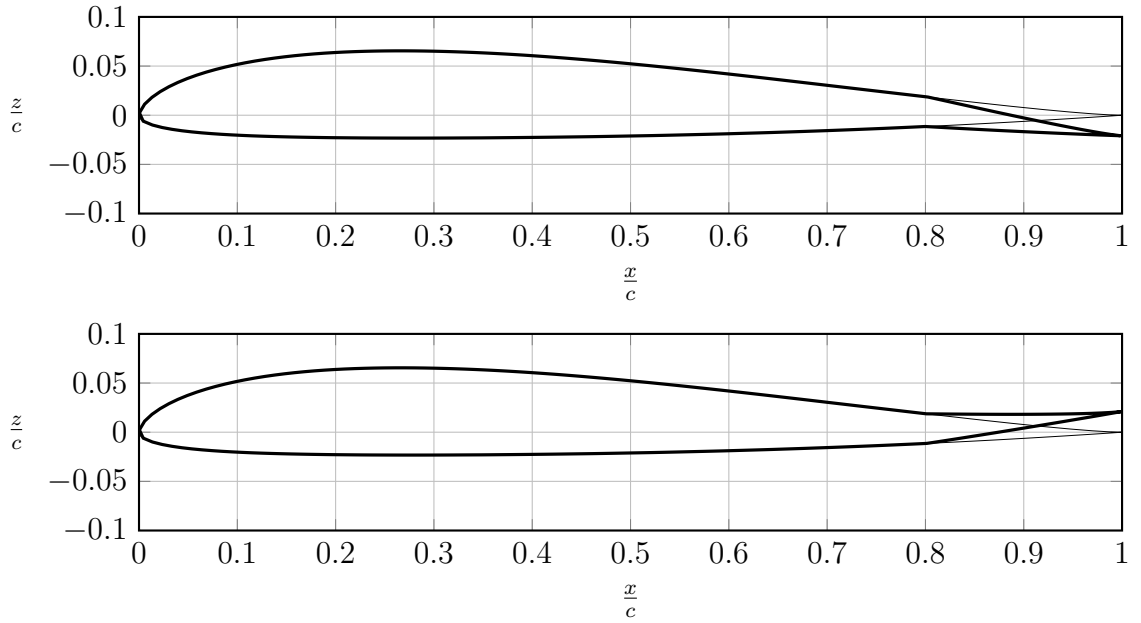


Figura 3.6. Profilo alare PW106, configurazione con alettoni per $6^\circ - 6^\circ$

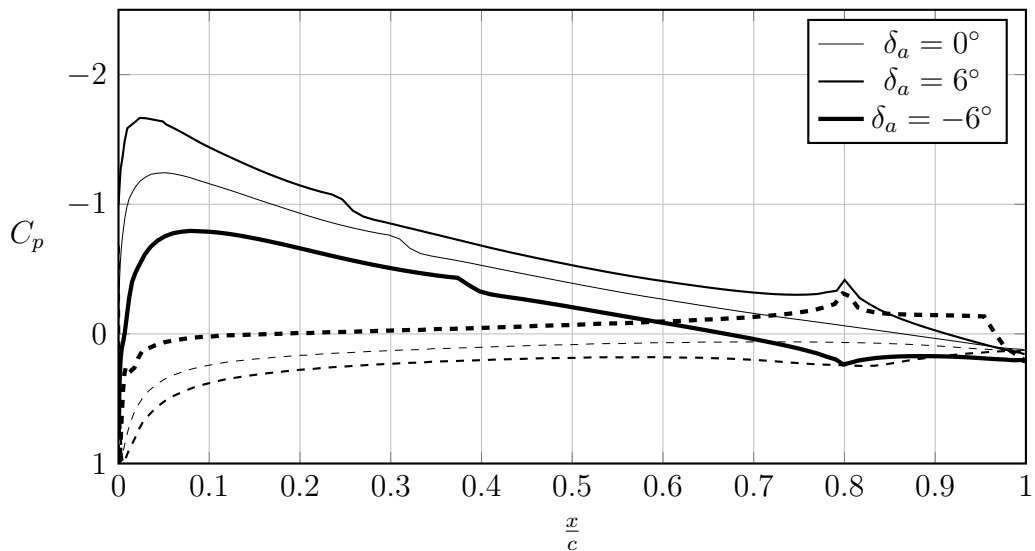


Figura 3.7. Profilo alare PW106, confronto del Coefficiente di Pressione sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) in configurazione pulita e con alettoni in caso incomprimibile. $Re = 1 \times 10^6$ $\alpha = 4^\circ$. $C_{l_{a,pos}} = 0.901$, $C_{l_{a,neg}} = 0.175$, $C_{l_{clean}} = 0.606$. XFOIL 6.99

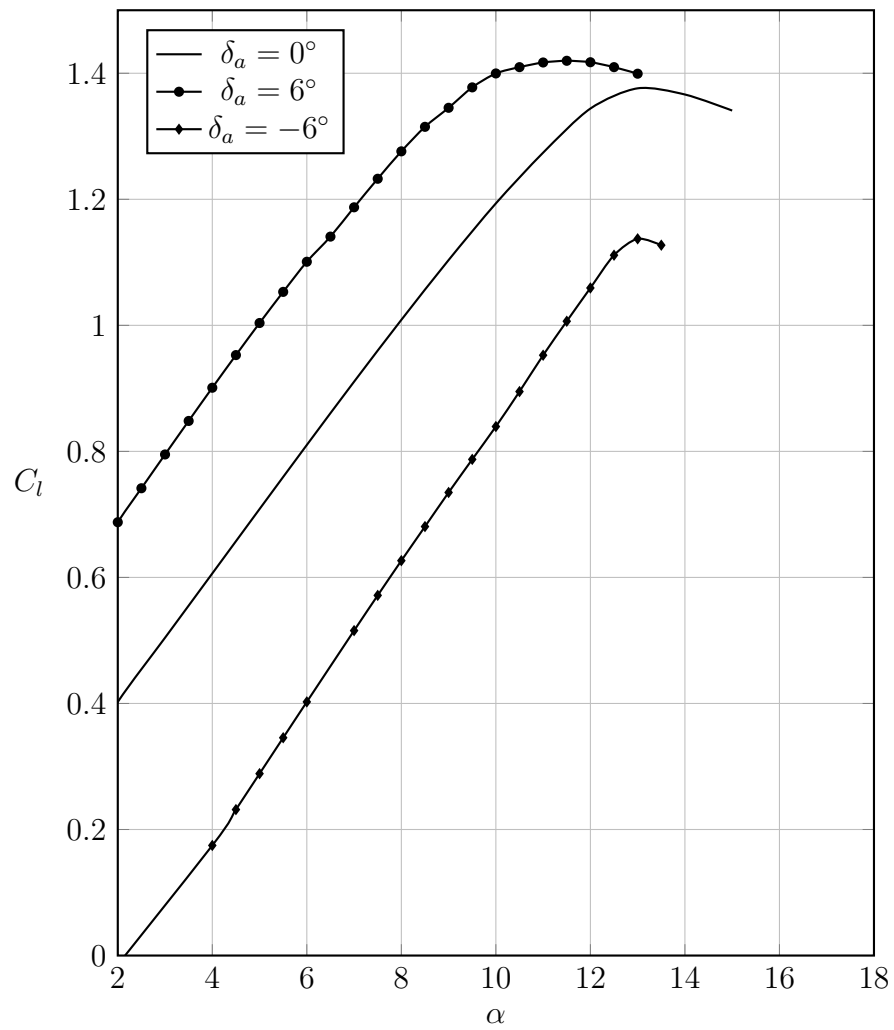


Figura 3.8. Profilo alare PW106, confronto delle curve di portanza in caso incomprimibile per $Re = 1 \times 10^6$ per alettoni deflessi e in configurazione pulita. XFOIL 6.99

3.3 Configurazione con *Droop Nose*

Nell'ambito delle analisi del profilo alare PW106 con dispositivi mobili, è stata condotta un'ulteriore analisi con *droop nose*, un dispositivo di ipersostentazione da bordo d'attacco, simile allo *slat* ove l'intera sezione del bordo anteriore ruota verso il basso. Al fine di definire tale configurazione in xfoil, è stato utilizzato il comando *f* nel menu *GDES* di xfoil, ove è stata ruotata tutta la parte posteriore dell'angolo di deflessione del *droop nose* e poi il profilo è stato esso stesso ruotato e traslato con i comandi *ADEG* e *Tran* per riposizionare il TE in $y=0$. La traslazione lungo l'asse y è stata misurata digitalizzando il grafico e misurandone la distanza. Per studiare il comportamento del profilo con *droop nose* è stata prevista una deflessione di $\delta_{DN} = 15^\circ$ mentre la corda è stata scelta pari al 15% della corda del profilo, i cui risultati principali sono riportati in figura 3.10, figura 3.11 nella pagina successiva e in tabella 3.2 nella pagina seguente.

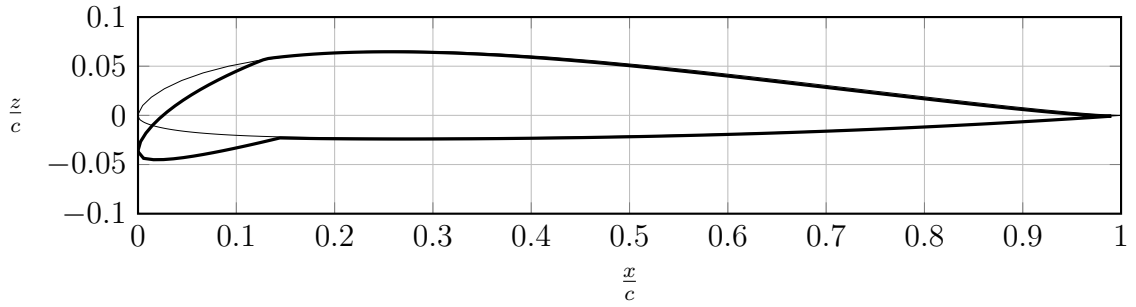


Figura 3.9. Profilo alare PW106, configurazione pulita e con *droop nose* per $\delta_{DN} = 15^\circ$

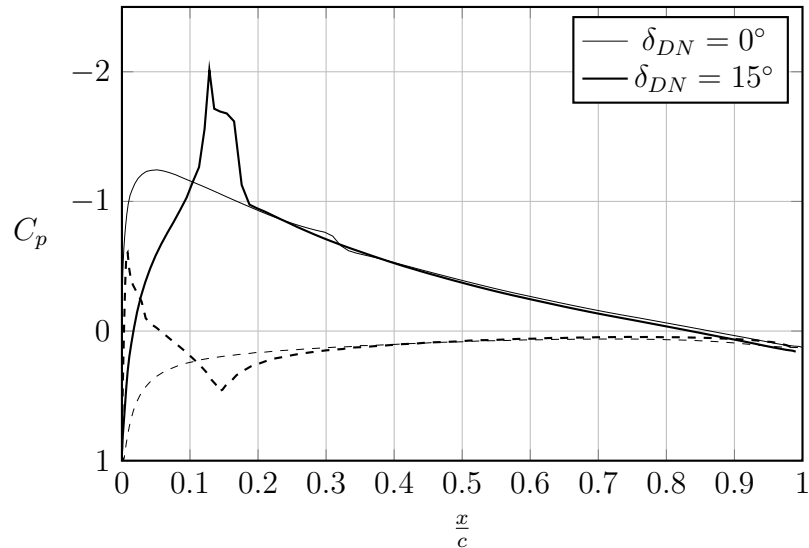


Figura 3.10. Profilo alare PW106, confronto del Coefficiente di Pressione sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) in configurazione pulita e con *droop nose* in caso incomprimibile. $Re = 1 \times 10^6$ $\alpha = 4^\circ$. $C_{l_{dn}} = 0.521$, $C_{l_{clean}} = 0.606$. XFOIL 6.99

Angolo di deflessione del droop nose	$C_{l_{\max}}$	α_{stall}
$\delta_{\text{DN}} = 0^\circ$	1.37	13.1°
$\delta_{\text{DN}} = 15^\circ$	1.51	15.8°

Tabella 3.2. Profilo alare PW106, $C_{l_{\max}}$ e α_{stall} per *droop nose* retratto e deflesso, $Re = 1 \times 10^6$.

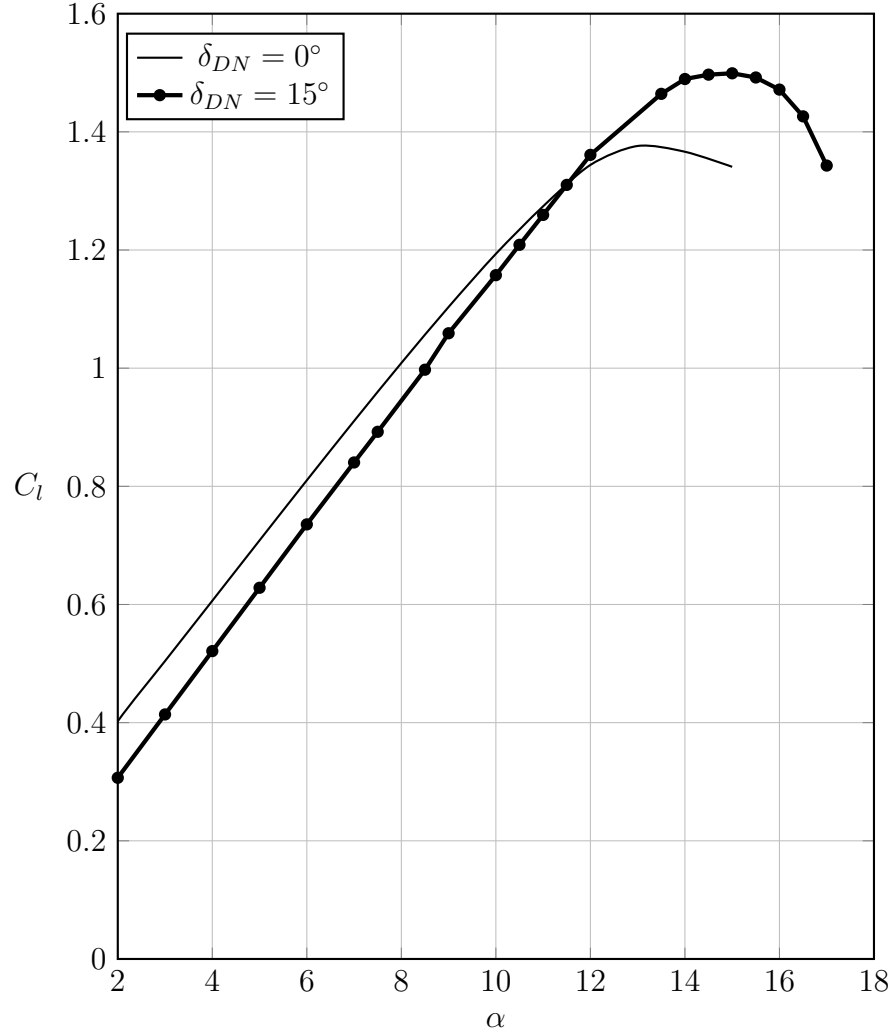


Figura 3.11. Profilo alare PW106, confronto delle curve di portanza in caso incomprimibile per $Re = 1 \times 10^6$ con *droop nose* deflesso e in configurazione pulita

Infine è stato riportato un caso con contemporanea deflessione di flap a $\delta_f = 25^\circ$ e *droop nose* a $\delta_{\text{DN}} = 15^\circ$, i cui risultati sono riportati in figura 3.13 nella pagina successiva, figura 3.14 a pagina 34 e in tabella 3.3 nella pagina successiva.

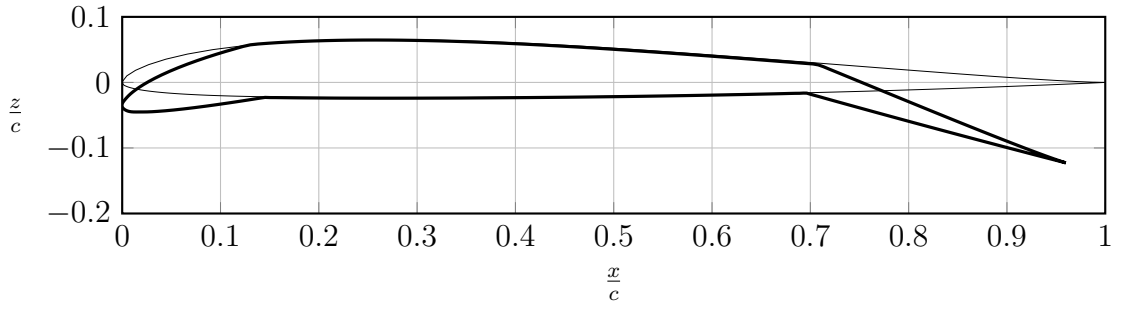


Figura 3.12. Profilo alare PW106, configurazione pulita e con *droop nose* per $\delta_{DN} = 15^\circ$

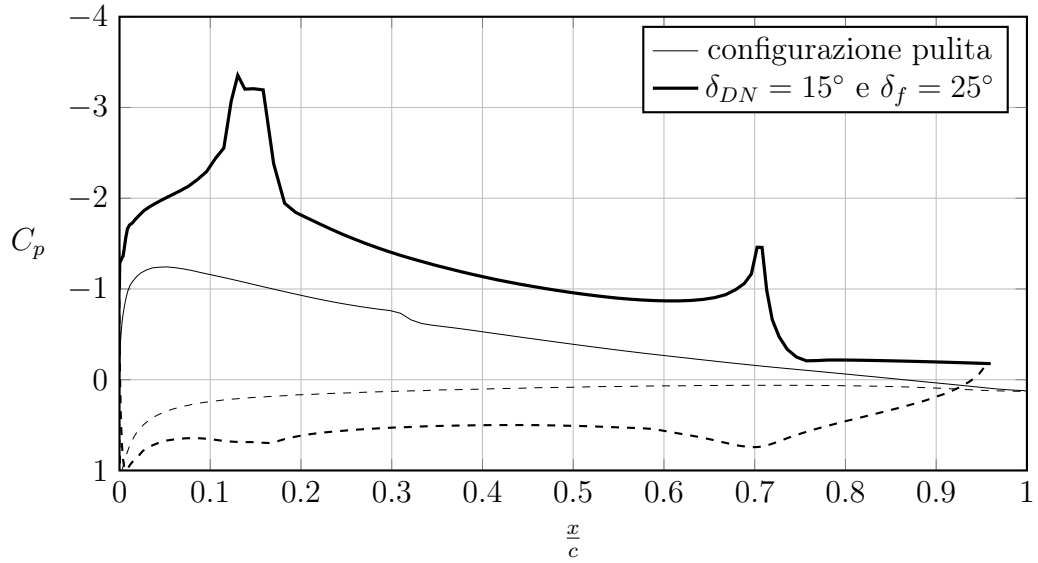


Figura 3.13. Profilo alare PW106, confronto del Coefficiente di Pressione sul dorso del profilo (linea continua) e sul ventre (linea tratteggiata) in configurazione pulita e con *droop nose* e *flap* in caso incomprimibile. $Re = 1 \times 10^6$ $\alpha = 4^\circ$. $C_{l_{dn,f}} = 1.63$, $C_{l_{clean}} = 0.606$. XFOIL 6.99

Angolo di deflessione delle superfici mobili	$C_{l_{max}}$	α_{stall}
Configurazione pulita	1.37	13.1°
$\delta_{DN} = 15^\circ$ e $\delta_{flap} = 25^\circ$	1.94	9.5°

Tabella 3.3. Profilo alare PW106, $C_{l_{max}}$ e α_{stall} per configurazione pulita e *droop nose* e *flap* deflessi, $Re = 1 \times 10^6$.

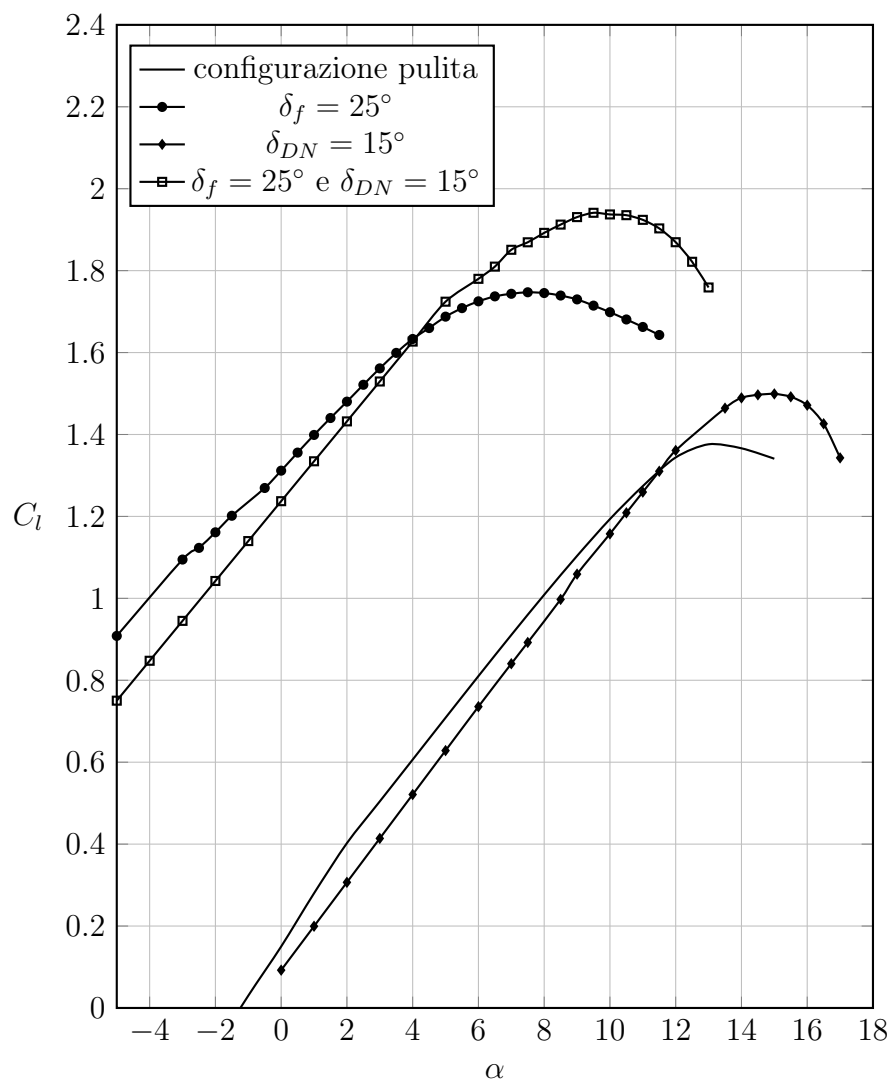


Figura 3.14. Profilo alare PW106, confronto delle curve di portanza in caso incomprimibile per $Re = 1 \times 10^6$ in configurazione pulita, con flap deflessi, con *droop nose* deflesso e con entrambi

Campo di moto e aerodinamica non viscosa per fissati α e M_∞

Lo scopo di questo capitolo è quello di esporre i risultati ottenuti dalla completa risoluzione del campo di moto fissate le condizioni operative riportate in tabella 4.1 e dall'analisi aerodinamica non viscosa dello stesso.

M_∞	α	h
3	0°	1000 m

Tabella 4.1. Condizioni operative per l'analisi aerodinamica del profilo alare per il volo supersonico

Utilizzando il modello dell'atmosfera *standard* (ISA), alla quota in esame l'aria si assume le caratteristiche di pressione densità e temperatura riportate in tabella 4.2

p_∞	T_∞	ρ_∞
26436.3 Pa	223.15K	0.413 kg m ⁻³

Tabella 4.2. Condizioni asintotiche della corrente a quota 10000m

4.1 Determinazione del campo di moto attorno al corpo e a valle

Per ognuna delle regioni evidenziate in figura 4.1 nella pagina seguente, nota la geometria del corpo, è stata considerata un'onda d'urto o un'onda di espansione in funzione dell'angolo di deviazione locale della corrente e sono state calcolate tutte le caratteristiche a valle della stessa.

Per il calcolo del campo di moto a valle del profilo, è stato implementato un procedimento iterativo, non essendo nota a priori la direzione della linea di slip, imponendo

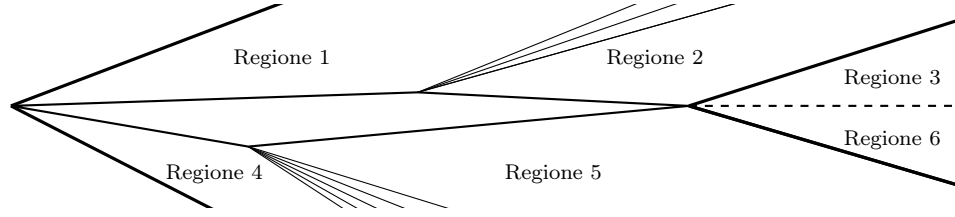


Figura 4.1. Notazione regioni in cui si divide il campo di moto

come criterio di convergenza che la differenza tra gli errori in due /itshape step successivi sia minore di 10^{-6} . Tale errore è valutato considerando che le pressioni nella regione 3 e nella regione 6 devono essere uguali. Il campo di moto ottenuto e riportato in figura 4.2, dove l'inclinazione di tutte le onde è in scala reale, mentre i risultati per le diverse zone sono riportati in tabella 4.3

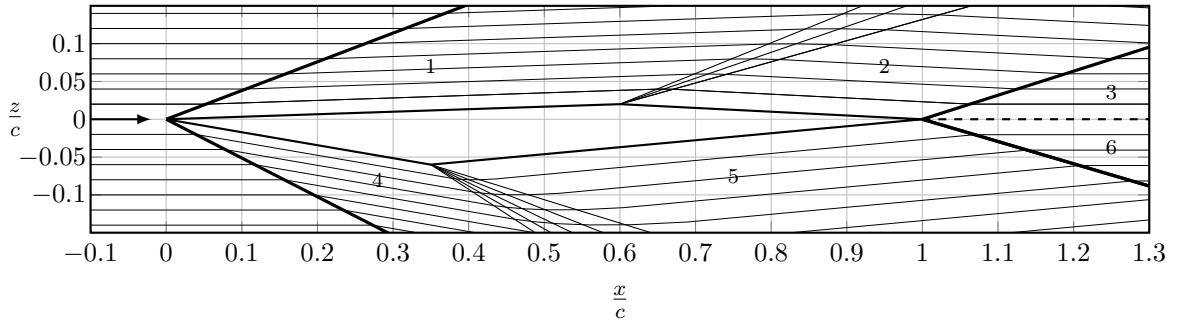


Figura 4.2. Schematizzazione campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$ con inclinazione onde in scala reale

	<i>Regione 1</i>	<i>Regione 2</i>	<i>Regione 3</i>	<i>Regione 4</i>	<i>Regione 5</i>	<i>Regione 6</i>
M	2.90	3.15	3.00	2.52	3.26	2.97
p/p_∞	1.158	0.7965	1.001	2.018	0.6559	1.001
p [Pa]	30601.6	21057.8	26456.8	53338.4	17338.7	26456.9
T/T_∞	1.043	0.9372	1.001	1.234	0.8953	1.012
T [K]	232.7	209.1	223.3	275.4	199.8	225.9
ρ/ρ_∞	1.110	0.8500	1.000	1.635	0.7325	0.988
ρ [kg/m ³]	0.458	0.351	0.413	0.675	0.302	0.408

Tabella 4.3. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$

4.2 Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche

Note le distribuzioni delle pressioni sulle quattro facce del quadrilatero, e la geometria dello stesso, è stato possibile ottenere le forze normali e tangenziali, i relativi coefficienti, le forze di portanza e resistenza, i coefficienti aerodinamici e il coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco, i cui risultati sono riportati in tabella 4.4 nella pagina successiva L'ascissa del centro di pressione è stato riportato in figura 4.3

nella pagina seguente al variare dell'angolo d'attacco, fissato il numero di Mach, per apprezzarne il suo movimento.

Grandezze aerodinamiche	
l	3154.57 N/m
d	2350.86 N/m
C_l	0.0189
C_d	141.15 (Drag Counts)
m_{le}	1309.53 (N/m) m
$C_{m_{le}}$	0.0079
$C_{m_{ac}}$	0.0166
\bar{x}_{cp}	-0.4436
\bar{y}_{cp}	0.0036

Tabella 4.4. Grandezze descrittive del campo di moto per $\alpha = 0^\circ$ e $M_\infty = 3$

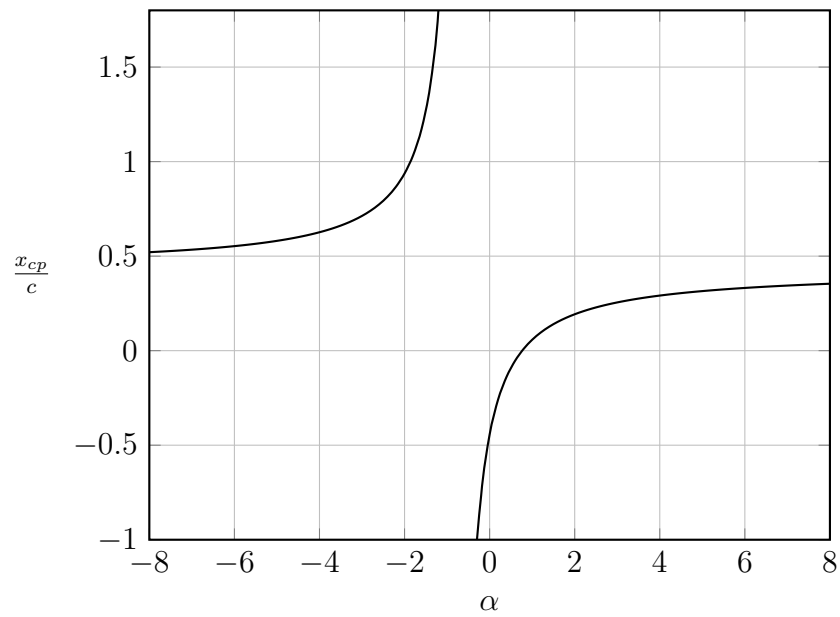


Figura 4.3. Ascissa del centro di pressione al variare di α . MATLAB R2016b

Parte II

L' Aerodinamica del velivolo Airbus A340-200

Introduzione

In questa terza parte ci si prefigge di caratterizzare l'aerodinamica del velivolo di linea quadrimotore *Airbus A340-200*. [5].

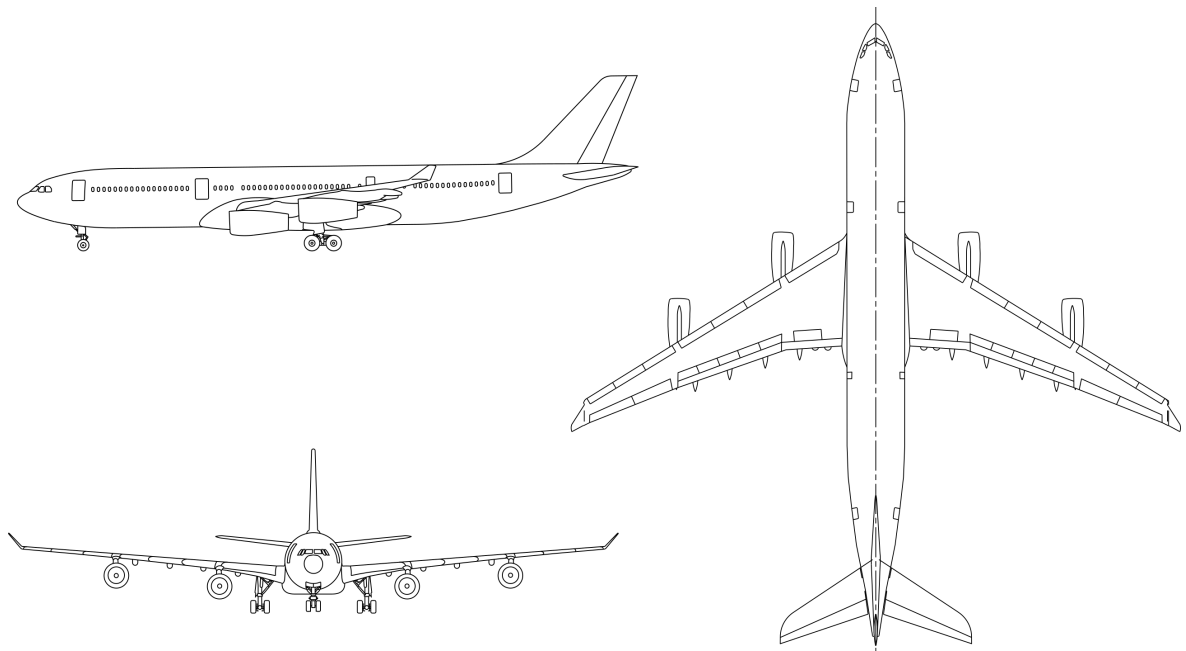


Figura 5.1. Trittico Airbus A340-200

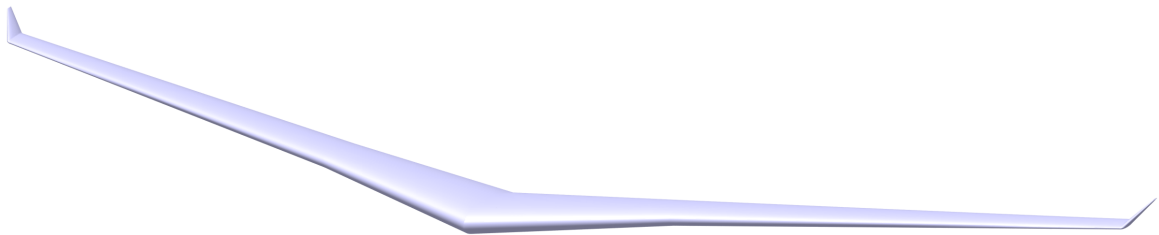
Nella tabella 5.1 e 5.2 nella pagina successiva sono elencanti i dati geometrici d'interesse del velivolo. [5] [6]

Inoltre tramite il *software* CATIA V5-6R2017 è stato realizzato il CAD dell'ala prolungandone i bordi di attacco e di uscita nella regione della fusoliera fino al piano di simmetria e il CAD del velivolo completo senza superfici mobili come si vede nelle figure 5.2 nella pagina seguente e 5.3 a pagina 41.

<i>Dati Geometrici</i>		
Apertura Alare	b	60.30m
Superficie Alare	S_w	361.6m ²
Allungamento alare	\mathcal{AR}	10.56
Corda alla radice	c_r	10.6m
Corda all'estremità	c_t	2.57m
Corda alla sezione di <i>kink</i>	c_k	7.20m
Angolo di freccia al bordo d'attacco	Λ_{le}	32.2°
Angolo diedro dell'ala	Γ_w	4.56°
Lunghezza totale	L	59.42m
Altezza totale	H	16.84m
Massimo diametro della fusoliera	$D_{f_{max}}$	5.64m
Apertura piano di coda orizzontale	b_H	19.41m

Tabella 5.1. Dati geometrici principali del velivolo Airbus A340-200

<i>Pesi e prestazioni</i>		
Peso a vuoto operativo (OWE)	W_{OE}	129500 kg
Massimo carico pagante	$W_{PL_{max}}$	45530 kg
Peso massimo al decollo configurazione base (MTOW)	$W_{TO_{max}}$	253500 kg
Peso massimo all'atterraggio	$W_{L_{max}}$	181000 kg
Peso massimo senza carburante	$W_{zf_{max}}$	169000 kg
Carico alare massimo	$(W/S)_{max}$	760.5 kg/m ²
Numero di Mach massimo operativo	M_{MO}	0.86
Velocità massima operativa (IAS)	V_{MO}	661km/h
Mach di crociera	M_c	0.82
Velocità di crociera	V_c	630km/h
Velocità di stallo <i>full flap</i> (267000kg, <i>wheels up</i>)	V_{sf}	247km/h
Velocità di stallo <i>clean configuration</i>	V_{sc}	299km/h
Quota massima certificata	h_{max}	12525 m
Distanza di decollo (S/L, MTOW, ISA +15°C)	L_{TO}	3017 meter
Autonomia di distanza con 239 passeggeri	R	14816 km

Tabella 5.2. Pesi e prestazioni caratteristiche del velivolo Airbus A340-200**Figura 5.2.** Rendering CAD ala Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017

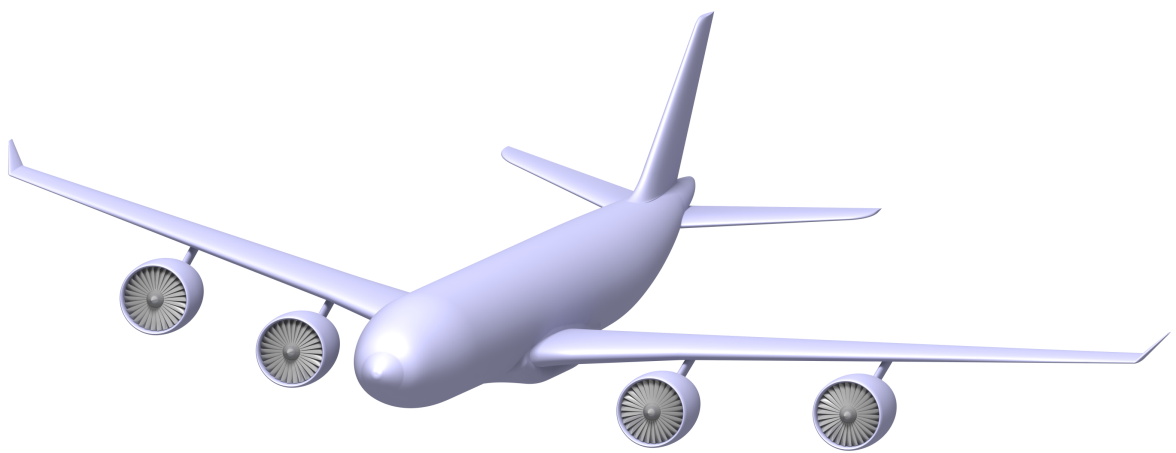


Figura 5.3. *Rendering* CAD velivolo Airbus A340-200. CATIA V5-6R2017

Lista dei simboli

- \mathcal{R} allungamento alare
- α angolo di attacco
- α_{stall} angolo di stallo
- α_{id} angolo di attacco ideale
- b apertura alare
- c corda di un profilo
- C_d coefficiente di resistenza di profilo
- C_{D_i} coefficiente di resistenza indotta del velivolo
- C_f coefficiente d'attrito
- C_l coefficiente di portanza di profilo
- C_{l_α} gradiente della retta di portanza di profilo
- $C_{l_{id}}$ coefficiente di portanza ideale di profilo
- C_{m_p} coefficiente di momento rispetto al polo p
- C_p coefficiente di pressione
- $C_{p_{\min}}$ minimo valore del coefficiente di pressione
- C_p^* coefficiente di pressione critico
- δ_a angolo di deflessione dell'alettone
- δ_{flap} angolo di deflessione del flap
- H fattore di forma dello strato limite
- M_∞ numero di Mach della corrente asintotica
- $M'_{\infty_{cr}}$ numero di Mach critico inferiore

- $M''_{\infty_{cr}}$ numero di Mach critico superiore
- n_{cr} fattore di amplificazione
- Re numero di Reynolds
- s ascissa curvilinea del profilo
- S superficie alare
- τ spessore massimo di profilo
- x_{cp} ascissa del centro di pressione

Bibliografia

- [1] DE NICOLA, C., 2018-2019, *Appunti per un corso di Aerodinamica degli Aeromobili*, Università degli studi di Napoli Federico II
- [2] TOGNACCINI, R., 2016-2017, *Appunti del corso di Aerodinamica*, Università degli studi di Napoli Federico II
- [3] Airfoil Tool, URL: <http://airfoiltools.com/airfoil>
- [4] Plot Digitizer, URL: <http://plotdigitizer.sourceforge.net>
- [5] Airbus S.A.S., 2018, *Aircraft characteristic airport and maintenance planning*, France
- [6] Jane's Information Group, 2004-2005 *All the world's aircraft*, USA