

Dipartimento di Ingegneria – Corso di Aerodinamica dei Velivoli -
Prof. Giuseppe Pezzella

Elaborato d'esame

A.A 2021-2022

LUDOVICO ARICÒ
MAT. A1500228

I. Sommario

I.	Sommario	1
II.	Ala infinita	3
II.1	Esercitazione con xFoil.....	3
II.2	NACA 2412	3
II.2.1	Configurazione Clean	3
II.2.2	Configurazione con flap	6
II.2.3	Configurazione con slat.....	8
II.3	NACA 632415	11
II.3.1	Configurazione Clean	11
II.3.2	Configurazione con flap	13
II.3.3	Configurazione con slat.....	16
II.4	Confronto risultati sperimentali con quelli di xFoil.....	18
II.5	Mach critico inferiore	20
II.6	Codice MATLAB utilizzato	36
III.	L'Ala finita	38
III.1	Problema A.....	38
III.2	Script MATLAB utilizzato.....	41
III.3	Problema B	43
III.3.1	Cessna 304A	43
III.3.2	Brandli	45
III.3.3	Aerocare IMP.....	46
III.3.4	CA61-61R	47
III.3.5	SA-3-120.....	49
III.3.6	Bellanca 19-25	50
III.4	Problema C	51
III.5	Problema D.....	54

III.5.1	Sentiero di stallo	60
III.5.2	Script MATLAB utilizzato	66
III.5.3	Soluzione correttiva allo stallo d'estremità: lo svergolamento.....	73
III.5.4	Grafici $f\delta, e, f\delta.\lambda$	74
III.5.5	Script MATLAB utilizzato	75
III.6	Problema E	79
III.6.1	Script MATLAB utilizzato	82
III.7	Problema F	86
IV.	Analisi CFD del velivolo N2A, caso Euleriano	90

II. Ala infinita

II.1 Esercitazione con xFoil

L'esercizio consiste nel valutare le polari di due profili:

- *NACA 2412*
- *NACA 63₂415*

Al variare:

- Del numero di Reynolds
- Della deflessione dello slat
- Della deflessione del flap

E confrontare i risultati ottenuti con xFoil con i dati in letteratura

II.2 NACA 2412

II.2.1 Configurazione Clean

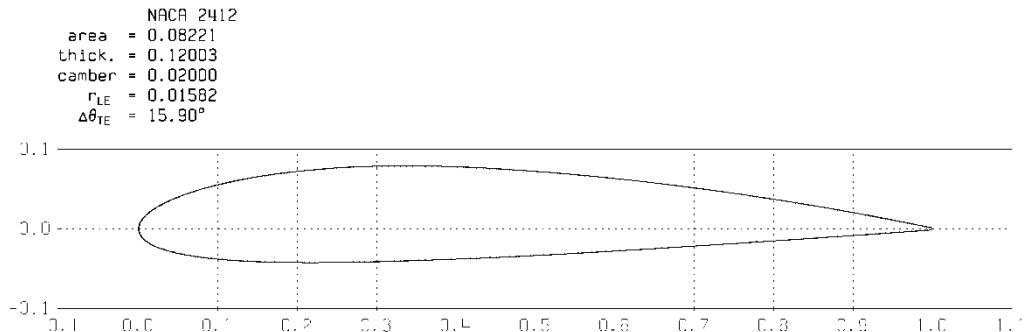


Fig. 1 NACA 2412

Il profilo in questione trovandosi direttamente all'interno del database di xFoil, non ha richiesto un caricamento dall'esterno. Dopo aver caricato la geometria il passo successivo è stato quello di settare xFoil con i dati richiesti dall'esercizio. Quindi si sono presi tre valori del Re ed un set di angoli d'attacco per creare le curve richieste:

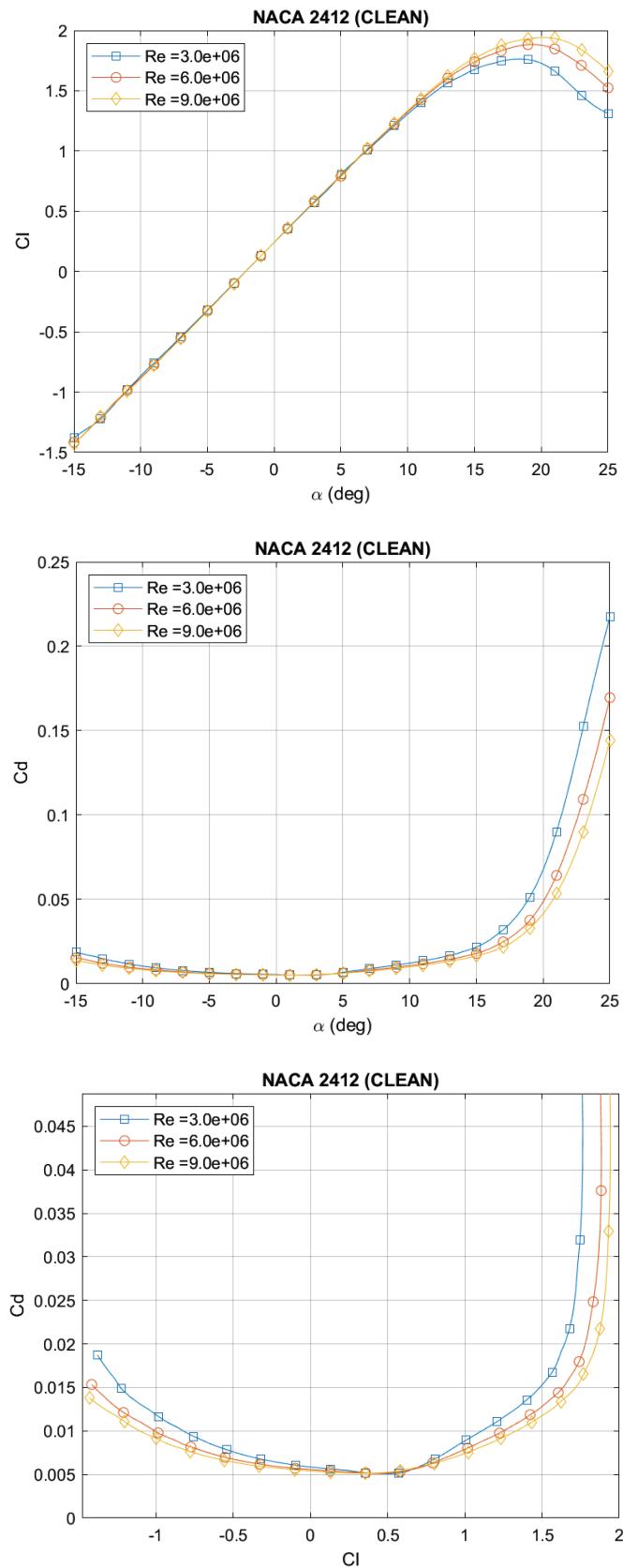


Fig. 2

Notiamo come il comportamento della curva Cl-alfa presenti una traslazione della retta verso l'alto e quindi un aumento del Cl massimo. L'effetto del Reynolds sulla curva agli assetti più elevati trova una spiegazione nel fatto che il flusso essendo più veloce, avrà un contenuto energetico maggiore e ha maggiore possibilità di superare il gradiente avverso di pressione e di allontanare la separazione. Una separazione più a valle determina anche una diminuzione dell'aliquota della resistenza di forma e un aumento della resistenza viscosa ma ad assetti elevati prevale in termini percentuali il contributo dovuto alla resistenza di forma, per questo notiamo la riduzione del Cd ad angoli d'attacco elevati se consideriamo Re maggiori. Nella parte lineare invece, l'andamento rimane uguale al variare del numero di Re in quanto il flusso è attaccato al corpo ed è quindi laminare.

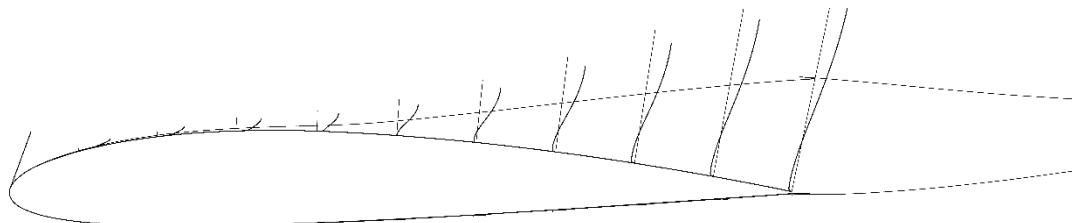


Fig. 3: $\alpha = 20 \text{ deg}, Re = 3e6$

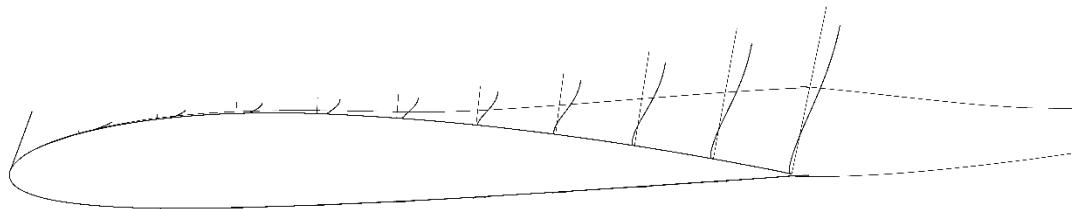


Fig. 4: $\alpha = 20 \text{ deg}, Re = 6e6$

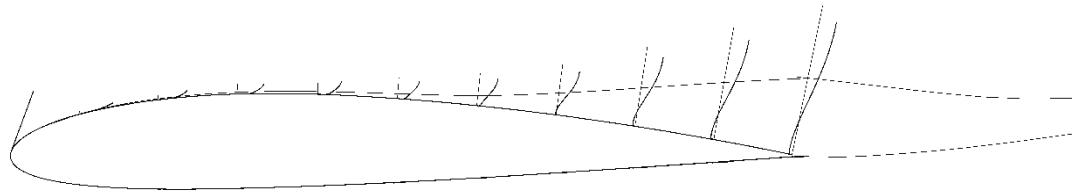


Fig. 5: $\alpha = 20 \text{ deg}, Re = 9e6$

II.2.2 Configurazione con flap

Per quanto riguarda la configurazione con flap, si sono considerati tre diversi angoli di deflessione: a 5, 10, 25 *deg* e anche qui sono stati valutati gli effetti sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo NACA 2412 a parità di Reynolds =6e6.

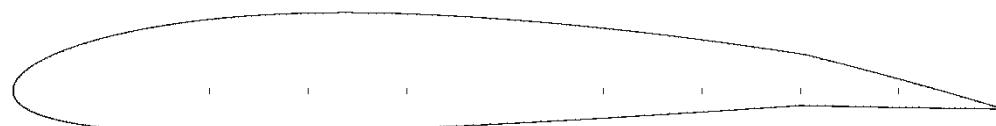


Fig. 6: $\delta = 5 \text{ deg}$

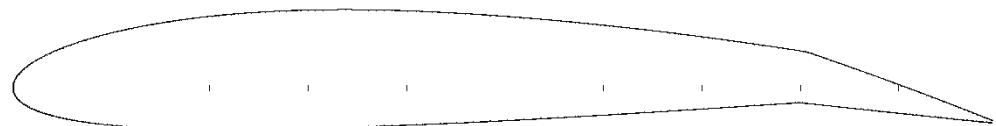


Fig. 7: $\delta = 10 \text{ deg}$



Fig. 8: $\delta = 15 \text{ deg}$

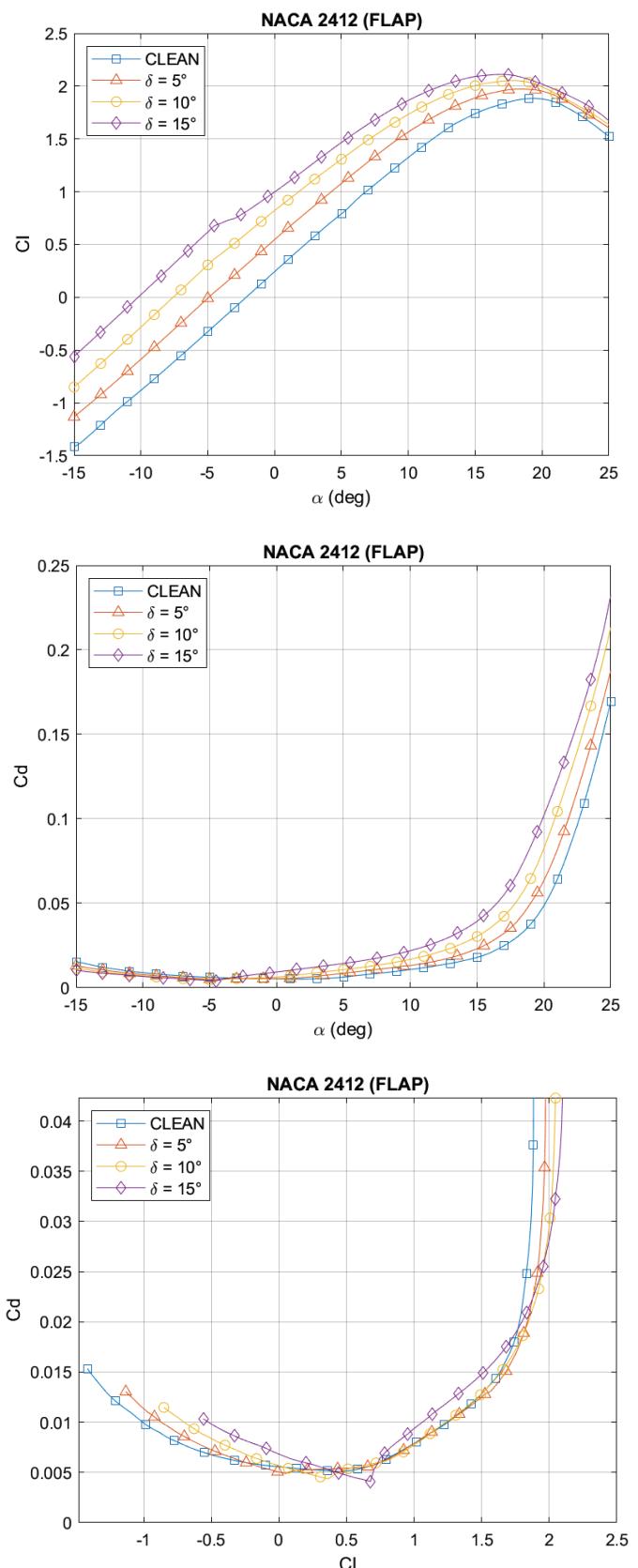


Fig. 9

xFoil permette solo di valutare una configurazione di tipo plain flap che ormai sostituita dalle configurazioni slotted flap, caratterizzate dall'avere degli spazi (slot) attraversati dal flusso energetico in compressione del ventre dell'ala, che aiuta il profilo a combattere il gradiente avverso di pressione.

Come possiamo vedere, l'effetto del flap si riflette con un aumento del coefficiente di portanza a parità di assetto, inoltre ad accompagnare l'aumento di portanza vi è anche un aumento della resistenza che risulta particolarmente utile in fase di atterraggio e di decollo, che rappresentano le fasi di volo principali di utilizzo per queste superfici di controllo.

L'aumento di curvatura nel profilo ci permette di avere un aumento della portanza e di resistenza come possiamo vedere, ma dall'altro lato ci penalizza visto che ci porta ad avere una diminuzione dell' α di stallo che diminuisce all'aumentare della deflessione. L'aumento della resistenza all'aumentare della deflessione va cercato anche in questo caso nell'aumento della resistenza di forma.

II.2.3 Configurazione con slat

Per quanto riguarda la configurazione con gli slat abbiamo che questi organi hanno lo stesso scopo dei flap, ovvero l'aumento di resistenza e di portanza ad opera di un cambio di curvatura del profilo effettuato attraverso degli organi attuatori montati sull'ala. Gli slat a differenza dei flap sono montati sul bordo d'attacco del profilo e di conseguenza la loro caratteristica avrà alcune differenze. Anche in questo caso abbiamo considerato tre deflessioni 5, 10, 15 deg a parità di Reynolds ($Re = 6e6$). Dai risultati che seguono notiamo come la deflessione dello slat si traduca in termini aerodinamici con un aumento del C_l massimo. Il principio rimane sempre lo stesso di quello che regola il flap ovvero, l'aumento di curvatura determina un aumento della caratteristica di portanza che in termini grafici si traduce in una traslazione della retta di portanza verso l'alto.

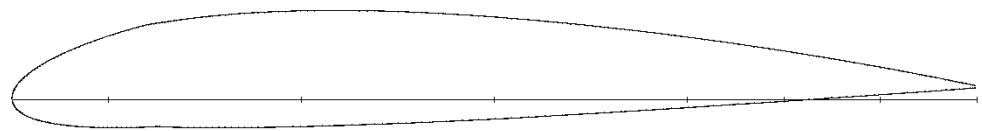


Fig. 10: $\delta = 5 \text{ deg}$

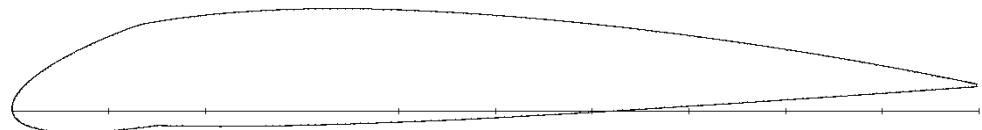


Fig. 11: $\delta = 10 \text{ deg}$

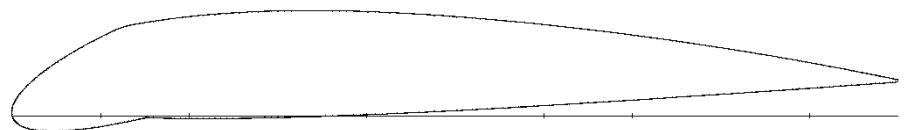


Fig. 12: $\delta = 15 \text{ deg}$

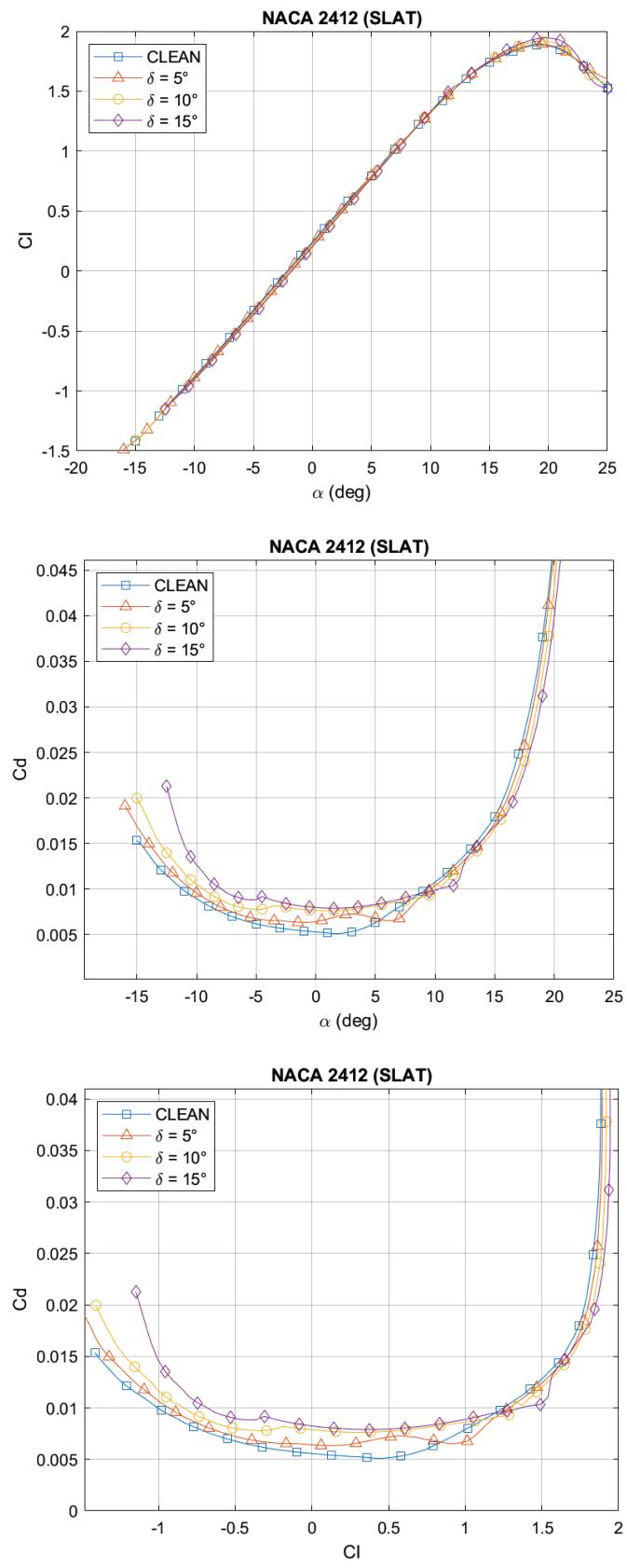


Fig. 13

II.3 NACA 63₍₂₎415

II.3.1 Configurazione Clean

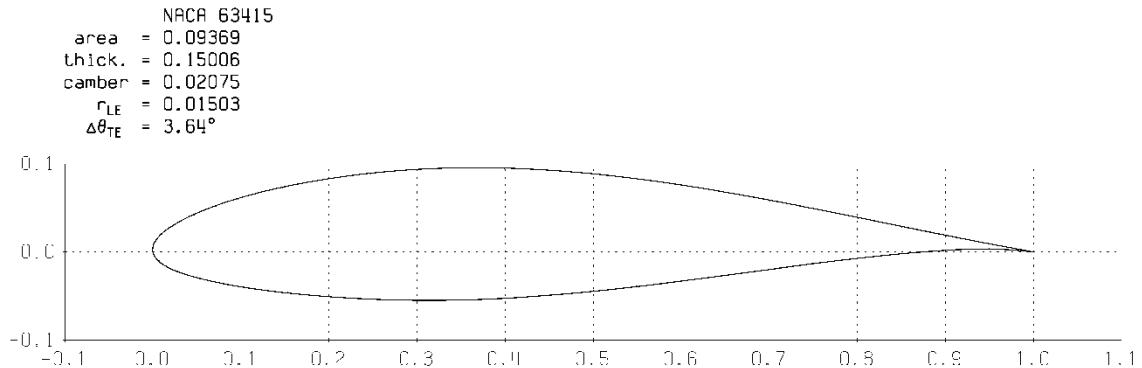


Fig. 14: NACA 63415

Questo profilo a differenza di quello precedente è un profilo NACA della sesta serie. Essendo più recente non è presente all'interno della banca dati di xFoil, quindi è stato necessario caricare un file .dat su xFoil contenente quelle che sono le coordinate del profilo scritte in modo da poter essere lette dal programma. I profili della sesta serie sono caratterizzati dalla presenza della drag bucket il cui nome deriva dal fatto che questo tipo di profili presentano una sorta di “sacca” nel grafico Cl - Cd in prossimità del Cl di progetto ad $\alpha = 0 \deg$ (il terzo digit della sigla, quindi nel nostro caso 0.4). Il digit al pedice indica invece l'ampiezza di questa sacca (0.2 intorno al Cl di progetto). Spesso prende anche il nome di sacca laminare, il motivo è legato al fatto che il profilo se lavora intorno al Cl di progetto, questo è disegnato in modo da trovarsi in condizioni laminari, qualora non le condizioni esterne lo permettano.

Le considerazioni che abbiamo fatto nel caso del profilo precedente per quanto riguarda le configurazioni con gli slat e flap valgono anche qui.

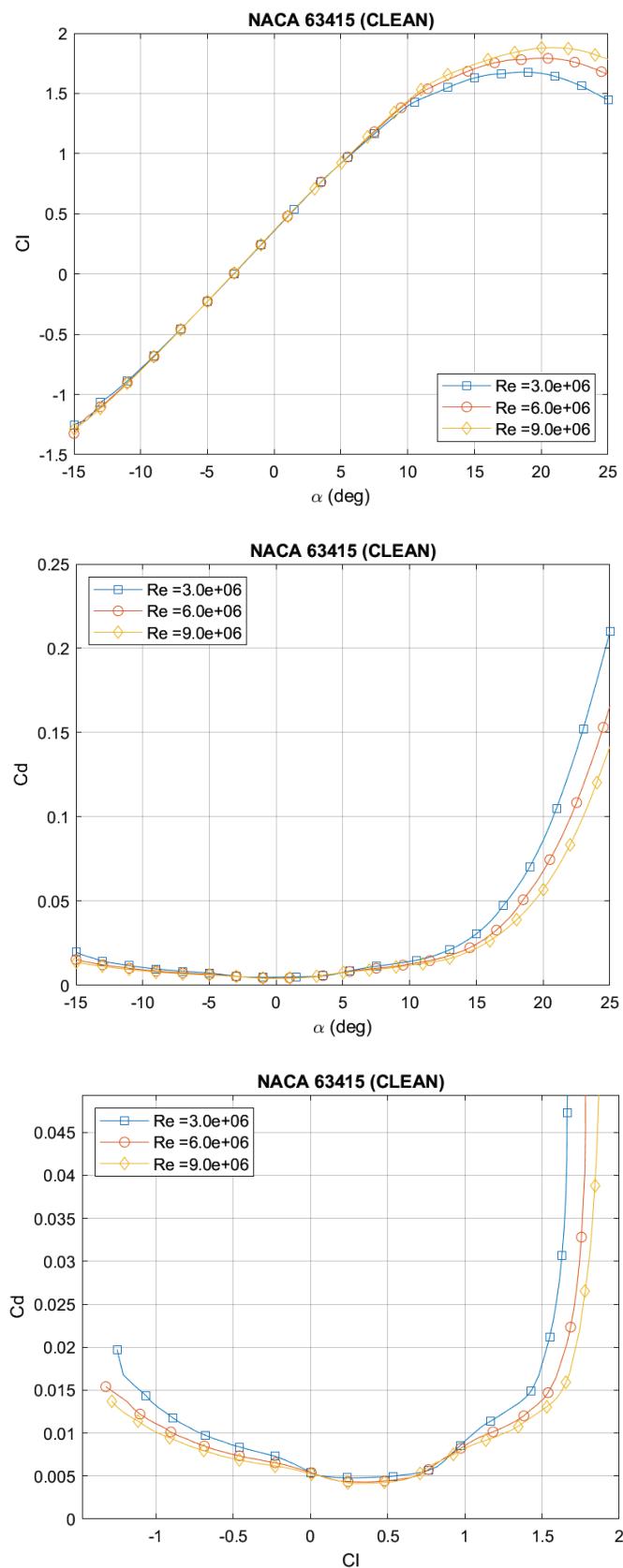


Fig. 15

II.3.2 Configurazione con flap

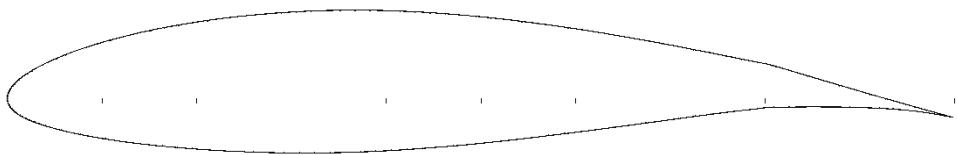


Fig. 16: $\delta = 5 \text{ deg}$

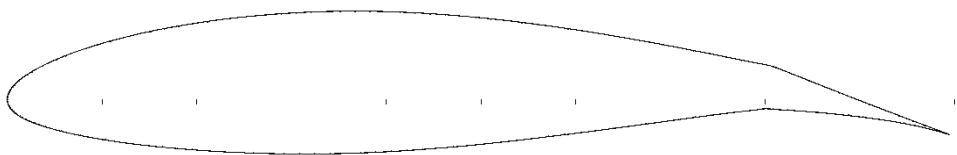


Fig. 17: $\delta = 10 \text{ deg}$

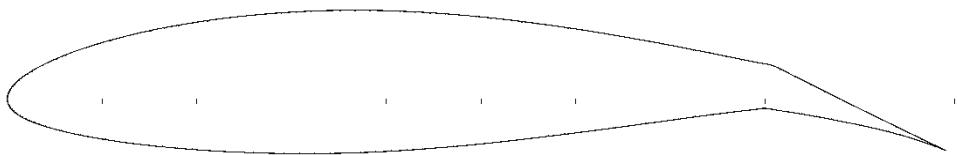


Fig. 18: $\delta = 15 \text{ deg}$

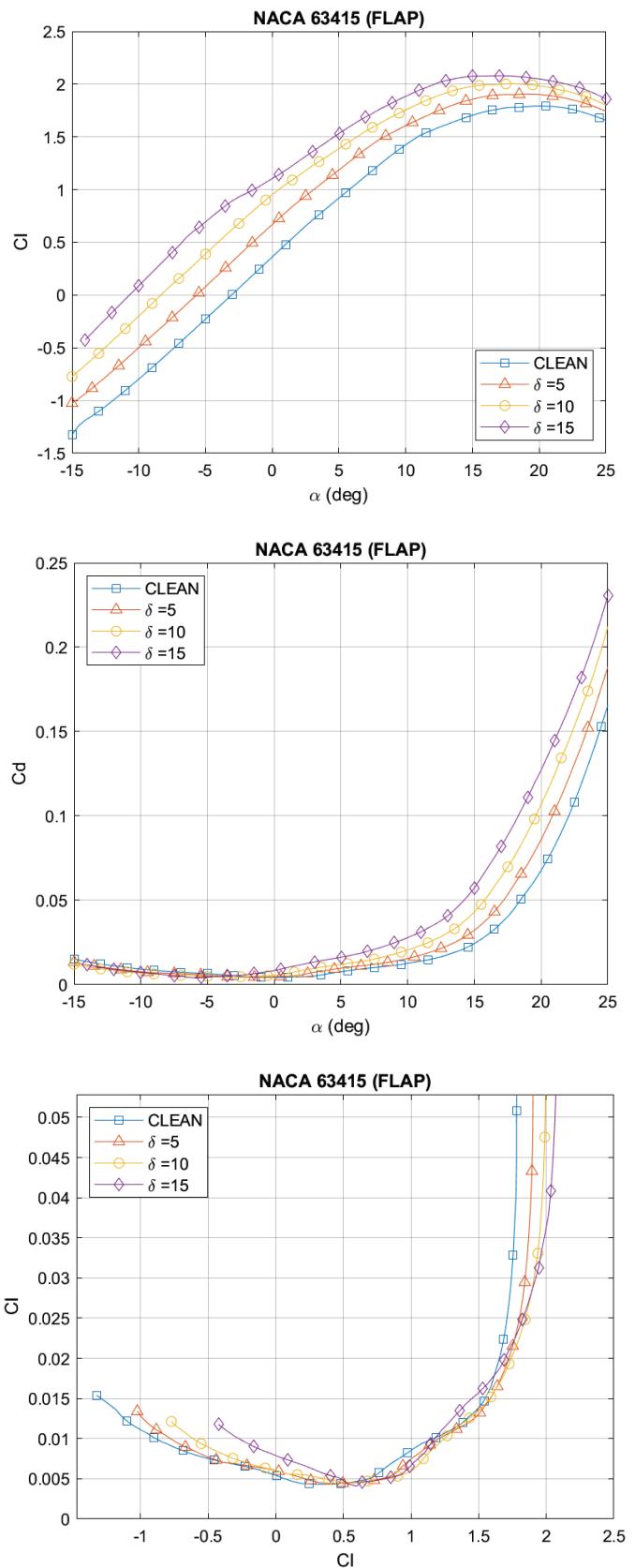


Fig. 19

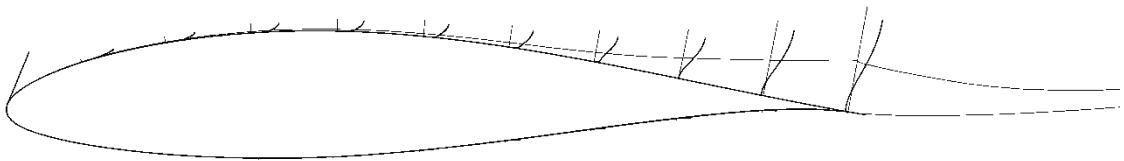


Fig. 20: : $\delta = 0 \text{ deg}$

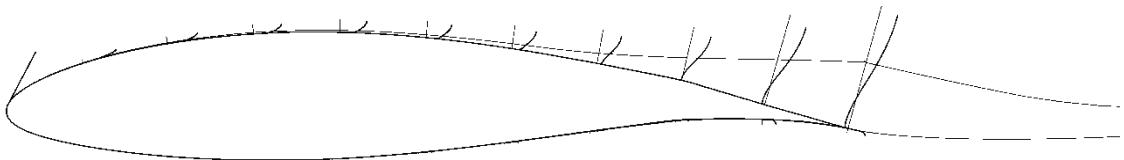


Fig. 21: $\delta = 5 \text{ deg}$

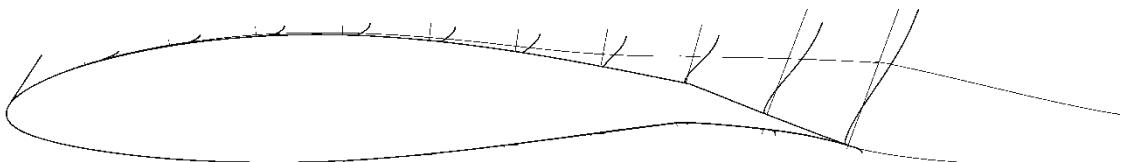


Fig. 22: $\delta = 10 \text{ deg}$

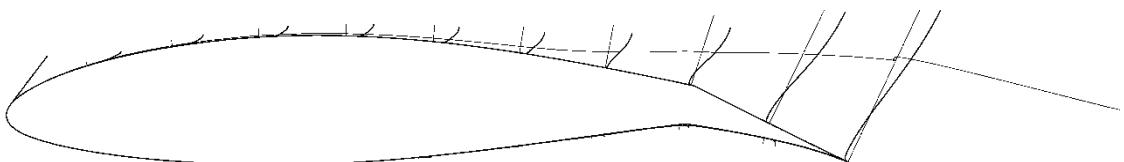


Fig. 23: : $\delta = 15 \text{ deg}$

In questa tabella possiamo notare meglio l'effetto della deflessione del flap sulla separazione della vena fluida. Notiamo come la separazione arretri all'aumentare della deflessione. In figura è stato valutato anche l'andamento dello strato limite in cui si nota l'effetto del reverse flow, ovvero il fenomeno del flusso che in seguito al gradiente di pressione avverso, risale il profilo.

II.3.3 Configurazione con slat

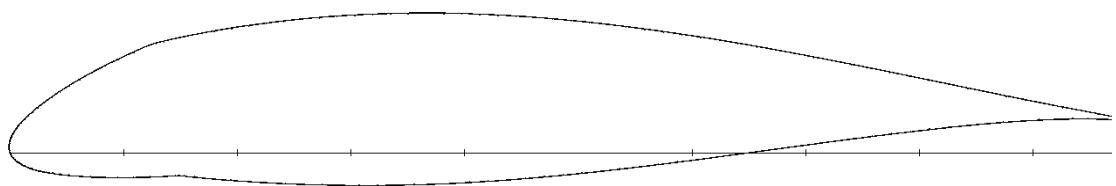


Fig. 24: $\delta = 10 \text{ deg}$

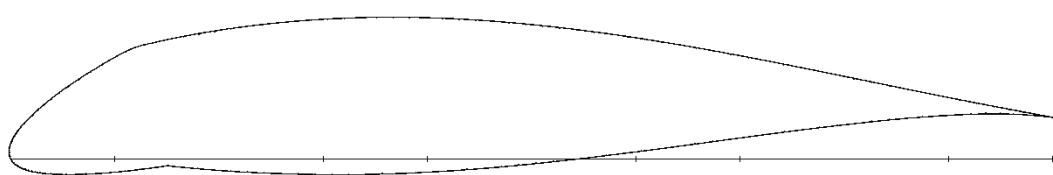


Fig. 25: $\delta = 15 \text{ deg}$

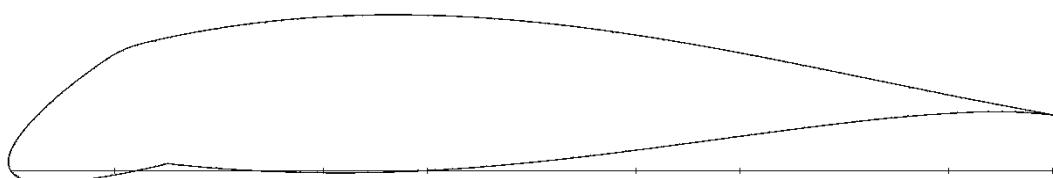


Fig. 26: $\delta = 20 \text{ deg}$

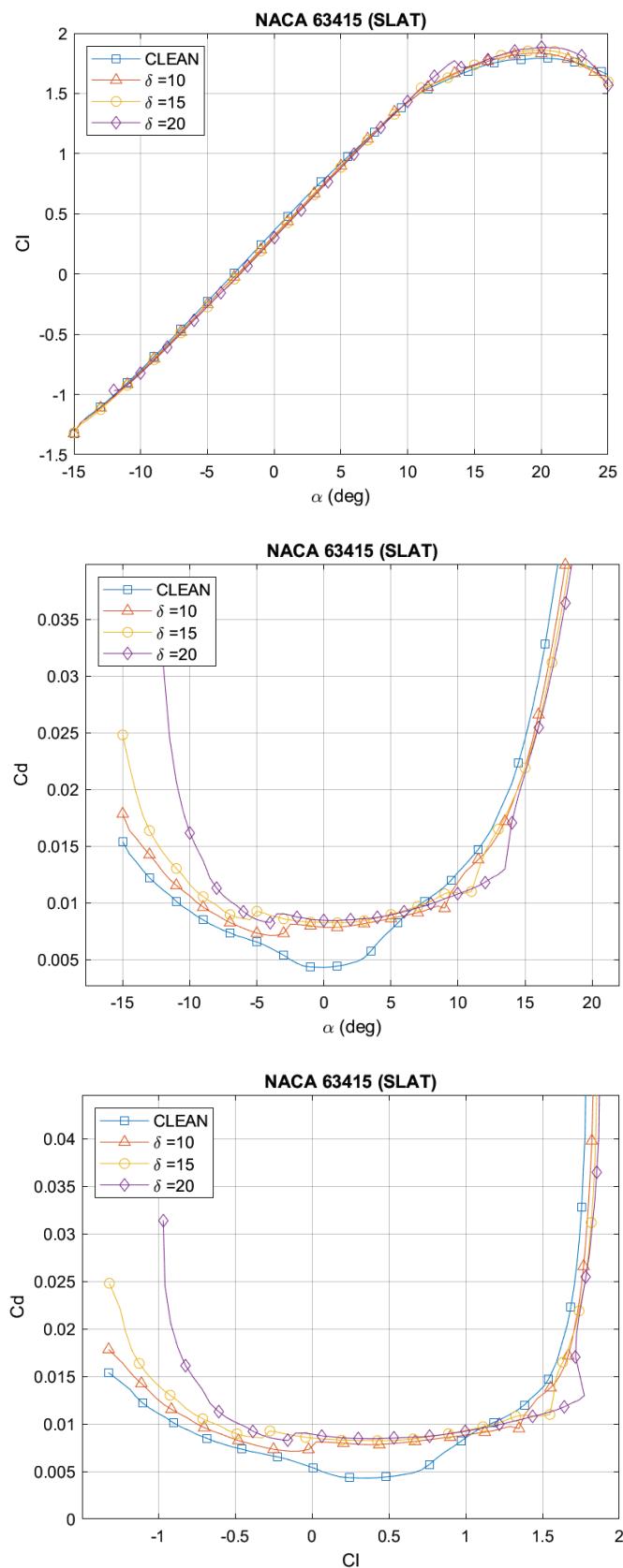


Fig. 27

II.4 Confronto risultati sperimentali con quelli di xFoil

Ora in questa parte dell'elaborato confronteremo i risultati che abbiamo ottenuto con xFoil con quelli che possiamo estrapolare dalle tavole di Abbott. I dati sono stati ricavati dalle tavole di Abbot attraverso un software apposito di estrapolazione dati disponibili sul web, come Engauge Digitizer oppure Plot Digitizer, entrambi open source e scaricabili gratuitamente, quindi a meno di errori nell'estrapolazione, legati all'interpolazione sui dati messa in atto dai software citati, i risultati sono quelli valutati sperimentalmente. Dopo aver estrapolato i dati dalle tabelle, si è potuto confrontare i risultati delle polari, valutati a parità di Reynolds.

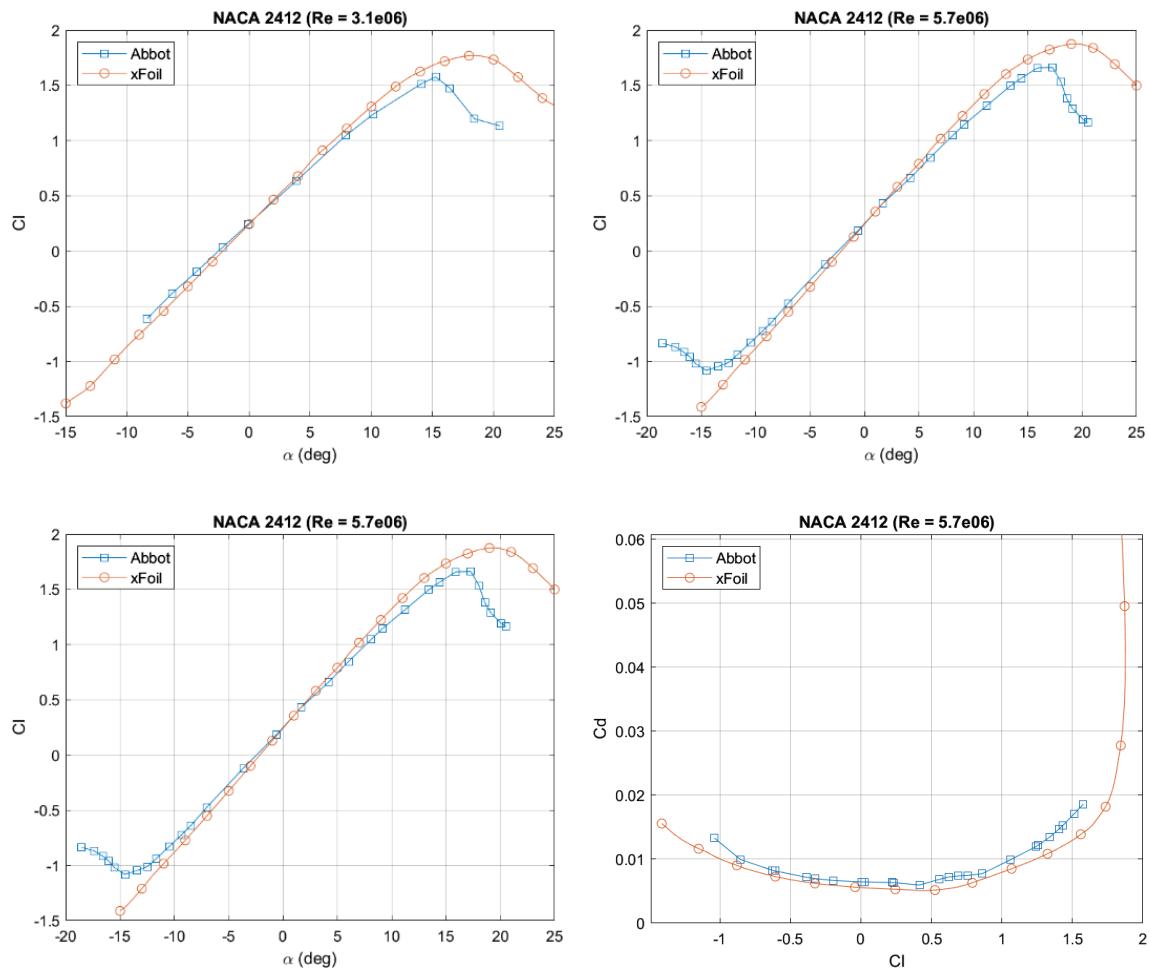


Fig. 28

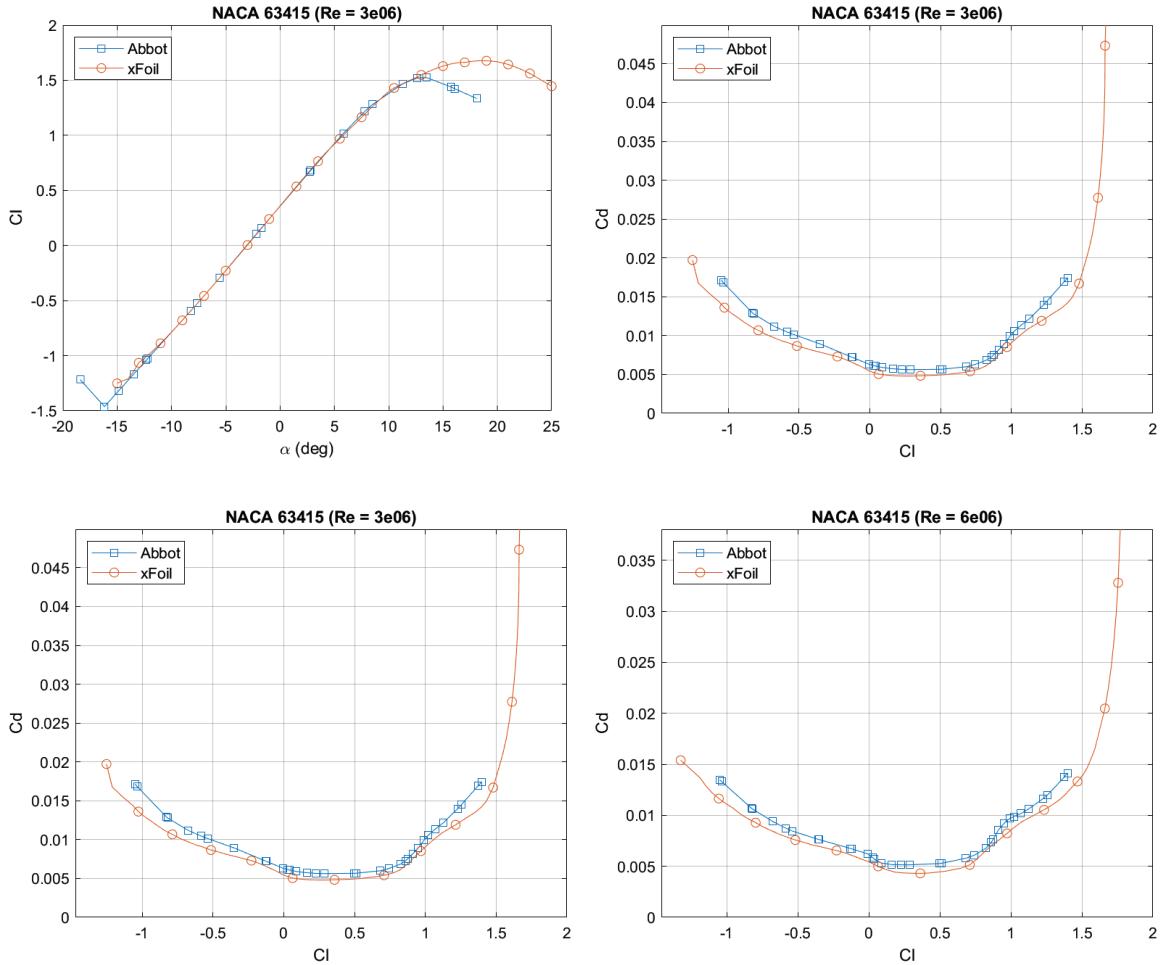


Fig. 29

Possiamo quindi constatare che i risultati. L'unica discrepanza sta nella valutazione del Cl massimo e dello stallo, ma questo apparente errore trova una risposta nel fatto che essendo i software basati sul metodo a pannelli, come xFoil e AVL, per loro natura non sono adatti a valutare le grandezze in prossimità dello stallo. Nel tratto lineare, quello per il quale è stato garantito il funzionamento, i risultati corrispondono.

II.5 Mach critico inferiore

L'esercizio successivo chiede il calcolo del mach critico inferiore per tre profili:

- NACA 2412
- NACA 63415
- NACA SC(2)-0714

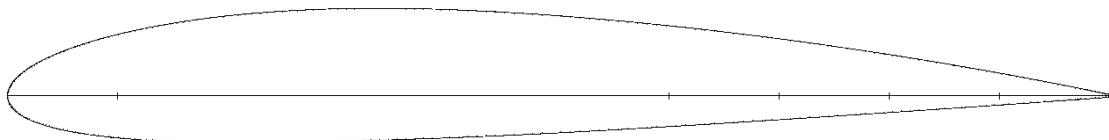


Fig. 30 NACA 2412

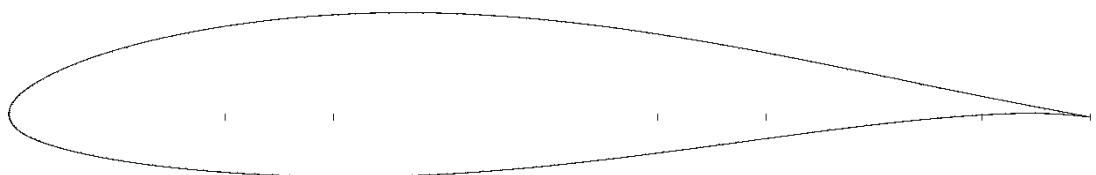


Fig. 31: NACA 63415

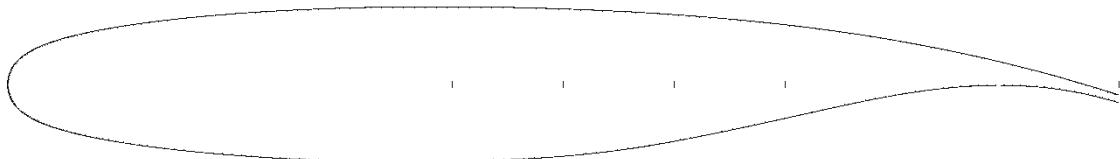


Fig. 32: NACA SC(2)-0714

Questo per una serie di angoli d'attacco, che vanno da $\alpha = [-10,1,10]$. Il mach critico inferiore è il mach asintotico della corrente per il quale abbiamo che nel campo di moto sul dorso del profilo, in almeno un punto, abbiamo un mach sonico. Il mach critico inferiore non solo sancisce l'inizio di quello che prende il nome di regime transonico, ovvero il regime di moto per il quale si manifestano gli effetti della comprimibilità, ma è anche il mach che precede immediatamente la formazione della bolla sonica sul dorso e delle successive onde

d'urto. Quindi è importante valutare questo punto per capire in che condizioni si trova il mio profilo, o nel caso generale, l'ala completa.

Al fine di valutarlo il procedimento che si è seguito è questo. Prima si è valutato il:

$$C_{p_{min}} = \frac{C_{p0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (1.0)$$

Dove con C_{p0} si intende il C_p più piccolo in corrispondenza del picco di espansione del profilo, a parità di angolo d'attacco α , si è valutata questa funzione al variare del Mach asintotico.

Allo stesso modo è stata valutata la funzione che descrive il $C_{p_{cr}}$ in funzione del mach locale e del mach asintotico, che è la seguente:

$$C_p = \frac{2}{\gamma M_\infty} \left[\frac{\left(1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M_\infty^2\right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)}}{\left(1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2\right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)}} - 1 \right] \quad (1.1)$$

Ma visto che a noi interessa sapere il $C_{p_{cr}}$ per quale si ha il mach unitario, la relazione che vogliamo utilizzare è questa, ottenuta dalla precedente sostituendo al Mach locale quello unitario:

$$C_{p_{cr}} = \frac{2}{\gamma M_\infty} \left[\left(\frac{2 + (\gamma - 1)M_\infty^2}{\gamma + 1} \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} - 1 \right] \quad (1.2)$$

Poi si è fatta l'intersezione con la curva del $C_{p_{min}}$ e attraverso uno script MATLAB si è valutato il M_{cr} .

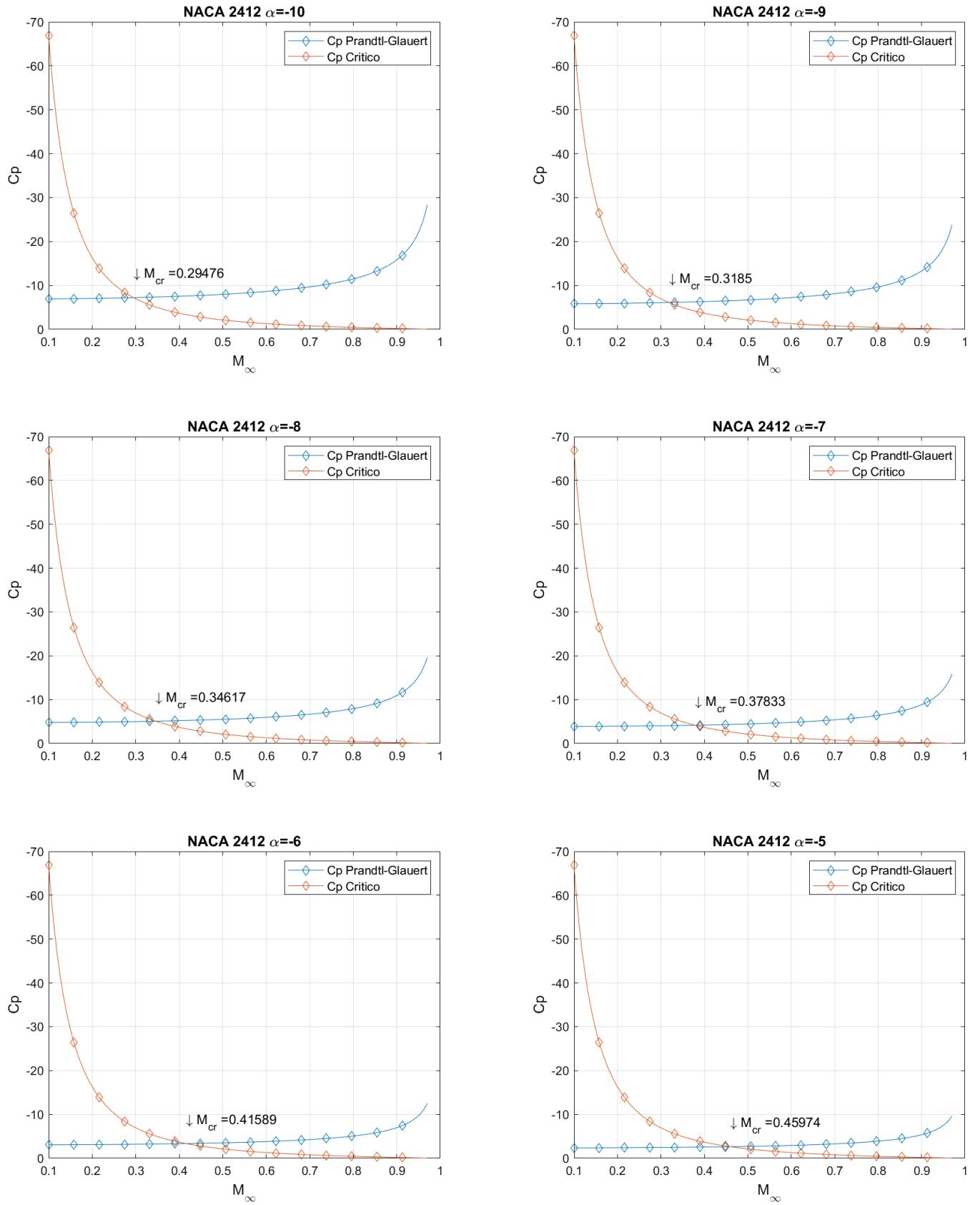


Fig. 33

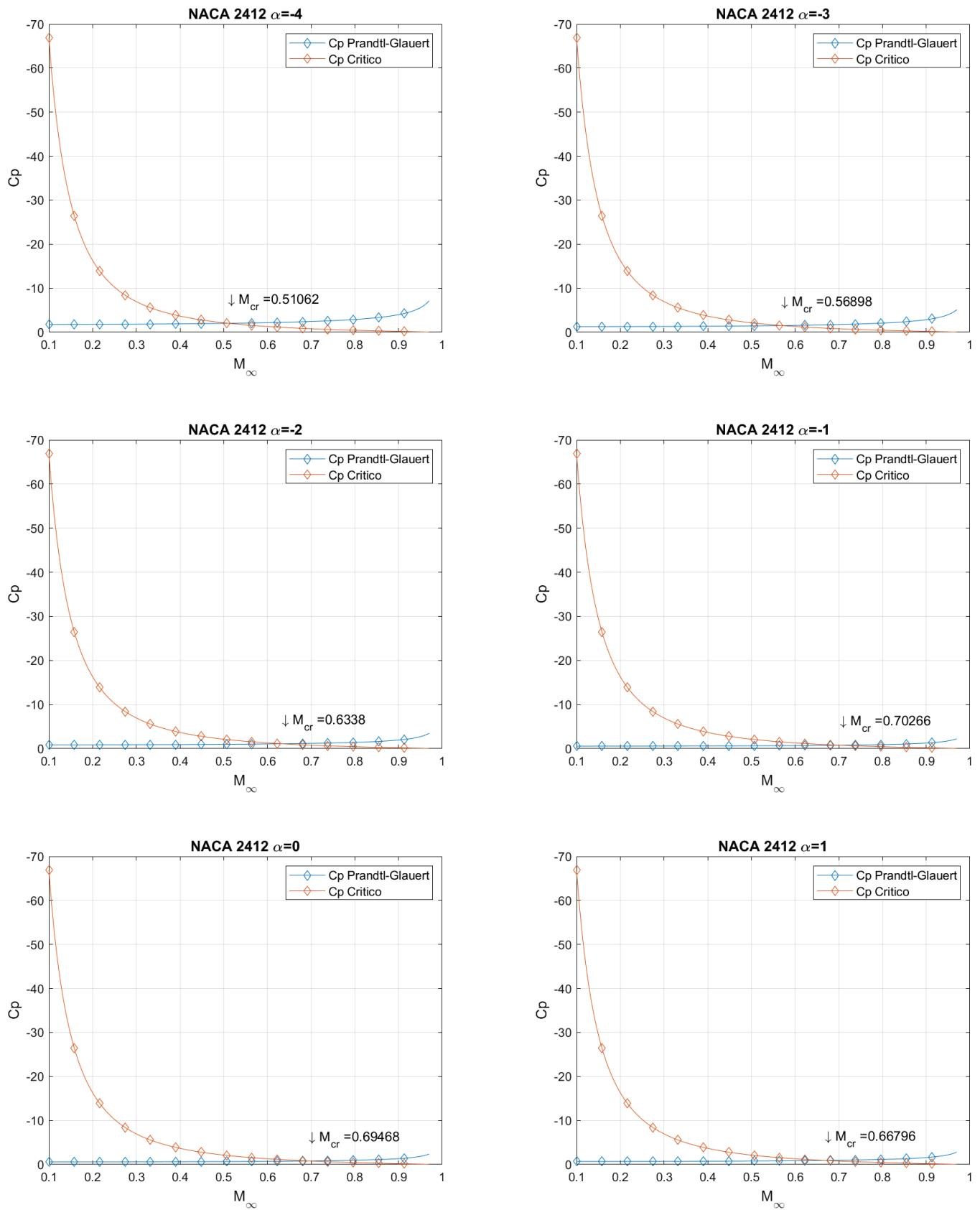


Fig. 34

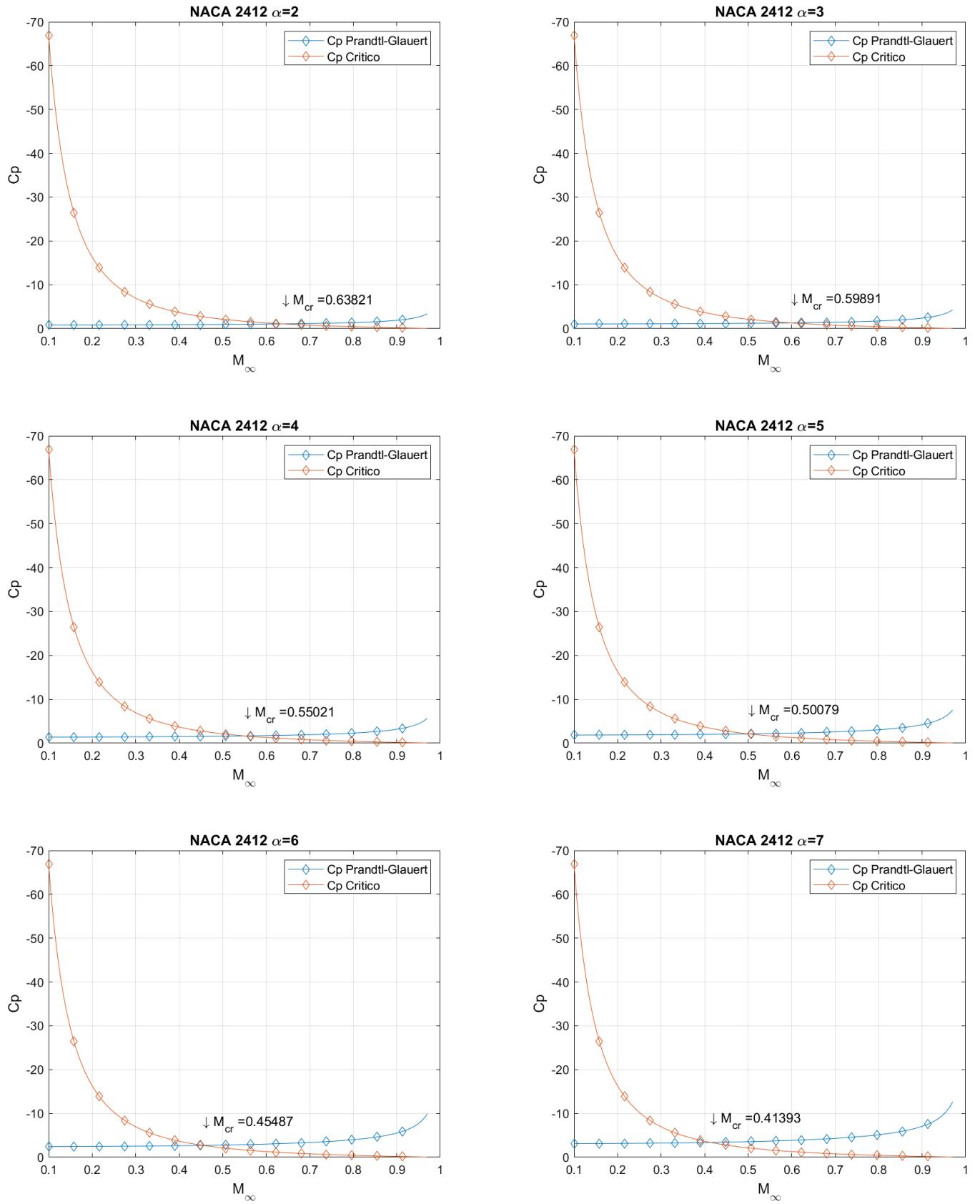


Fig. 35

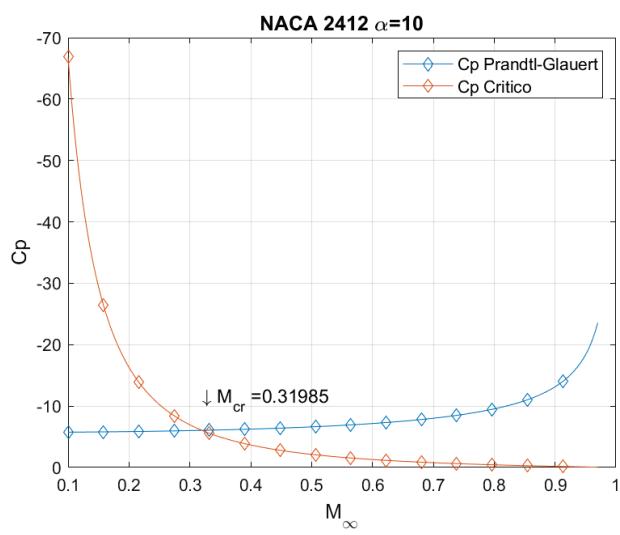
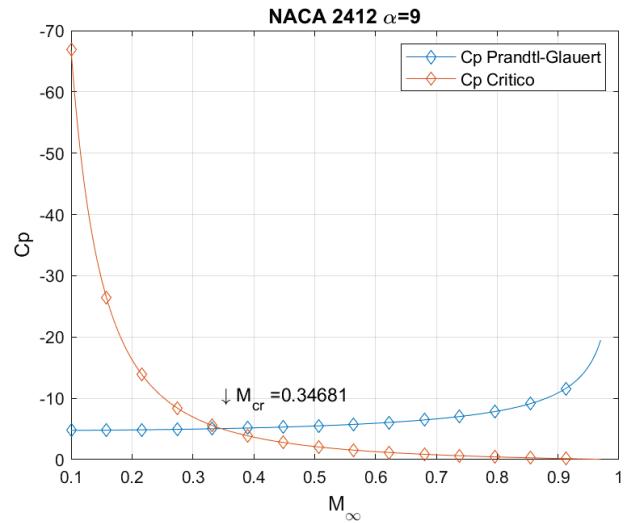
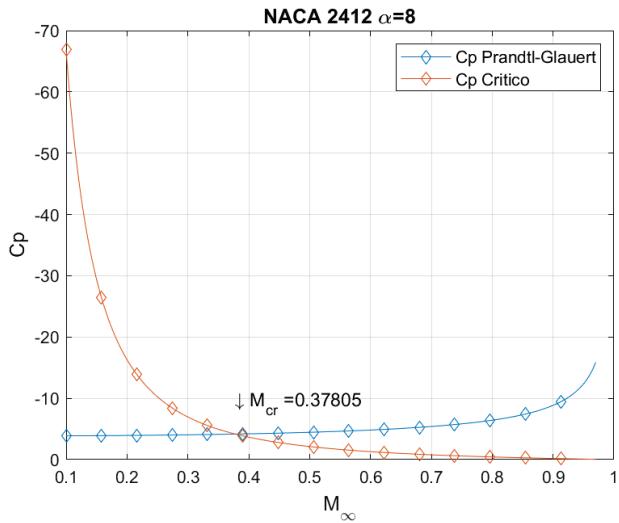


Fig. 36

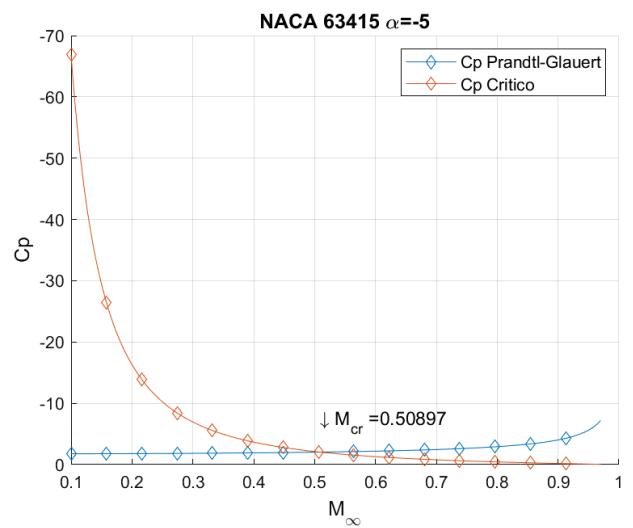
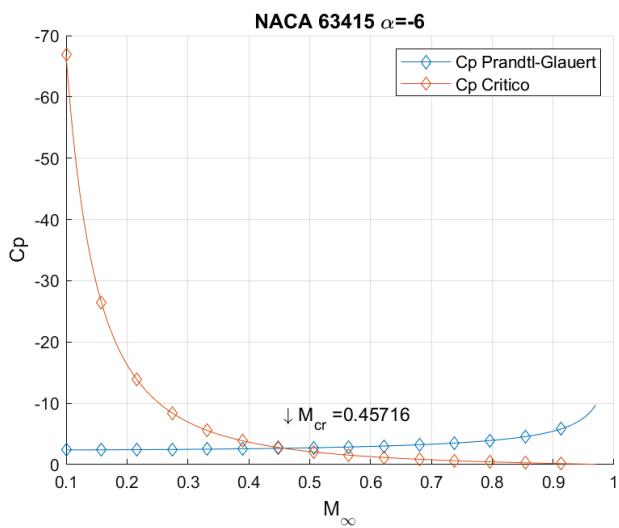
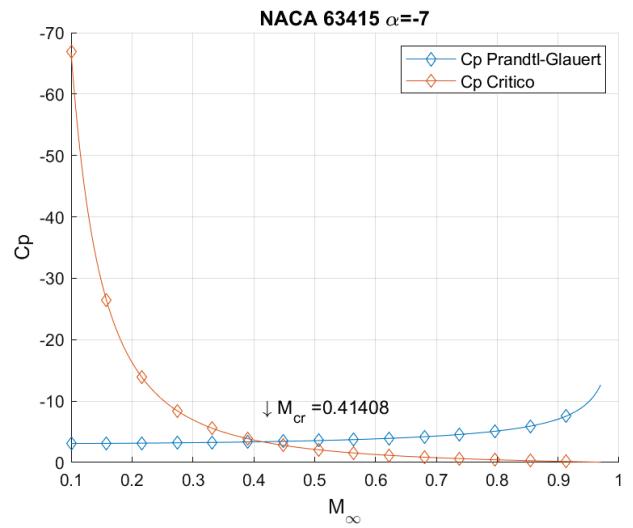
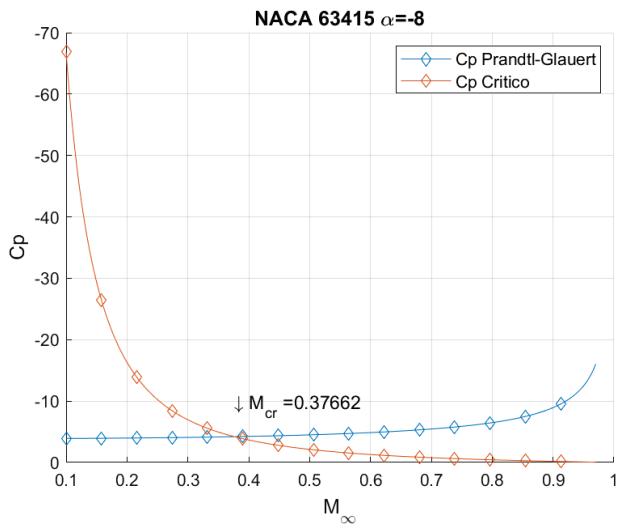
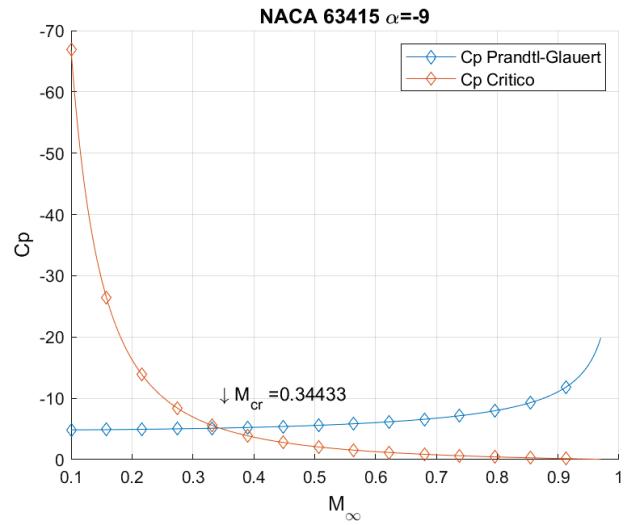
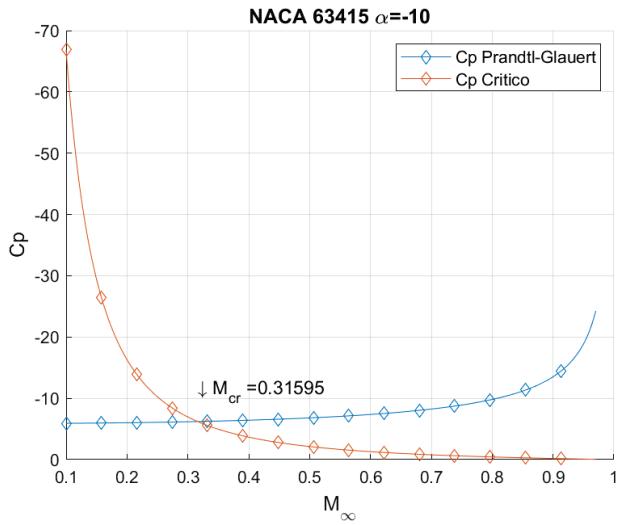


Fig. 37

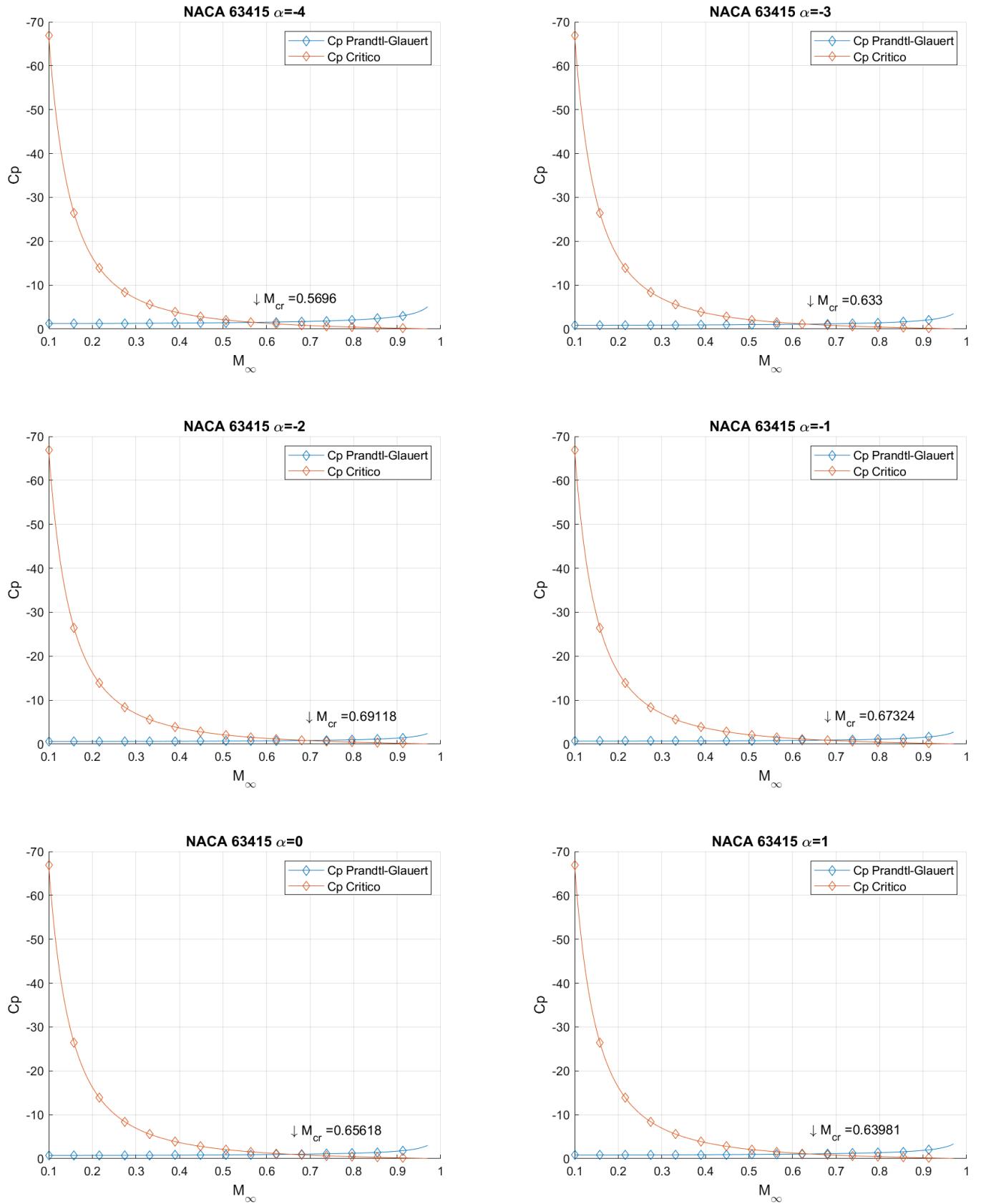


Fig. 38

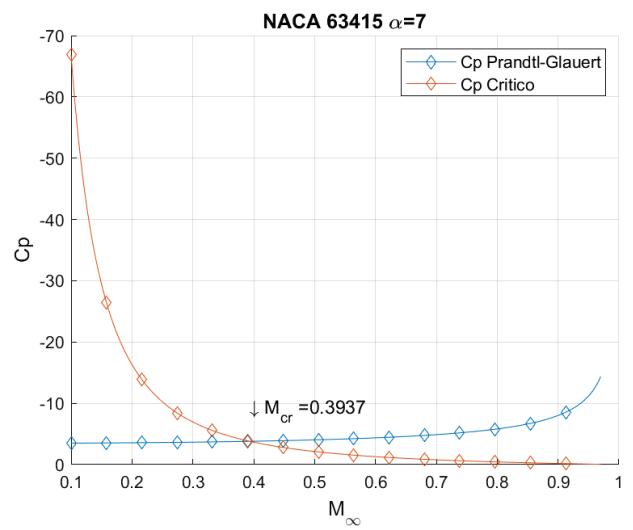
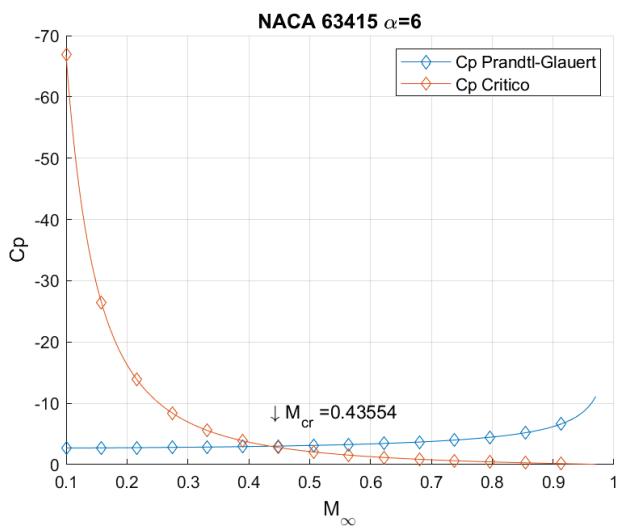
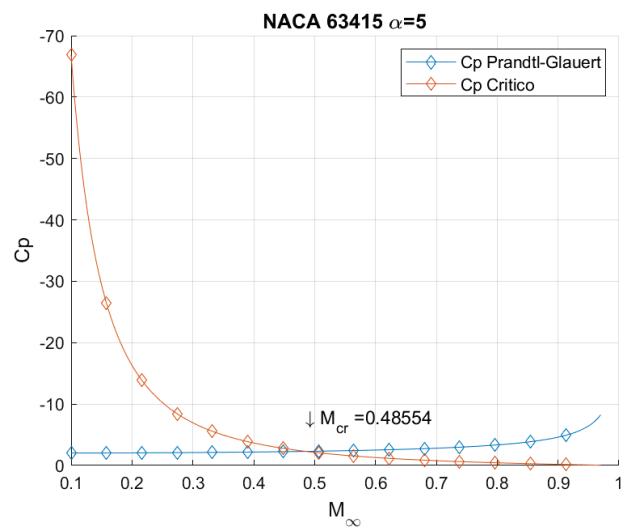
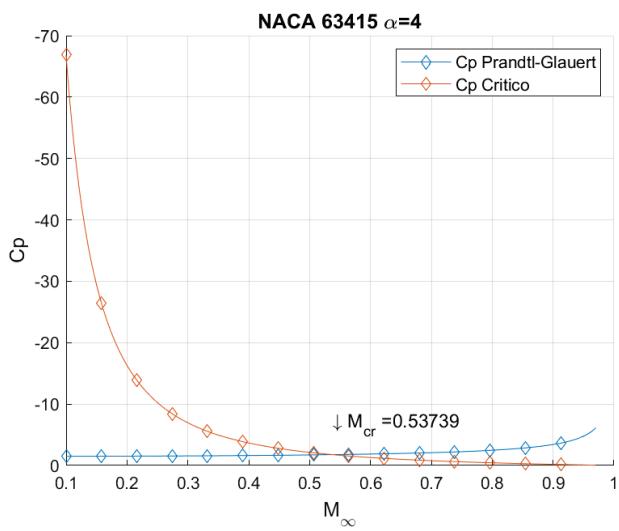
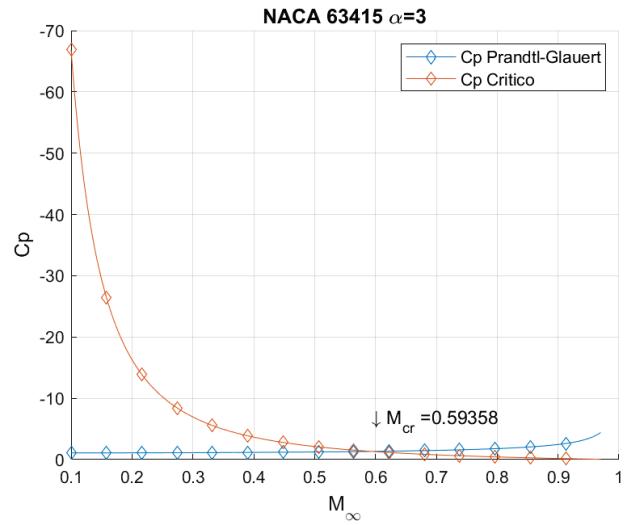
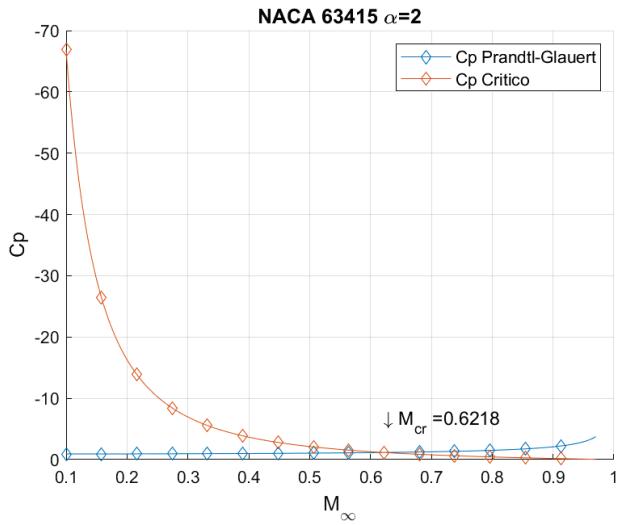


Fig. 39

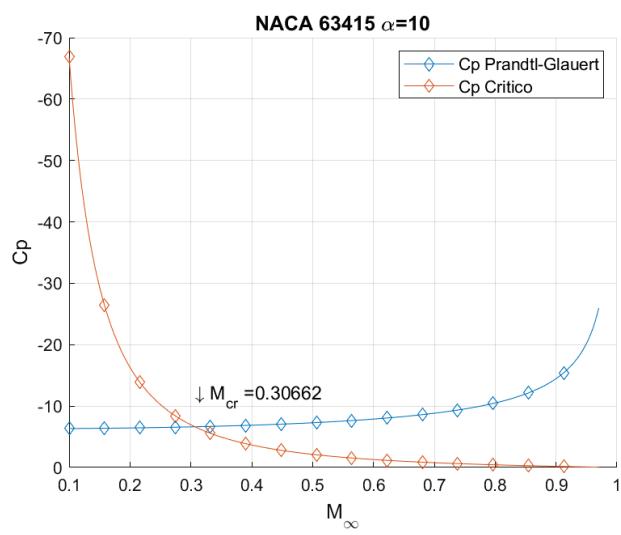
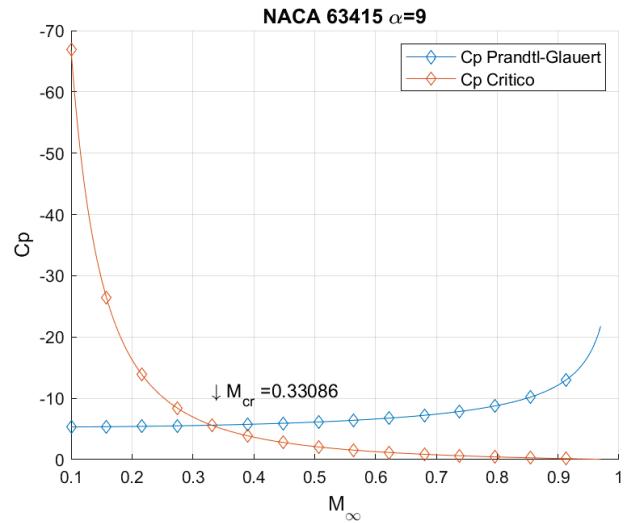
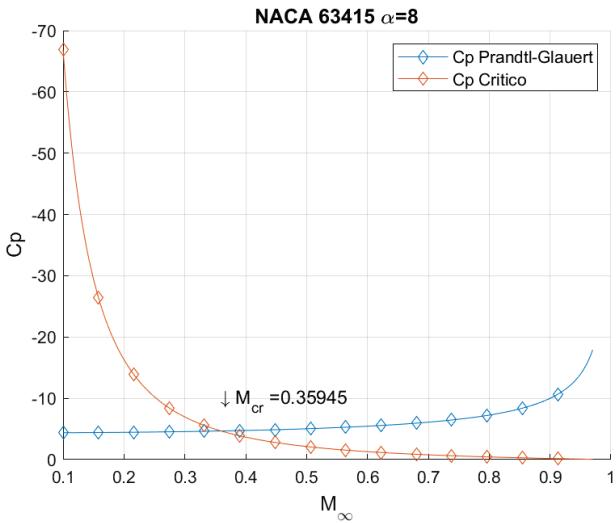


Fig. 40

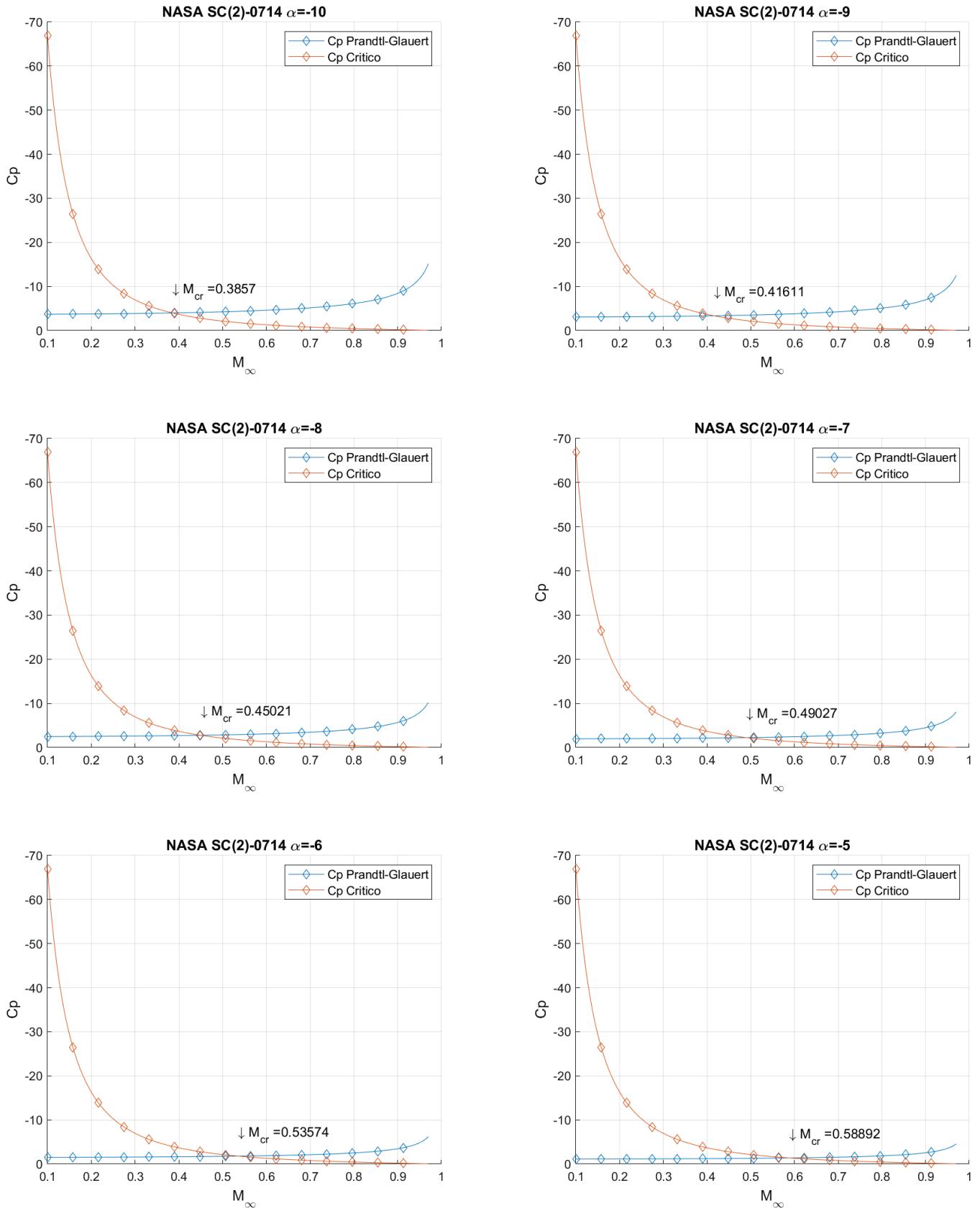


Fig. 41

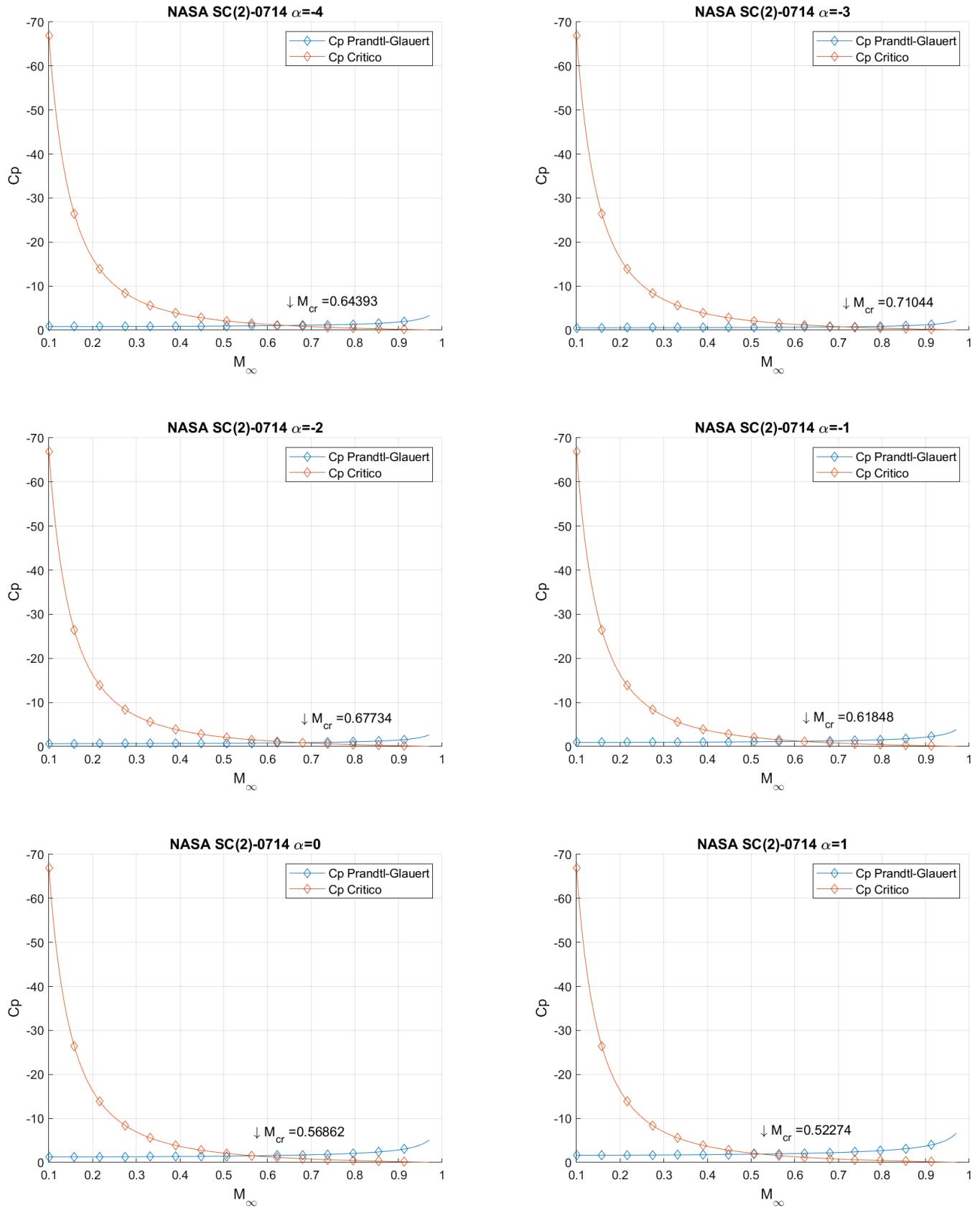


Fig. 42

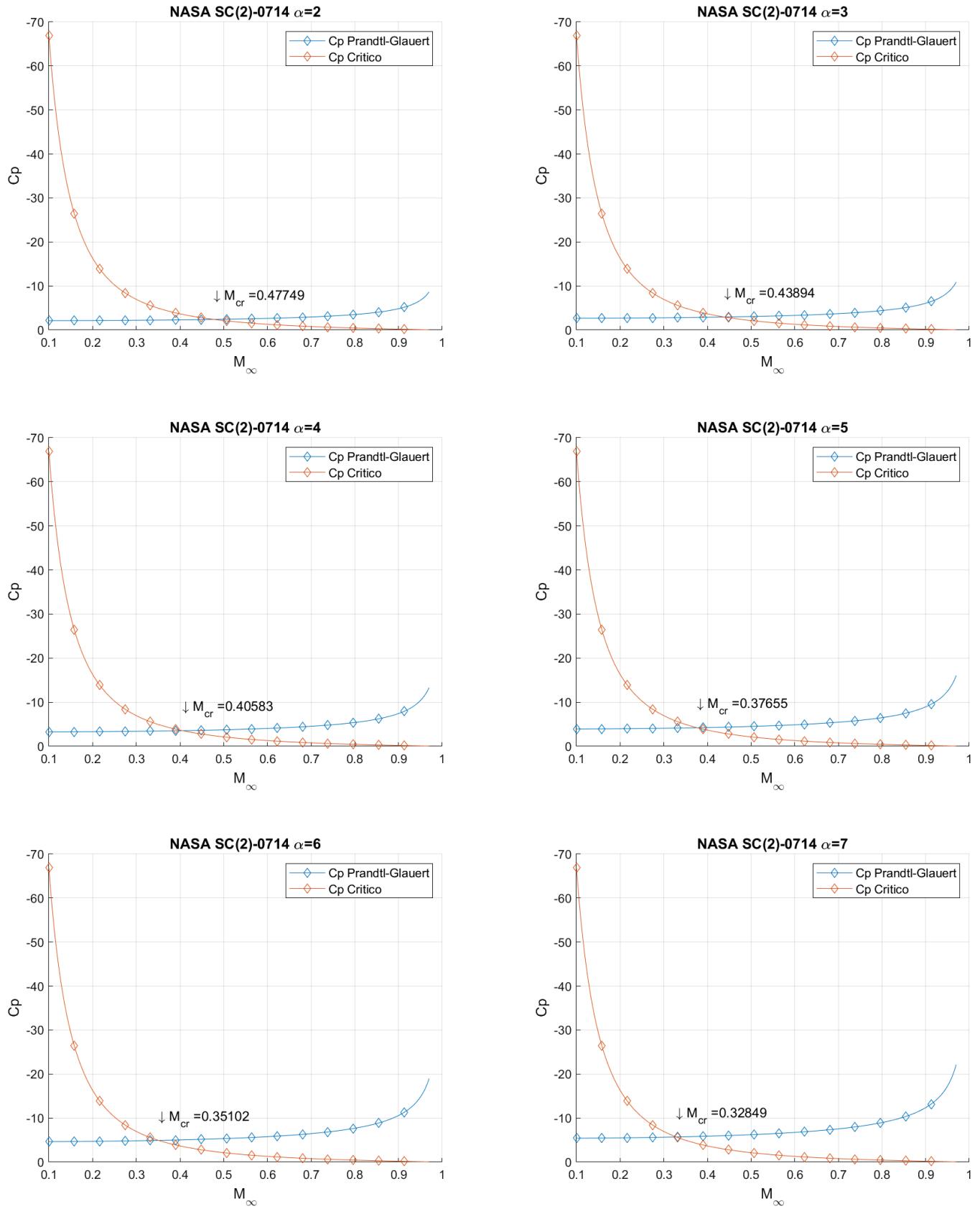


Fig. 43

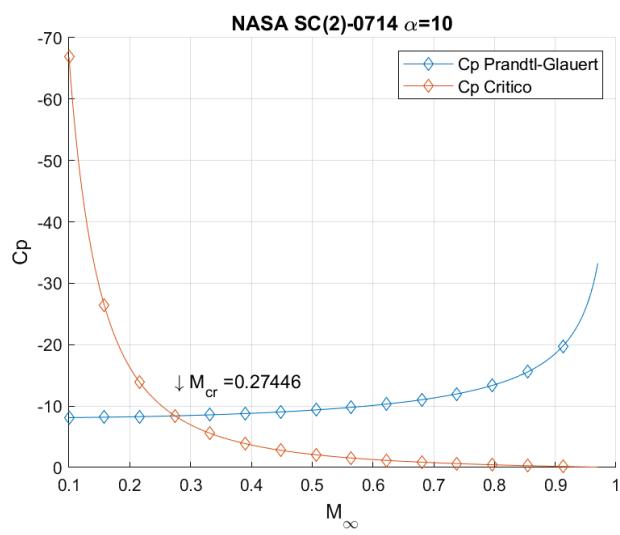
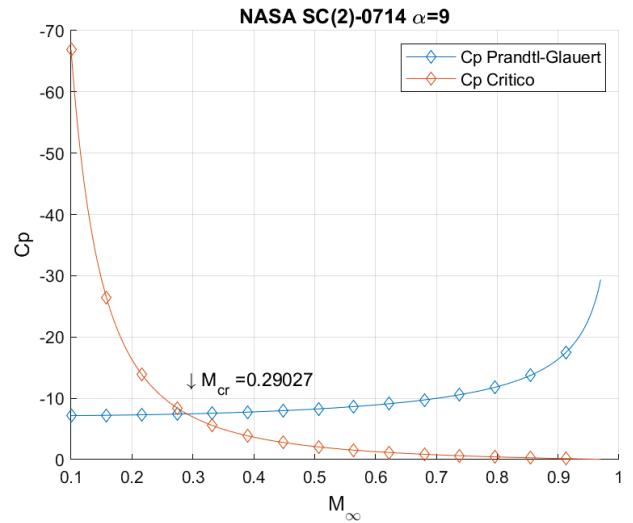
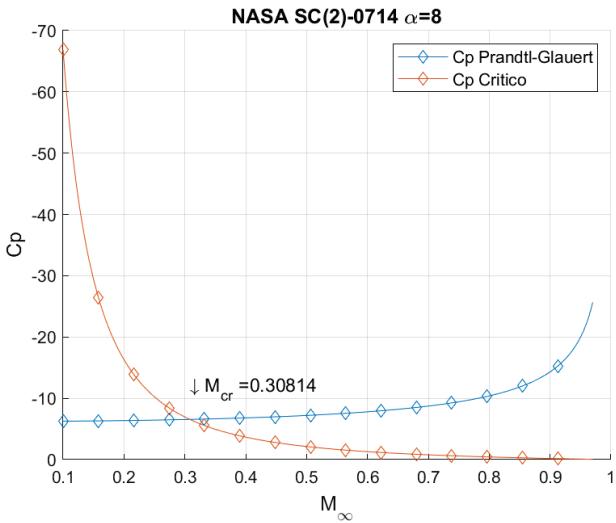


Fig. 44

Fig. 45: Tabella riepilogativa con i mach critici inferiori

$\alpha [deg]$	M'_{cr} NACA 2412	M'_{cr} NACA 63415	M'_{cr} NASA SC(2)-0714
-10	0.2948	0.3159	0.3857
-9	0.3185	0.3443	0.4161
-8	0.3462	0.3766	0.4502
-7	0.3783	0.4141	0.4903
-6	0.4159	0.4572	0.5357
-5	0.4597	0.5090	0.5889
-4	0.5106	0.5696	0.6439
-3	0.5690	0.6330	0.7104
-2	0.6338	0.6912	0.6773
-1	0.7027	0.6732	0.6185
0	0.6947	0.6562	0.5686
1	0.6680	0.6398	0.5227
2	0.6382	0.6218	0.4775
3	0.5989	0.5936	0.4389
4	0.5502	0.5374	0.4058
5	0.5008	0.4855	0.3765
6	0.4549	0.4355	0.3510
7	0.4139	0.3937	0.3285
8	0.3781	0.3595	0.3081
9	0.3468	0.3309	0.2903
10	0.3199	0.3066	0.2745

Possiamo notare che il mach critico inferiore viene raggiunto prima nel profilo supercritico. Il motivo è legato al fatto che questo tipo di profili sono progettati in modo da raggiungere il prima possibile le condizioni soniche sul bordo, e questo si traduce in un M'_{cr} più piccolo. Questo lo si raggiunge grazie ad una elevata curvatura al leading edge del profilo e alla posizione dello spessore massimo molto avanzata. Lo scopo è quello di attenuare quelli che sono gli effetti legati alla comprimibilità e alle onde d'urto che si manifestano nel regime transonico, quando gli effetti legati alla comprimibilità iniziano a diventare importanti. Questo si traduce in un C_p che presenta dei picchi in prossimità del leading edge, in quanto la corrente sul dorso subisce un'accelerazione repentina fino alle condizioni soniche. Infatti, se diagrammiamo i valori del C_p ad $\alpha = 5 \ deg$, notiamo un picco di espansione per il profilo super critico più accentuato nel profilo supercritico rispetto agli altri due:

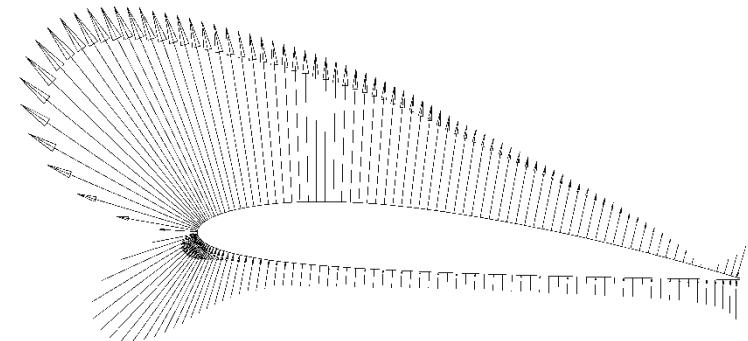


Fig. 46 Cp, NACA 2412

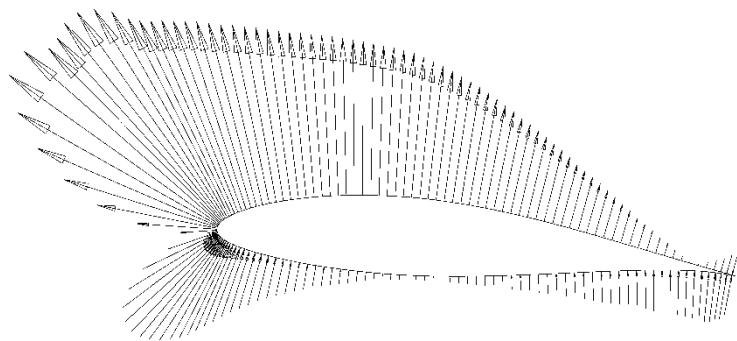


Fig. 47 NACA 63415

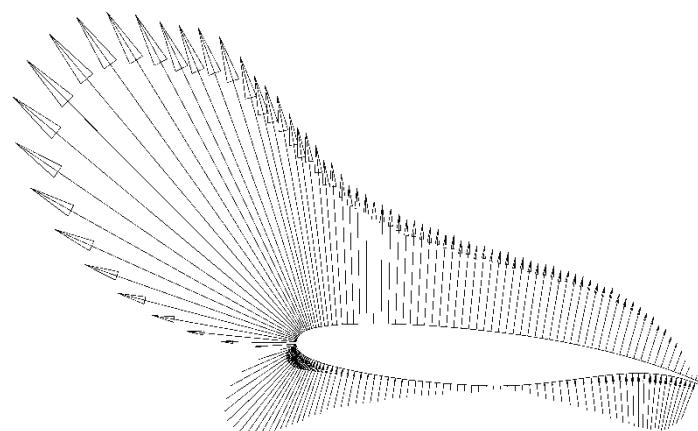


Fig. 48 NACA SC(2)-0714

II.6 Codice MATLAB utilizzato

```
Dati=zeros(21,3)
gamma=1.4
for i=-10:1:10
    alfa=num2str(i);
FID=fopen('com.txt','w+');
fprintf(FID,'%s \n', 'naca 2412');
fprintf(FID,'%s \n', 'oper');
fprintf(FID,'%s \n', 'iter');
fprintf(FID,'%s \n', '300');
fprintf(FID,'%s \n', strcat('a ',alfa));
fprintf(FID,'%s \n', 'cpwr');
fprintf(FID,'%s \n', strcat('naca2412a',alfa,'.txt'));
fprintf(FID,'\n');
fprintf(FID,'%s \n', 'QUIT');

fclose(FID);
type('com.txt');
[status,result]=system('xfoil.exe<com.txt');
%Apro il file con i dati del Cp ottenuto con xfoil nella variabile pro
pro=fopen(strcat('naca2412a',alfa,'.txt'),'rt');
%Ricavo i valori del Cp dalla terza colonna del file di testo
Cp_xfoil=textscan(pro,'%.5f%.5f%.5f','HeaderLines',3);
fclose(pro);
%Valuto il Cp al picco di espansione
cp0=min(Cp_xfoil{3});
%Vettore con il mach asintotico della corrente
M_inf=linspace(0.1,0.97,1500);
%Cp corretto col fattore di Prandtl-Glauert
cp_PG=cp0./((sqrt(1-M_inf.^2)));
%Trovo punto intersezione
[xt,yt]=polyxpoly(M_inf,cp_PG,M_inf,cp_cr)
Dati(i+11,1)=i;Dati(i+11,2)=xt;Dati(i+11,3)=yt;

Mach_critico_txt=strcat('\downarrow M_{cr} = ', num2str(xt));

% punto_critico=[xt,yt]
% punto_freccia=[xt,yt-5]
figure(i+11)
plot(M_inf,cp_PG,'-d','DisplayName','Cp Prandtl-
Glauert','MarkerIndices',1:100:length(cp_PG));
hold on
%Cp critico
cp_cr=(2./(gamma.*M_inf.^2)).*((2+(gamma-
1).*M_inf.^2)./(gamma+1)).^(gamma/(gamma-1))-1;
plot(M_inf,cp_cr,'-s','DisplayName','Cp
Critico','MarkerIndices',1:100:length(cp_cr));
set(gca, 'YDir','reverse')
```

```
text(xt,(yt-5),Mach_critico_txt,'FontSize',11,'Interpreter','tex')
assex=['M_{\infty}'];
titolo=['NACA 2412 \alpha=',alfa];
legend('Location','northeast','FontSize',10), grid,
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel
(assex,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), ylabel('Cp','FontSize',12)
hold off
saveas(figure(i+11),strcat('fig_naca2412a',alfa,'.bmp'));
end
```

III. L'Ala finita

III.1 Problema A

L'esercizio chiede di valutare la distribuzione di portanza per un'ala finita avente le seguenti caratteristiche:

- $S_{ref} = 25m^2$
- $AR = 8$
- $i_w = 2 \text{ deg}$
- $\alpha_t = -1 \text{ deg}$
- NACA 63-209, $\alpha_0 = -1.5 \text{ deg}$, $C_{l\alpha} = 6.3 \text{ rad}^{-1}$
- $\rho_\infty = 0.736 \text{ kg/m}^3$
- $H = 5000 \text{ m}$
- $V_\infty = 180 \text{ knot}$

Per svolgere questo esercizio si è applicata la teoria della linea portante di Prandtl andando a fare un certo numero di suddivisioni della nostra ala. Essendo un problema simmetrico si è svolto l'esercizio solo su metà ala, e si è svolto il sistema considerando solo un valore di N dispari, essendo le costanti A_{2n} pari a zero, utilizzando quella che è la relazione della linea portante:

$$\mu(\alpha - \alpha_0) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \left(1 + \frac{n \mu}{\sin(\theta)} \right) \quad (1.3)$$

Dove:

$$\mu = \frac{\overline{C}_l C_{l\alpha}}{4b} \quad (1.4)$$

La legge di variazione della corda lungo l'apertura è stata valutata in questo modo:

$$\overline{C}_l = C_r (1 - (1 - \lambda) \cos(\theta)) \quad (1.5)$$

Mentre l'apertura alare:

$$b = \sqrt{AR \cdot S_{ref}} \quad (1.6)$$

L'angolo d'attacco è stato valutato considerando una variazione lineare dell'alfa di twist lungo tutta l'apertura alare, mentre l'angolo theta del sistema di coordinate polare utilizzato è stato valutato nel seguente modo:

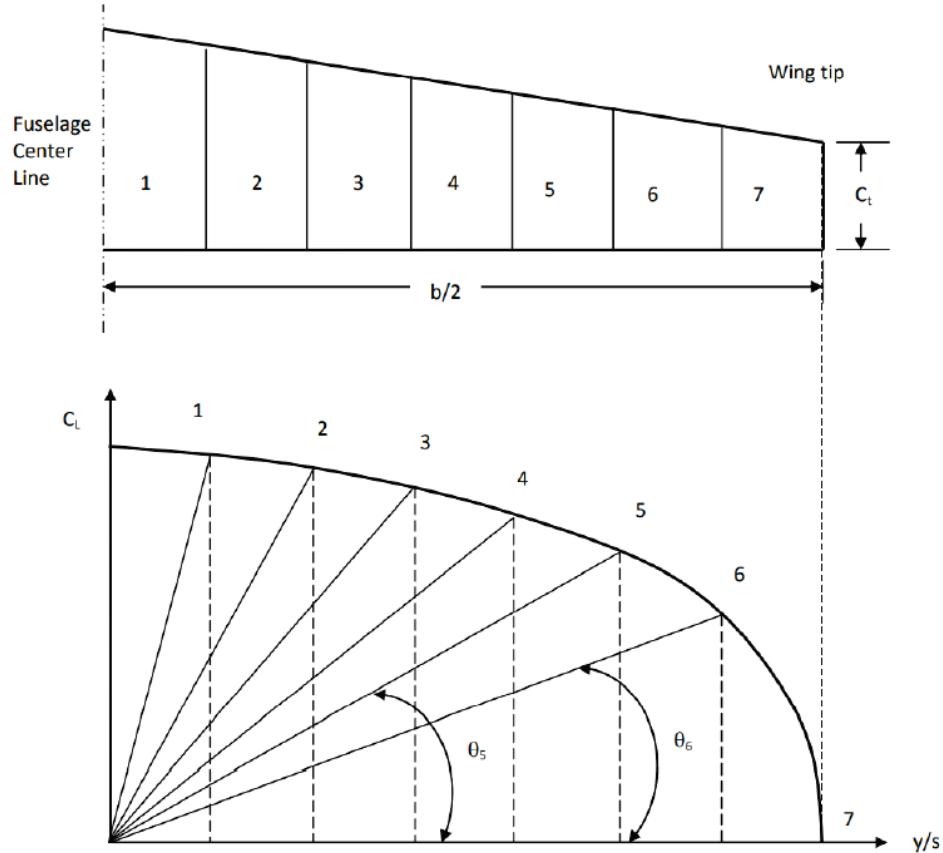


Fig. 49

Dopo aver svolto il seguente sistema di equazioni e dopo aver ricavato i vari coefficienti A_N :

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 \sin(\theta_1) \left(1 + \frac{\mu}{\sin(\theta_1)} \right) + A_2 \sin(3\theta_1) \left(1 + \frac{3\mu}{\sin(\theta_1)} \right) + \dots + A_n \sin((2N-1)\theta_1) \left(1 + \frac{(2N-1)\mu}{\sin(\theta_1)} \right) = \mu_1(\alpha_1 - \alpha_0) \\ \vdots \\ A_1 \sin(\theta_N) \left(1 + \frac{\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) + A_2 \sin(3\theta_N) \left(1 + \frac{3\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) + \dots + A_n \sin((2N-1)\theta_N) \left(1 + \frac{(2N-1)\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) = \mu_N(\alpha_N - \alpha_0) \end{array} \right.$$

Fig. 50

E infine si è valutato quello che è il coefficiente di portanza a ciascuna sezione:

$$C_{l_i} = \frac{4b}{C_i} \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \quad (1.7)$$

E quello complessivo dell'intera ala come:

$$C_L = \pi A R A_1 \quad (1.8)$$

Il risultato che si è ottenuto è il seguente:

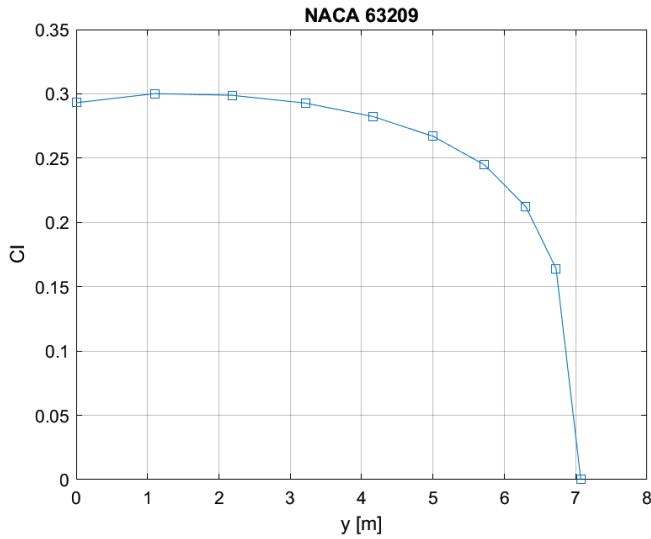


Fig. 51

Da qui possiamo vedere come la distribuzione di portanza corrisponda a quella di una classica rastremata. L'effetto dello svergolamento geometrico lo si può notare dal fatto che il lobo al tip dell'ala è attenuato. Questa è la conseguenza dell'applicazione di uno svergolamento geometrico o aerodinamico. Ora segue il valore ottenuto del CL complessivo dell'ala:

$$C_L = 0.267$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_\infty S_{ref} V_\infty^2 C_L = L = 2.1196e + 04 \text{ N}$$

III.2 Script MATLAB utilizzato

```
%NACA 63209
S=25 % Superficie alare di riferimento [m2]
AR=8 %Allungamento alare
lambda=0.6 %Taper ratio
iw=deg2rad(2) %angolo di calettamento [rad]
alfa_t= deg2rad(-1) % angolo di di twist [rad]
cla= 6.3 %coefficiente della retta di portanza
alfa_0=deg2rad(-1.5) %[rad]
b=sqrt(AR*S) %apertura alare [m]
rho_0=0.736 %densità dell'aria a SL [kg m-3]
V=convvel(180,'kts','m/s') %Speed in [kts]
N=10
```

$$\bar{C} = \frac{S}{b}$$

$$C_r = \frac{3}{2} \left(\frac{\lambda + 1}{\lambda^2 + \lambda + 1} \right) \bar{C}$$

```
MAC=S/b;
Croot=(3/2)*(MAC*((lambda+1))/(lambda^2+lambda+1));
Ctip=Croot*lambda;
theta=linspace(pi/(2*N),pi/2,N)
```

$$\bar{C}_i = C_r(1 - (1 - \lambda)\cos(\theta))$$

```
z=b/2*cos(theta);
Cstazione=Croot*(1-(1-lambda)*cos(theta));
```

$$\mu(\alpha - \alpha_0) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \left(1 + \frac{n\mu}{\sin(\theta)} \right)$$

$$\begin{cases} A_1 \sin(\theta_1) \left(1 + \frac{\mu}{\sin(\theta_1)} \right) + A_2 \sin(3\theta_1) \left(1 + \frac{3\mu}{\sin(\theta_1)} \right) + \dots + A_n \sin((2N-1)(\theta)) \left(1 + \frac{(2N-1)\mu}{\sin(\theta_1)} \right) = \mu_1(\alpha_1 - \alpha_0) \\ \vdots \\ A_1 \sin(\theta_N) \left(1 + \frac{\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) + A_2 \sin(3\theta_N) \left(1 + \frac{3\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) + \dots + A_n \sin((2N-1)(\theta_N)) \left(1 + \frac{(2N-1)\mu_N}{\sin(\theta_N)} \right) = \mu_N(\alpha_N - \alpha_0) \end{cases}$$

```
alfa=linspace(iw+alfa_t,iw,N)
mu=cla*Cstazione/(4*b);

%Valuto P matrice dei coefficienti
P=zeros(N,N);
for i=1:N
    for j=1:N
        P(i,j)=sin((2*j-1)*theta(i))*(1+((2*j-1)*mu(i)))/sin(theta(i));
```

```

    end
end
%valuto vettore termini noti
B=mu.*(alfa-alfa_0);
%Risolvo sistema lineare
A=P\B'
Cl_w=A(1)*AR*pi
L=0.5*rho_0*V^2*S*Cl_w

```

$$C_{L_i} = \frac{4b}{C_i} \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta)$$

```

%Coefficiente di portanza ad ogni stazione
for i=1:N
    S(i)=0;
    for j=1:N
        S(i)=S(i)+(A(j)*sin((2*j-1)*theta(i)));
    end
end
Cl=4*b*S./Cstazione;
Cl(1)=0;
z(1)=b/2;
plot(z,Cl, '-s', 'MarkerIndices', 1:1:length(Cl)), grid on
title('NACA 63209'), xlabel ('y [m]'), ylabel('Cl')

```

III.3 Problema B

L'esercizio richiede di confrontare la teoria della linea portante di Prandtl con i dati che ci vengono forniti per una serie di velivoli

Aircraft	S (m ²)	λ	AR	α_t (deg)	NACA	α_o (deg)	$C_{d\min}$	$C_{l\min}$	i_w (deg)	mass (kg)	V_c (knot)
Cessna 304A	17.1	0.7	7.2	5.9	23018-23015	-	-	-	2° 3'	2717	233 @ 24500 ft @ %75 power
Brandli	8.5	0.77	5.7	-	747A415	-2	0.0043	0.5	3	550	-
Aerocare IMP	10.4	1	7	-	4415	-4	0.0065	0.3	0	703	130
Cojetkovic CA61-61R	11.75	1	6	0	4415	-4	0.0065	0.3	0	430	104
Scottish Aviation SA-3-120	12.52	0.59	8.4	0	632-615	-4	0.005	0.4	1.15	1066	120 @ 1200 m @ %75 power
Bellanca 19-25	16.92	0.7	6.7	0	632-215	-1	0.0047	0.2	2	1860	262 @ 7300 m @ %75 power

Characteristics of several aircraft to check the accuracy of lifting line theory

Fig. 52

III.3.1 Cessna 304A

Per il Cessna abbiamo che i profili che sono stati utilizzati sono il 23018 e il 23015. Dai dati che ci sono stati dati possiamo ricavare il Cl del velivolo come:

$$C_L = \frac{2W g}{\rho_\infty V_\infty^2 S_{ref}} = 0.383 \quad (1.9)$$

Per quanto riguarda la densità alla quota data, si è utilizzata la funzione interna di Matlab *atmosisa*.

Il velivolo presenta un svergolamento geometrico, quindi i dati del profilo sono stati ricavati facendo una media tra quelli che si possono ottenere sperimentalmente dai due profili:

Airfoil	α_0 [rad]	$C_{l\alpha}$ [rad ⁻¹]
NACA 23018	-0.0262	5.99

NACA	-0.0192	5.18
MEDIA	-0.0227	5.8500

Fig. 53

Quello che si è ottenuto è questo:

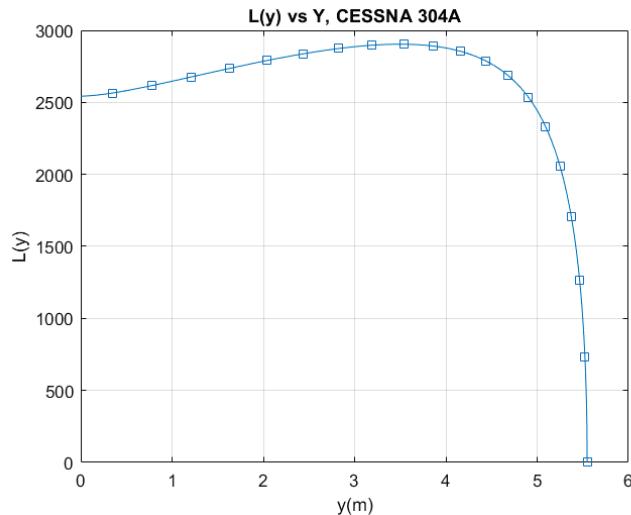
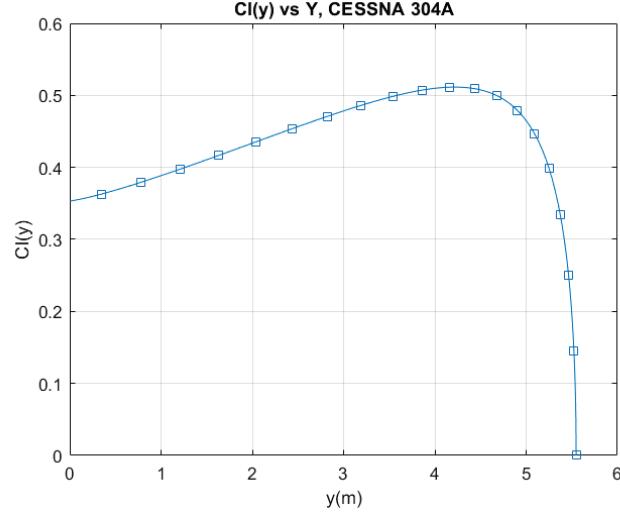


Fig. 54

Mentre il Cl calcolato è:

$$C_L = \pi AR A_1 = 0.4309$$

III.3.2 Brandli

Si segue lo stesso ragionamento fatto con il precedente, questa si valuta però la densità atmosferica a partire dai dati fornitioci:

$$\rho_{\infty} = \frac{2Wg}{C_L V_{\infty}^2 S_{ref}} = 0.6662 [kg/m^3]$$

La velocità di crociera è stata valutata prendendo il dato del velivolo in rete dal [sito http://bx-2.de/technische-info/](http://bx-2.de/technische-info/) e si è trovato questo valore della Cruise Speed:

$$V_c \cong 120 kts$$

Mentre per quanto riguarda il profilo utilizzato, si è valutata la pendenza della curva di portanza del profilo in questione a partire dai dati sperimentali delle tavole di Abbott con l'ausilio del software Engauge Digitizer:

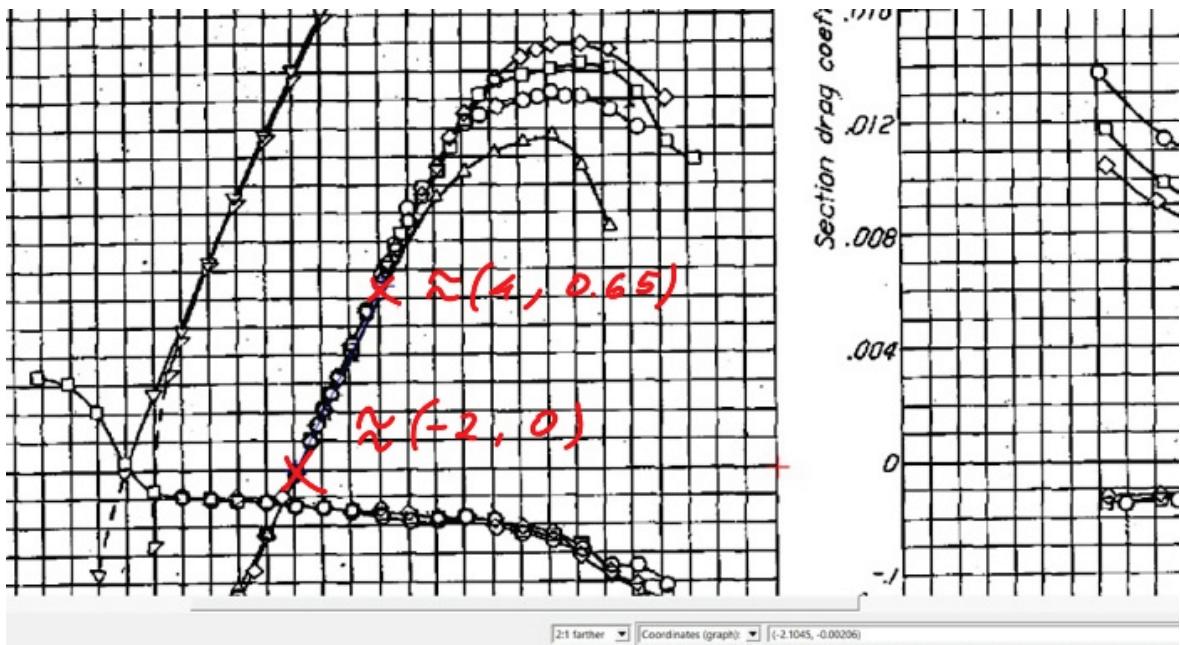
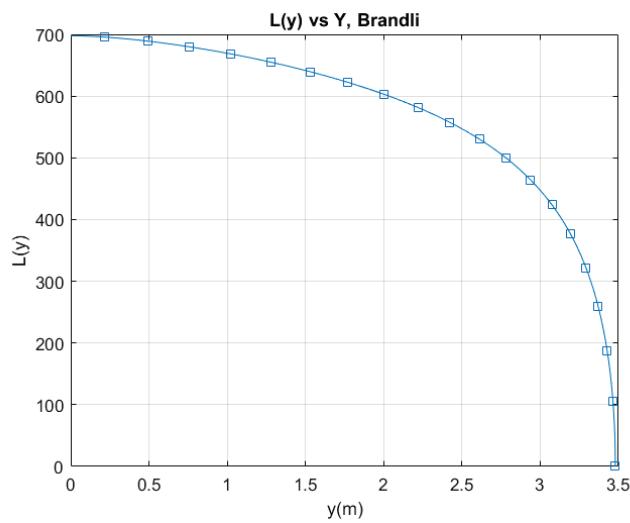
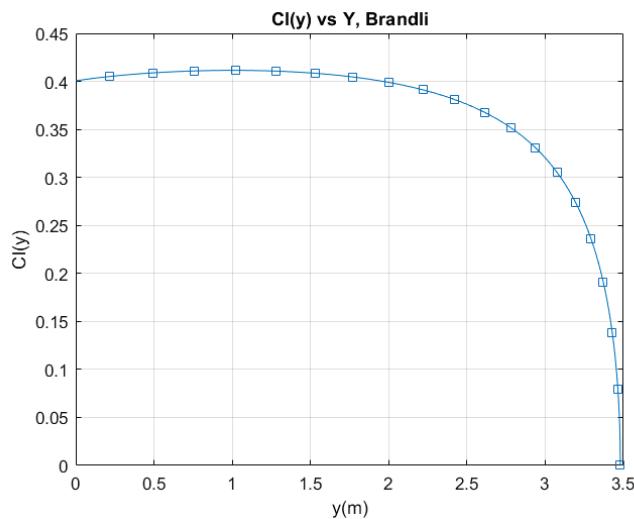


Fig. 55

Si è trovato quindi un

$$Cl_{\alpha} = \frac{57.14 \Delta Cl}{\Delta \alpha_{deg}} \cong \frac{57.14 (0.65 - 0)}{(4 - (-2))} 5.89 rad^{-1}$$

Quindi in definitiva



$$C_L = \pi AR A_1 = 0.375$$

III.3.3 Aerocare IMP

Si segue lo stesso ragionamento fatto con il precedente, questa si valuta però la densità atmosferica a partire dai dati fornitioci:

$$\rho_\infty = \frac{2W g}{C_L V_\infty^2 S_{ref}} = 0.9884 [kg/m^3]$$

Dai diagrammi di Abbott:

$$Cl_{\alpha} \cong \frac{57.14 \Delta Cl}{\Delta \alpha_{deg}} = 5.25 rad^{-1}$$

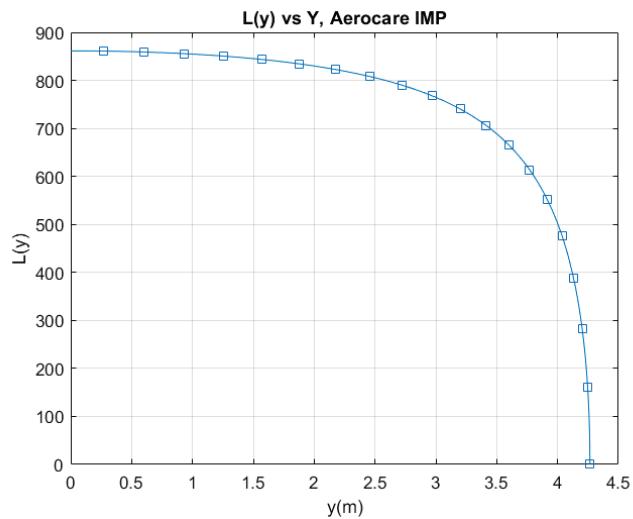
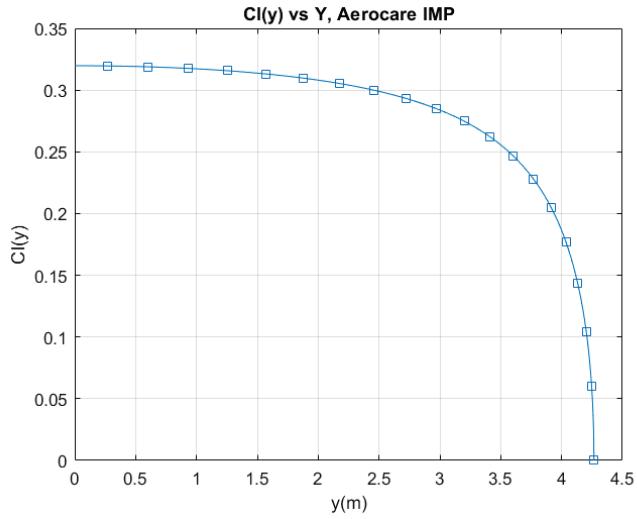


Fig. 56

$$C_L = \pi AR A_1 = 0.2848$$

III.3.4 CA61-61R

Si segue lo stesso ragionamento fatto con il precedente, questa si valuta però la densità atmosferica a partire dai dati fornitioci:

$$\rho_\infty = \frac{2W g}{C_L V_\infty^2 S_{ref}} = 0.83 [kg/m^3]$$

Dai diagrammi di Abbott:

$$Cl_\alpha \cong \frac{57.14 \Delta Cl}{\Delta \alpha_{deg}} = 5.25 rad^{-1}$$

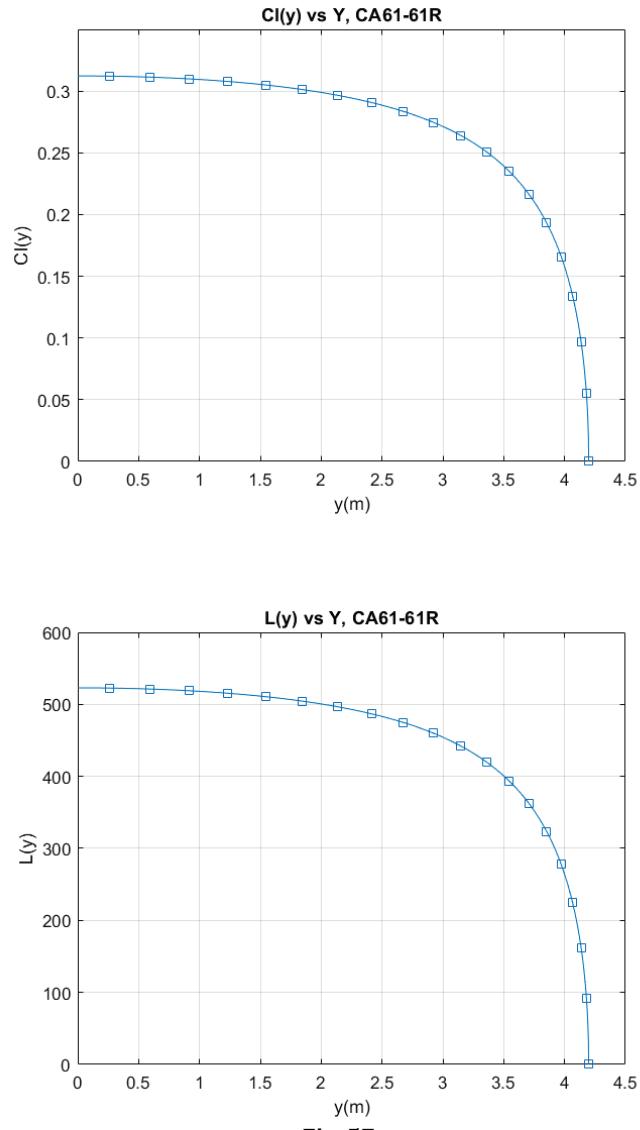


Fig. 57

$$C_L = \pi AR A_1 = 0.2848$$

III.3.5 SA-3-120

Si segue lo stesso ragionamento fatto con il precedente, questa si valuta però la densità atmosferica a partire dai dati fornitioci:

$$\rho_{\infty} = \frac{2W g}{C_L V_{\infty}^2 S_{ref}} = 1.096 [kg/m^3]$$

Dai diagrammi di Abbott:

$$Cl_{\alpha} \cong \frac{57.14 \Delta Cl}{\Delta \alpha_{deg}} = 6.47 rad^{-1}$$

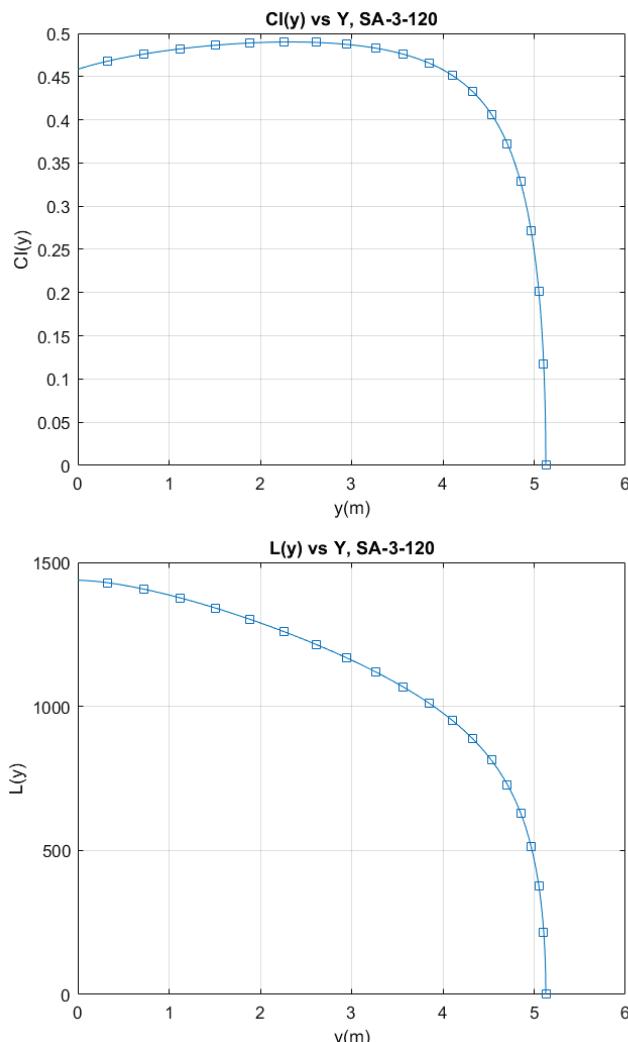


Fig. 58

$$C_L = \pi AR A_1 = 0.45$$

III.3.6 Bellanca 19-25

Si segue lo stesso ragionamento fatto con il precedente, questa si valuta però la densità atmosferica a partire dai dati fornitioci:

$$\rho_\infty = \frac{2W g}{C_L V_\infty^2 S_{ref}} = 0.59 [kg/m^3]$$

Dai diagrammi di Abbott:

$$Cl_\alpha \cong \frac{57.14 \Delta Cl}{\Delta \alpha_{deg}} = 6.7 rad^{-1}$$

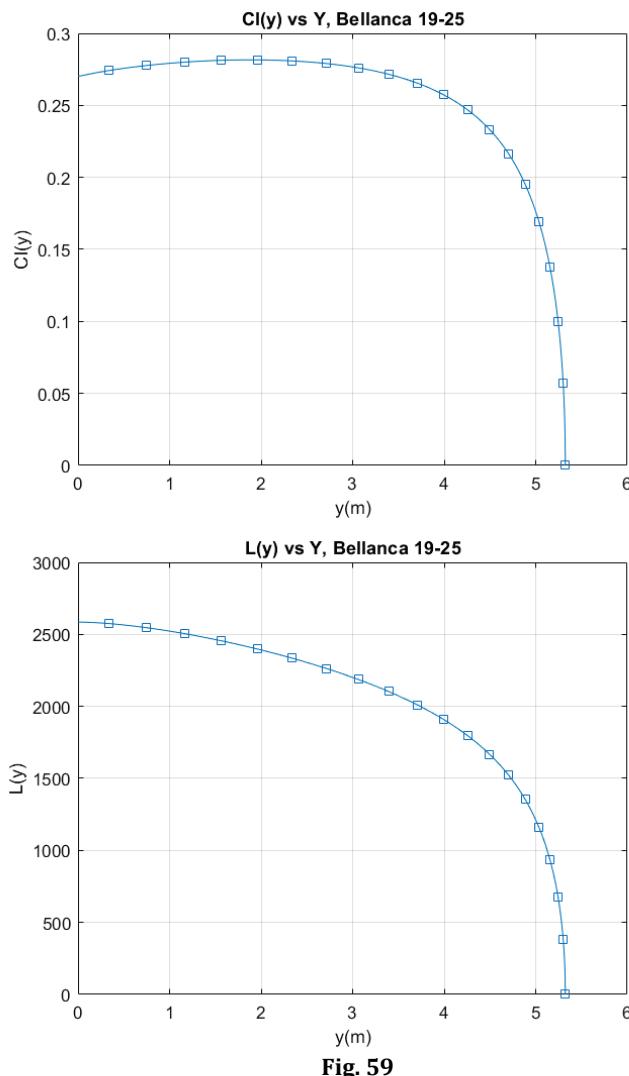


Fig. 59

$$C_L = \pi AR A_1 = 0.2582$$

III.4 Problema C

Determinare il profilo NACA per un jet non-manevrauble GA aircraft con le seguenti caratteristiche:

- $m_{to} = 4000 \text{ kg}$
- $S_{ref} = 30 \text{ m}^2$
- $V_c = 250 \text{ kts}$
- $V_s = 65 \text{ kts}$
- $\Delta Cl_{HLD} = 0.8$

Calcoliamo il coefficiente di portanza ideale di crociera C_{LC} , ovvero quello che permette il bilanciamento in volo livellato del velivolo:

$$C_{LC} = \frac{2W_{avg}}{\rho_\infty V_c^2 S_{ref}} = 0.174 \quad (1.10)$$

Dove ρ_∞ densità dell'aria alla quota di crociera, V_c velocità di crociera mentre S_{ref} superficie di riferimento del velivolo e W_{avg} il peso medio del velivolo durante la fase di crociera.

Questo coefficiente fa riferimento però al velivolo per intero, ma visto che gran parte della portanza avviene sull'ala siamo interessati sapere anche il valore del coefficiente di portanza dell'ala, che sarà una certa parte di quello calcolato,

$$C_{LCW} = \frac{C_{LC}}{0.95} = 0.184 \quad (1.11)$$

Quindi sto dicendo che il C_{LC} dell'ala deve essere almeno il 5% in più di quella del velivolo. Quindi è una stima iniziale in sicurezza, visto che non sappiamo quanto effettivamente gli altri componenti contribuiscono al C_{LC} .

Poi il passo successivo è determinare il coefficiente di portanza ideale del profilo alare. Visto che stiamo parlando di un'ala finita quindi di un'ala di un velivolo reale, sicuramente quello del profilo sarà maggiore di quello che abbiamo valutato nello step precedente. Anche in questo caso si opera una stima in sicurezza andando a supporre che il profilo abbia un coefficiente maggiore del 10% rispetto a quello ideale dell'ala finita:

$$C_{li} = \frac{C_{LCW}}{0.9} = 0.204 \quad (1.12)$$

Quindi questo rappresenta il Cl ideale del profilo in condizioni di crociera, essendo una fase importante di volo visto che è quella che occupa la maggior parte del tempo tra le fasi di volo. Ora gli stessi step verranno seguiti per le condizioni di bassa velocità, ovvero quelle che interessano il C_{lmax} . Valutiamo il C_{lmax} utilizzando la stessa relazione 1.10 con ρ_0, V_s, W_{to} rispettivamente la densità dell'aria a sea leve e Vs velocità di stallo e il peso a decollo:

$$C_{lmax} = \frac{2W_{to}}{\rho_0 V_s^2 S_{ref}} = 1.91 \quad (1.13)$$

Allo stesso modo si valuta un coefficiente massimo dell'ala:

$$C_{lmaxW} = \frac{C_{lmax}}{0.95} = 2.01 \quad (1.14)$$

E infine quello del profilo:

$$C_{lmaxW_gross} = \frac{C_{lmax}}{0.95} = 2.23 \quad (1.15)$$

Dove il *gross* al pedice indica il fatto che stiamo tenendo conto anche della deflessione dei flap. Per valutare quello del profilo senza flap si fa questa sottrazione:

$$C_{lmax} = C_{lmaxW_gross} - \Delta Cl_{HLD} = 1.43 \quad (1.16)$$

A questo punto con i valori che si sono ottenuti del C_{lmax} e del C_{li} si entra nel grafico e si cerca di valutare qual è il profilo migliore da utilizzare:

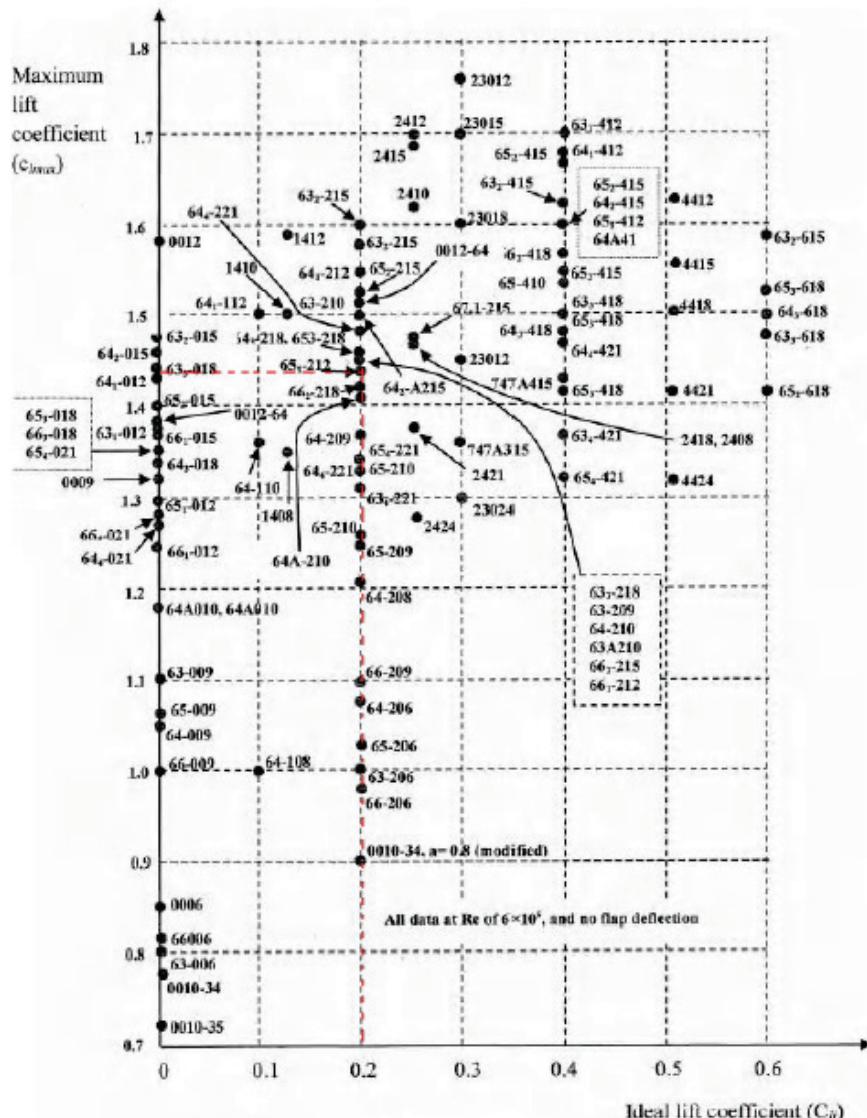


Fig. 60

Dal grafico andando, per i valori che abbiamo il profilo più vicino è il 65,1212:

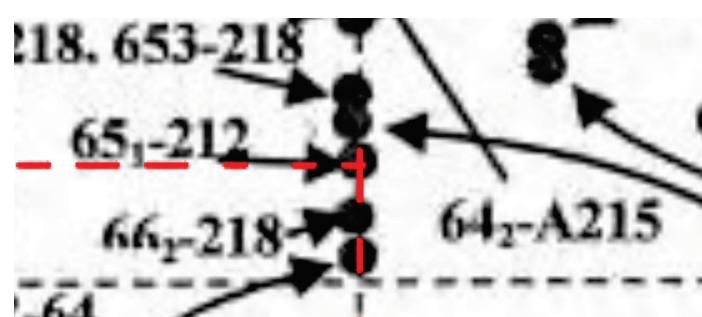


Fig. 61

III.5 Problema D

Supponiamo di avere differenti ali di superficie S, aspect ratio AR, profilo NACA 63-415 in moto livellato non accelerato a sea level:

- $S=28 \text{ m}^2$
- $\text{AR} = 3:1:10$
- $M=3000 \text{ kg}$
- $V_\infty = 36 \text{ m/s}$

L'analisi è stata svolta con l'ausilio del software AVL. L'unica differenza tra le varie ali è l'AR. Si è fissato inizialmente un valore del rapporto di rastremazione pari a 0.15. Il tutto è stato formalizzato all'interno di un codice MATLAB che, richiamando l'eseguibile avl.exe, ha permesso di automatizzare l'analisi.

Come primo step si è valutato il CL a cui operano le ali:

$$C_L = \frac{2W}{\rho_\infty V_\infty^2 S_{ref}} = 1.32$$

Questo valore del Cl è stato inserito all'interno di avl.exe come parametro. Sono stati calcolati tutti i valori di nostro interesse della geometria come la corda alla radice la corda al tip e la corda media aerodinamica, quest'ultimo parametro da inserire all'interno del file .avl insieme alla Sref.

Corda media aerodinamica	$\bar{c} = \frac{2}{3} \left(\frac{\lambda^2 + \lambda + 1}{\lambda + 1} \right) c_r$
---------------------------------	--

Corda alla radice	$c_r = \frac{2 S_{ref}}{(1 + \lambda) b}$
--------------------------	---

Allungamento alare	$b = \sqrt{AR S_{ref}}$
---------------------------	-------------------------

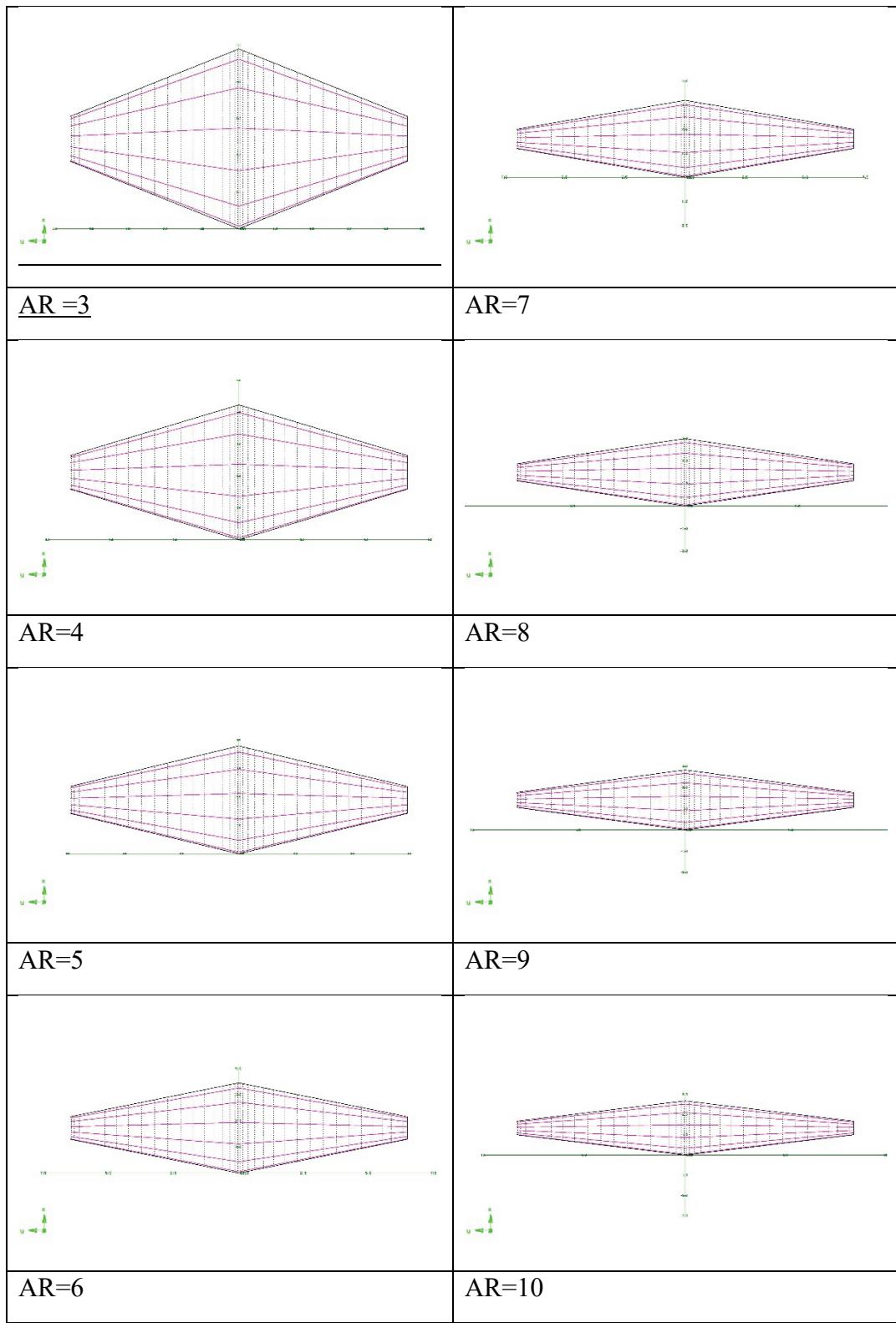
Corda al tip	$c_{tip} = \lambda c_r$
---------------------	-------------------------

Coordinata c.a

$$X_{ac} = \frac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)} \tan(\Delta_{LE}) + \frac{\bar{C}}{4}$$

$$Y_{ac} = \frac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}$$

Fig. 62



Questo è il risultato che si è ottenuto. Dopo aver creato la geometria sempre attraverso lo stesso script si è creato un file com.txt con all'interno i comandi da dare ad avl per eseguire le analisi ed estrapolato i grafici di noi interesse, ovvero:

- i grafici della distribuzione di portanza per unità di apertura,
- i grafici della distribuzione del carico di portanza,
- angolo d'attacco indotto
- coefficiente di momento
- coefficiente di resistenza indotta

Tutti questi al variare dell'AR:

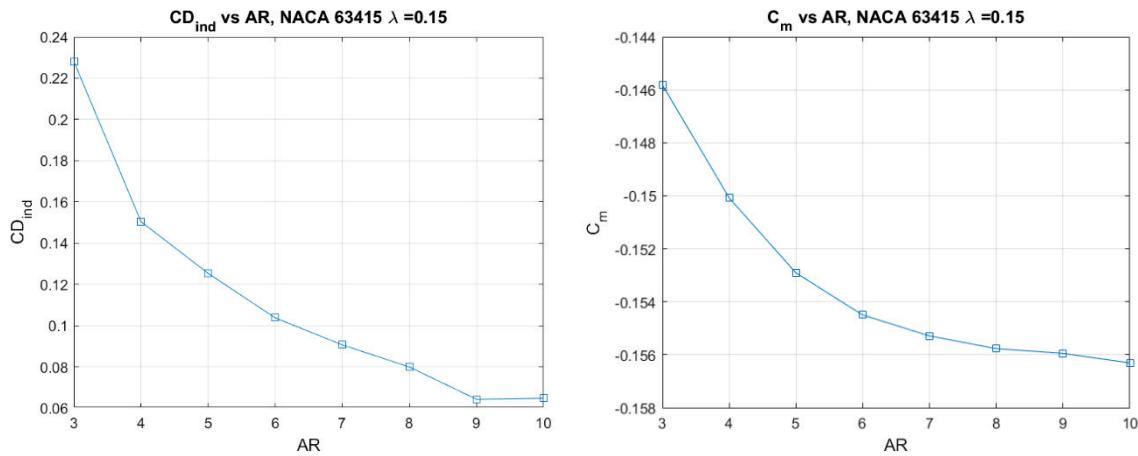


Fig. 63

Come possiamo notare il coefficiente di resistenza indotta diminuisce all'aumentare dell'aspect ratio, questo lo si spiega semplicemente guardando la relazione del CD_i e vedendo la relazione che c'è con l'AR:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (1.17)$$

Mentre per quanto riguarda il momento vediamo che questo diminuisce per via del fatto che aumentando l'AR cambia anche la corda media aerodinamica dell'ala e di conseguenza anche il coefficiente di momento di beccheggio:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho_\infty S_{ref} V_\infty^2 C} \quad (1.18)$$

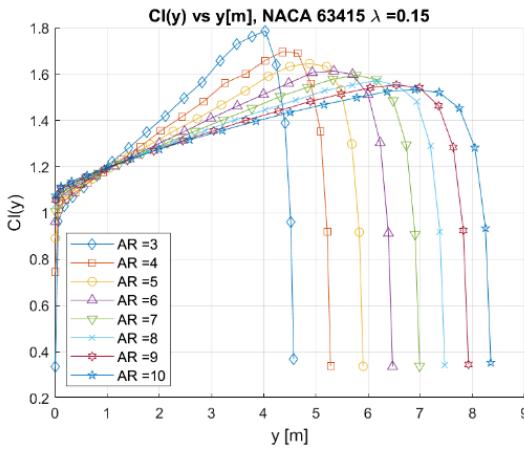


Fig. 64

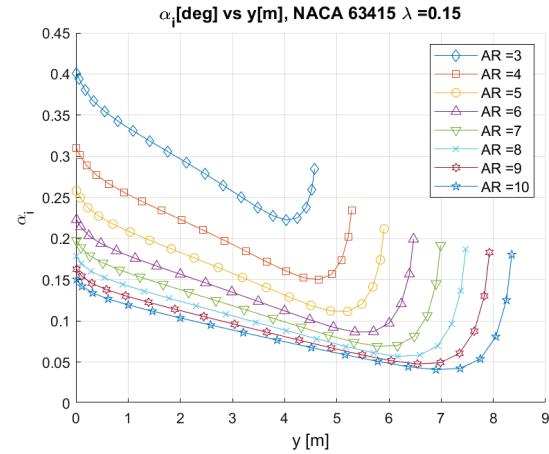


Fig. 65

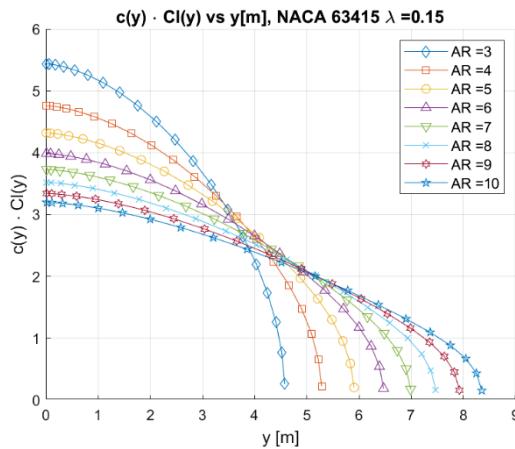


Fig. 66

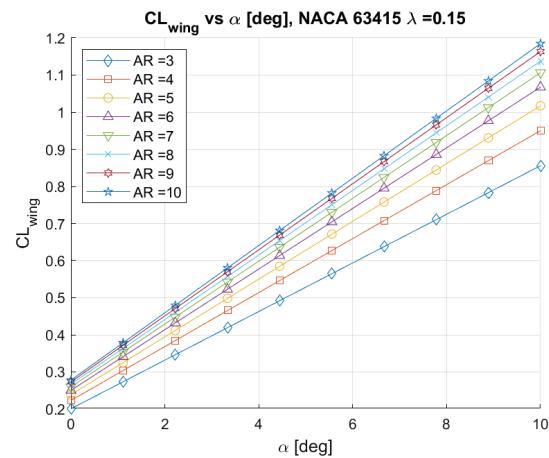


Fig. 67

- Dalla Fig.64 notiamo come il lobo della distribuzione di portanza si sposti di più verso il tip dell'ala all'aumentare dell'allungamento alare. Questo come vedremo può essere un problema per quanto riguarda il problema dello stallo all'estremità dell'ala.
- Dalla Fig.66 notiamo come la distribuzione del carico di portanza si sposti da una posizione vicino alla radice dell'ala per bassi AR, ad una più baricentrata verso il tip, quindi dal punto di vista strutturale più gravosa in quanto aumenta il momento flettente alla radice dell'ala.
- Dalla Fig.65 notiamo invece come l'aumento dell'AR porti ad una diminuzione dell'angolo d'attacco indotto. Questo lo si spiega prendendo in considerazione la relazione che lega l'angolo d'attacco indotto con l'allungamento alare:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A Re} \quad (1.19)$$

Infine, notiamo come spostandoci verso il tip, l'ala veda un angolo d'attacco indotto sempre più piccolo, fino a raggiungere un minimo che corrisponde alla sezione in cui abbiamo il coefficiente di portanza massimo. Questo perché riducendo l'angolo d'attacco indotto, abbiamo che l'angolo d'attacco effettivo, dato dalla differenza tra l'angolo d'attacco geometrico e quello indotto, diventa maggiore e di conseguenza lo sarà anche la portanza associata a quella sezione.

- Infine, notiamo dalla Fig.67 l'andamento del coefficiente di portanza dell'ala rispetto all'angolo d'attacco e notiamo come la pendenza della retta di portanza aumenti sempre di più all'aumentare dell'AR. Infatti, se immaginiamo di tendere all'infinito l'AR, avremmo che questa pendenza tenderebbe asintoticamente a quella del profilo che abbiamo montato, ovvero il NACA 63415. L'andamento del coefficiente di portanza è stato valutato con la relazione:

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi A Re}} \quad (1.20)$$

Insieme a questa:

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha_{eff} - \alpha_{zl}) \quad (1.21)$$

Dove α_{eff} è l'angolo d'attacco effettivo, ovvero l'angolo d'attacco geometrico meno l'angolo d'attacco indotto.

Mentre α_{zl} è l'angolo d'attacco a portanza nulla del profilo NACA 63415 ovvero:

$$\alpha_{zl} = -1.5 \text{ deg}$$

III.5.1 Sentiero di stallo

Il problema chiede di valutare il sentiero di stallo per le ali analizzate in precedenza. Quando parliamo di sentiero di stallo non possiamo non tenere conto dell'effetto del Reynolds locale:

$$Re_{loc} = \frac{\rho V c(y)}{\mu} \quad (1.22)$$

Si è valutato il Reynolds locale in prossimità del root e del tip di ciascuna delle 8 ali che si sono analizzate. I due valori del Reynolds locale poi sono stati inseriti in xFoil e si è valutato il Cl massimo in ciascuna delle due sezioni, al root e al tip, l'unione di questi due valori del Cl ci dà la retta del Cl massimo. Il passo successivo è stato diagrammare la retta del Cl massimo insieme a quella del coefficiente di portanza per unità di apertura alare, per la valutazione di quello che è il sentiero di stallo di ciascuna ala. A seguire i grafici del sentiero di stallo in merito ad un'ala con rapporto di rastremazione $\lambda = 0.15$.

Dai grafici che seguono possiamo notare come l'AR influisca molto sul sentiero di stallo, con un'ampiezza dell'area stallata che aumenta all'aumentare dell'AR. Questo lo si spiega perché all'aumentare dell'AR diminuiscono le sezioni al tip e al root (visto che stiamo considerando ali a parità di superficie) e di conseguenza il Reynolds locale nelle due sezioni. Diminuendo il Re locale, diminuisce anche il Cl massimo di ciascuna sezione, e quindi si abbassa la retta che delimita quello che è il sentiero di stallo dell'ala:

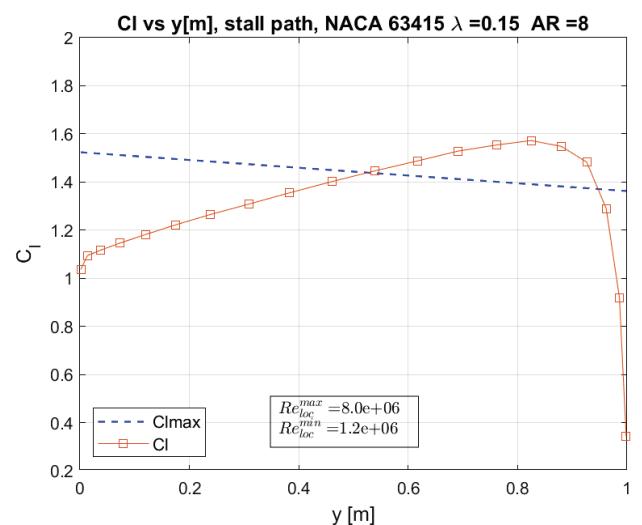
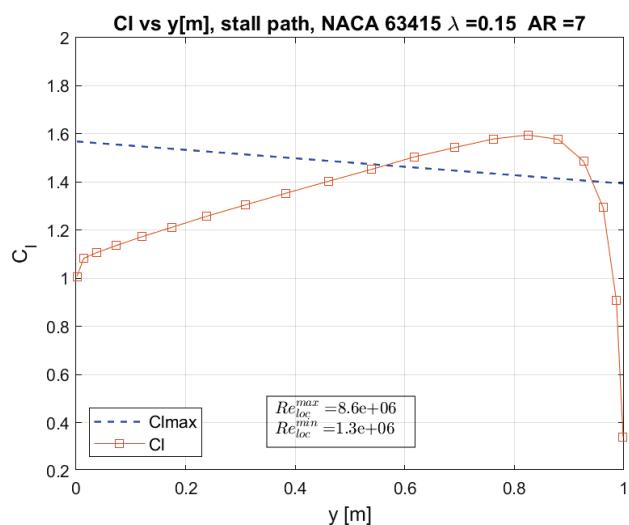
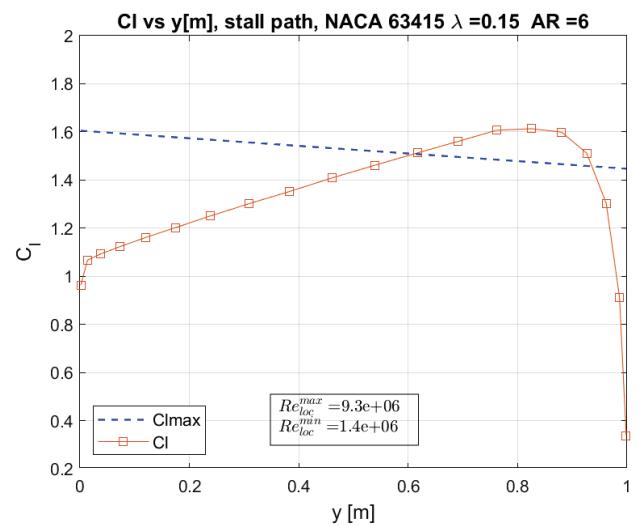
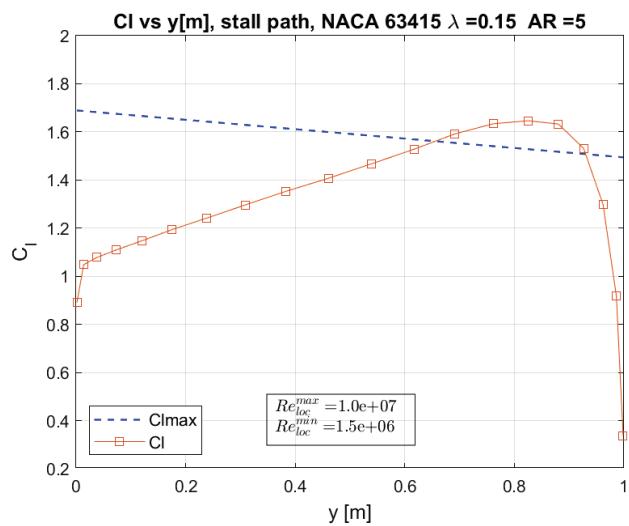
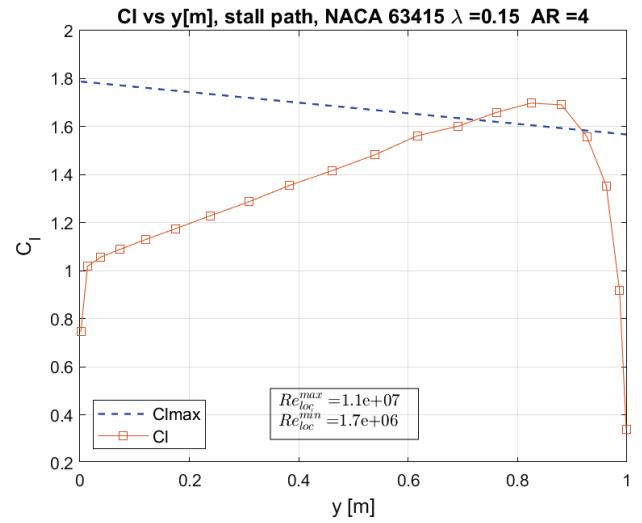
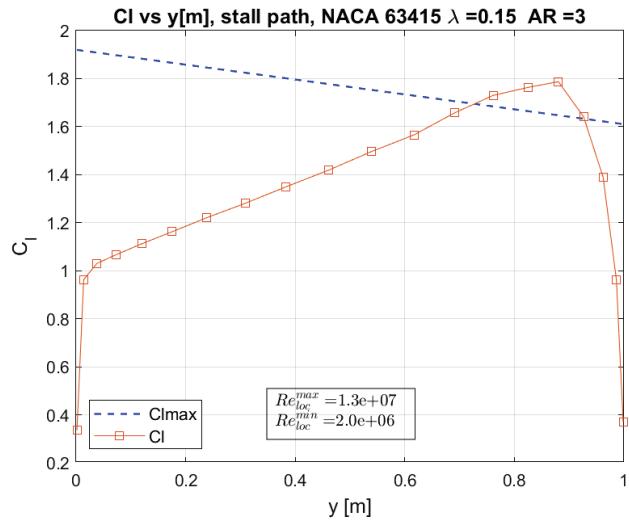


Fig. 68

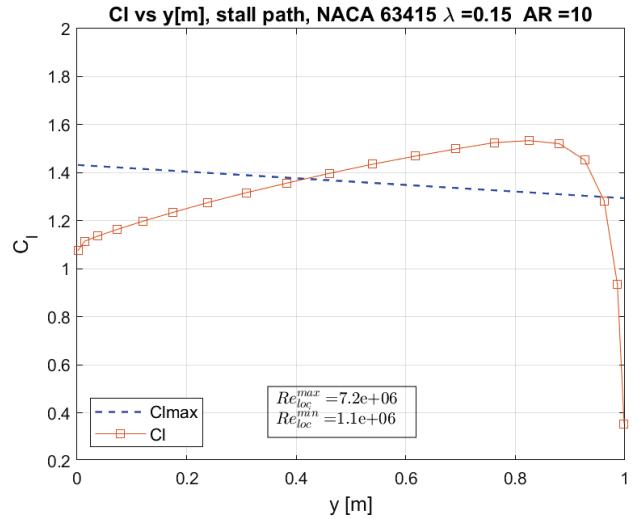
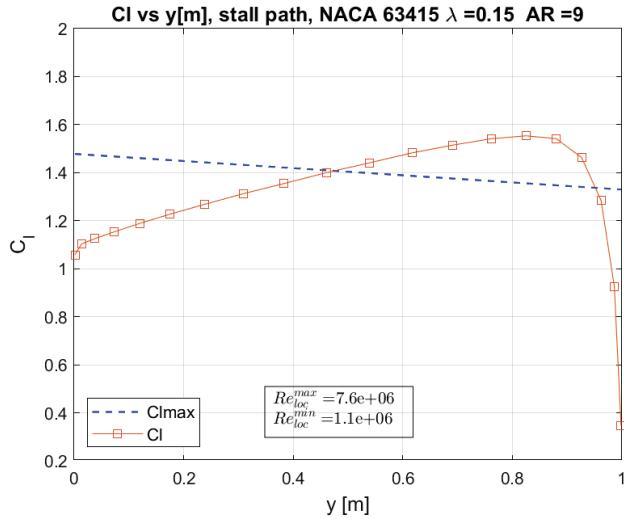


Fig. 69

Vediamo invece qual è l'effetto della rastremazione sul sentiero di stallo, nelle figure a seguire noteremo che l'area stallata, a parità di AR, diminuisce all'aumentare del rapporto di rastremazione.

In questo modo si sposta l'area stallata dagli alettoni ad una più interna all'ala. Lo stallo degli alettoni può essere molto pericoloso in quanto potrebbe insorgere il problema dell'instabilità a rollio e del pitch up. Quindi lavorare sulla rastremazione può essere considerata come una possibile azione correttiva, statisticamente quella più diffusa tra i designer insieme allo svergolamento geometrico o aerodinamico che vedremo tra poco, da fare alla nostra ala al fine di evitare l'insorgenza dei problemi sopra elencati.

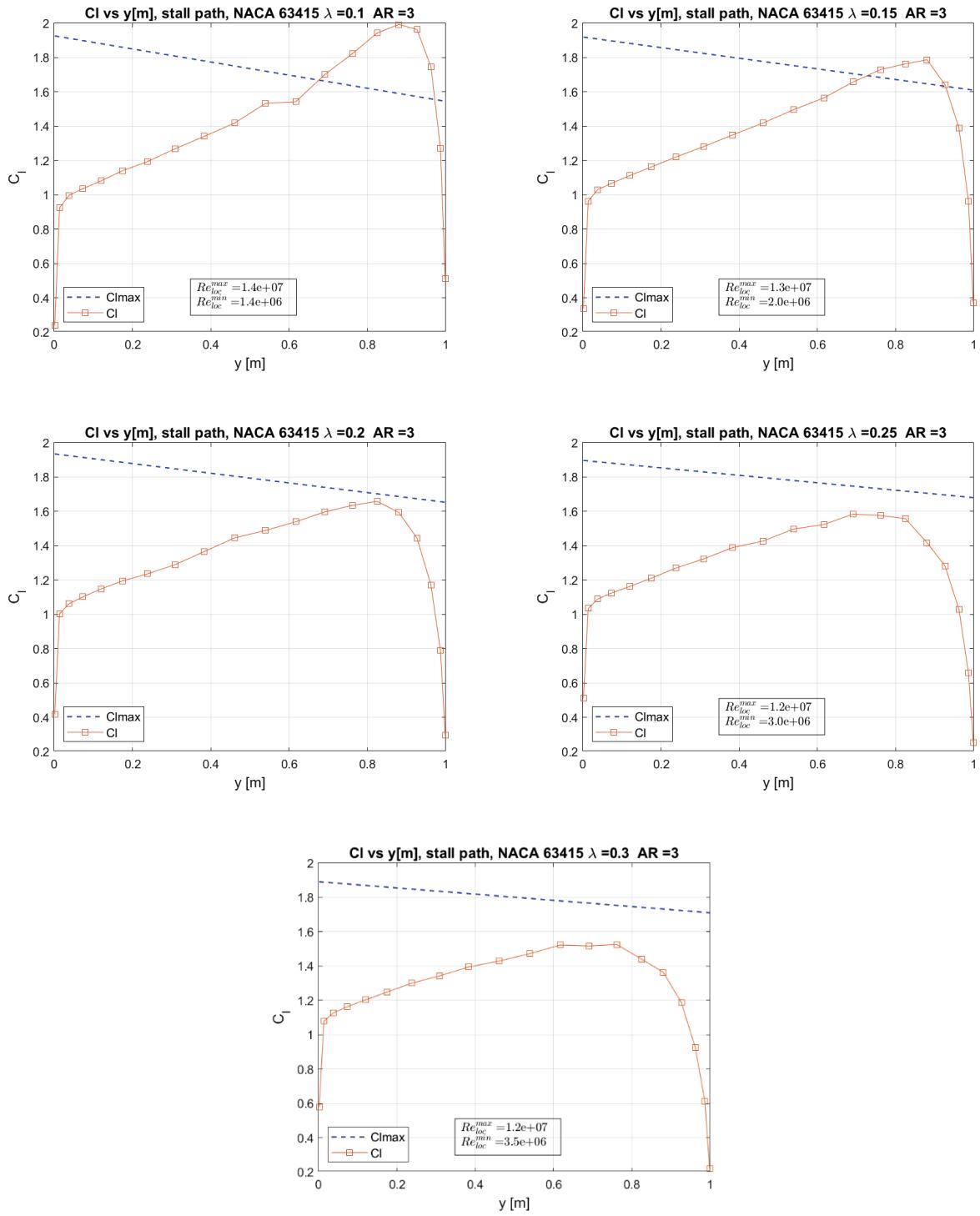


Fig. 70

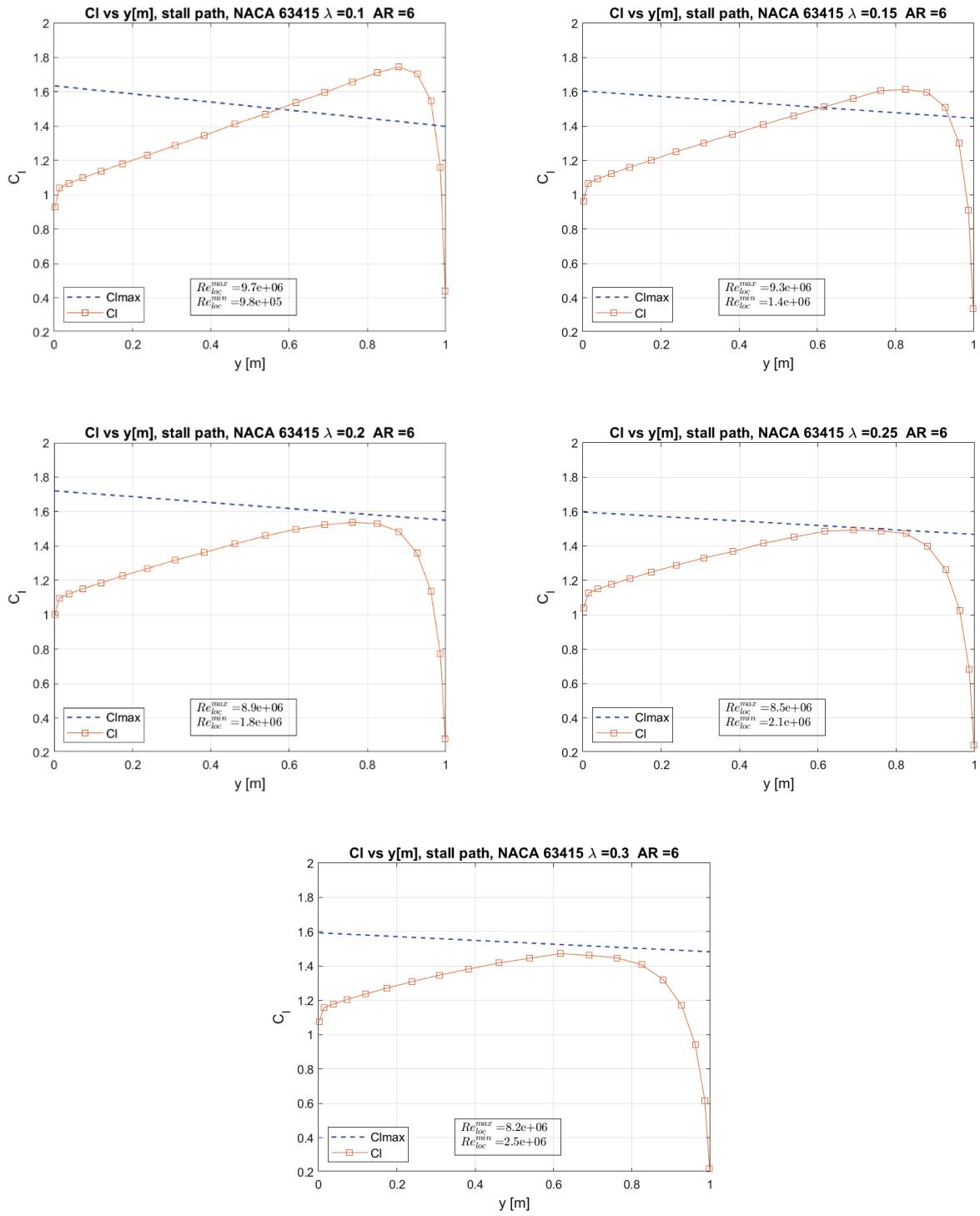


Fig. 71

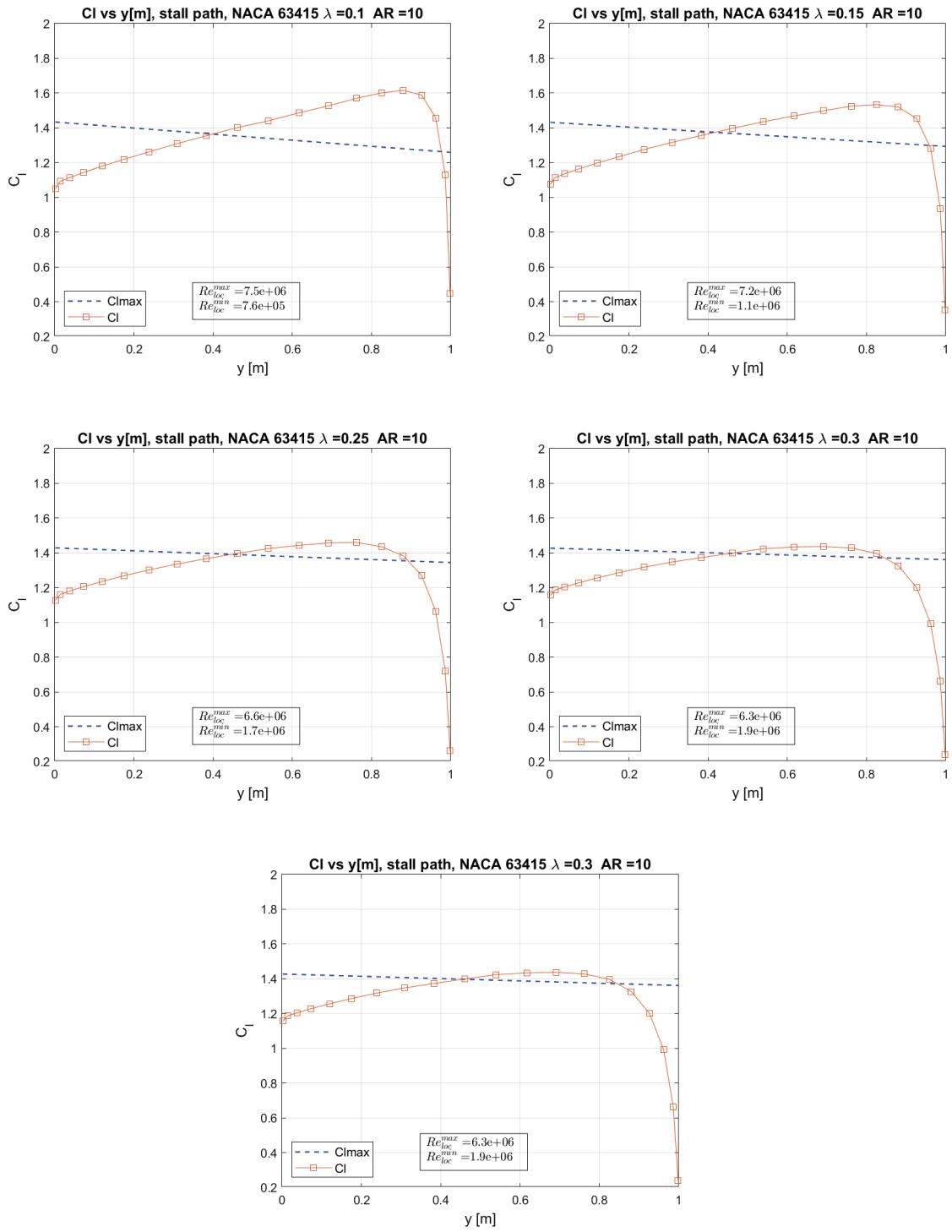


Fig. 72

III.5.2 Script MATLAB utilizzato

Lo script per funzionare necessita che all'interno della stessa cartella siano presenti i seguenti file:

- trapezia_ref.avl: file modello per la sostituzione delle variabili da inserire in avl
- na63415.txt: file contenente le coordinate del profilo usato
- avl.exe; file eseguibile di AVL v3.36
- xfoil.exe; file eseguibile di xFoil v6.99

```
clear all
fclose('all')
Vinf=36 %Velocità [m s-1]
W=3000 %Peso velivolo in [kg]
Sref=28; %Superficie di riferimento [m 2]
rho=1.2250 %densità atmosferica sea level [kg m-3]
mi0 = 1.7894*10^-5; %Viscosità dinamica sea level Pa*s
CL=(2*W*9.81)/(Vinf^2*Sref*rho) %CL di progetto
lambda=0.15; %Rapporto di rastremazione
alpha_zl=-3.0669; %Alfa zero lift airfoil 63415 (Abbot) [deg -1]
alpha=linspace(0,10,10)
cl_a0=0.1094; %Pendenza curva coeff. di portanza airfoil 63415 (Abbot)
[deg -1]
col={'-d','-s','-o','-^','-v','-x','-h','-p'};

for AR=3:1:10
    ARs=num2str(AR);
    B=sqrt(AR*Sref);
    B_AR(AR-2)=B;
    Cr=2*Sref/((1+lambda)*B);
    Ct=lambda*Cr;
    Chords(AR-2,1)=AR;
    Chords(AR-2,2)=Cr;
    Chords(AR-2,3)=Ct;
    mac=(2/3)*Cr*((1+lambda+lambda^2)/(1+lambda));
    Xle=(Cr-Ct)/2;
    Yle=B/2;

    %Coordinate c.a
    Xref=((B*(1+2*lambda))/(6*(1+lambda)))*(Xle/B)+mac/4;
    Yref=((B*(1+2*lambda))/(6*(1+lambda)));

    %Conversione variabili numeriche in stringhe
    B_ref=num2str(B,4);
    C_ref=num2str(mac,4);
    X_le=num2str(Xle,4);
    Y_le=num2str(Yle,4);
```

```

C_r=num2str(Cr,4);
C_t=num2str(Ct,4);
X_ref=num2str(Xref,4);
Y_ref=num2str(Yref,4);

%Apertura file di riferimento .avl per la sostituzione delle variabili
fid0=fopen('trapezia_ref.avl','rt');
reference=fread(fid0);
reference=char(reference');
fclose(fid0);
reference=replace(reference, {'ALATRAPEZIA','B_ref', 'C_ref',
'X_le','Y_le','C_r','C_t','X_ref','Y_ref'}, {strcat('ALA TRAPEZIA
AR=',ARs),B_ref, C_ref, X_le,Y_le, C_r, C_t,X_ref,Y_ref});
%Sostituisco variabili nel file di testo vuoto e scrivo il file da dare
%ad avl
fid1=fopen(strcat('Ala_AR',ARs,'.avl'),'wt');
fwrite(fid1,reference);
fclose('all');

fid=fopen('comAR.txt','wt');
fprintf(fid,'%s \n','load', strcat('Ala_AR',ARs,'.avl'));
fprintf(fid,'%s \n', 'oper' );
fprintf(fid,'%s \n', 'a' );
fprintf(fid,'%s \n',[ 'c ' num2str(CL,4)]);
fprintf(fid,'%s \n','x');
fprintf(fid,'%s \n','o');
fprintf(fid,'%s \n','p t t t t');
fprintf(fid,'%s \n','d t');
fprintf(fid,'%s \n','r');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','w');
fprintf(fid,'%s \n',strcat('Dati_Ala_AR',ARs,'.avl'));
fprintf(fid,'%s \n','g');
fprintf(fid,'%s \n','v');
fprintf(fid,'%s \n','0 90');
fprintf(fid,'%s \n','h');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','plop');
fprintf(fid,'%s \n','I T');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','QUIT');
fclose('all');
[status,result]=system('avl.exe<comAR.txt');
system("rename " + " " + "plot.ps" + " " + strcat('Graf',ARs,'.ps') + "
");
%Prendo dal file di testo dati che mi servono
fid=fopen(strcat('Dati_Ala_AR',ARs,'.avl'));
scan1=textscan(fid, '%f %f %f
%F', 'HeaderLines',68);
chord(:,AR-2)=(scan1{3});

```

```

Y(:,AR-2)=(scan1{2});
Cl(:,AR-2)=(scan1{8});
c_cl(:,AR-2)=(scan1{5});
ai(:,AR-2)=(scan1{6});
frewind(fid);
scan1=textscan(fid, '%q %q %f %q %q %f %q %q %f',1,'HeaderLines',15);
alpha_op(:,AR-2)=(scan1{3});
frewind(fid);
scan1=textscan(fid, '%q %q %f %q %q %f',1,'HeaderLines',20);
Cm(AR-2,2)=(scan1{6});
Cm(AR-2,1)=AR;
frewind(fid);
scan=textscan(fid, '%q %q %f %q %q %f',1,'HeaderLines',25);
CDind(AR-2,2)=(scan{6});
CDind(AR-2,1)=AR;
frewind(fid);
scan=textscan(fid, '%q %q %f %q %q %f',1,'HeaderLines',27);
oswald(AR-2)=(scan{6});
frewind(fid);

fclose('all');

```

$$CL_\alpha = \frac{Cl_\alpha}{1 + \frac{Cl_\alpha}{\pi A Re}}$$

```

%Valuto CLalfa complessivo del velivolo a partire dal Clalfa
dell'airfoil
CLa(AR-2)=cl_a0/(1+cl_a0*57.3/(pi*AR*oswald(AR-2)));
%Valuto CL dell'ala
CL_wing(:,AR-2)=CLa(AR-2)*(alpha-alpha_zl);
%
figure(1);
if (AR-2)==1
    hold on;
end
plot(Y(:,AR-2),Cl(:,AR-2),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =' ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(Cl(:,AR-2)));
titolo=['Cl(y) vs y[m], NACA 63415 \lambda =',num2str(lambda)];
legend('Location','southwest','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel ('y [m]', 'FontSize',12,'Interpreter','tex'), ylabel('Cl(y)', 'FontSize',12);

figure(2)
if (AR-2)==1
    hold on;
end
plot(Y(:,AR-2),c_cl(:,AR-2),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =' ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(c_cl(:,AR-2)));

```

```

titolo=['c(y) \cdot Cl(y) vs y[m]', NACA 63415 \lambda
= ,num2str(lambda)];
legend('Location','northeast','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel ('y
[m]', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex'), ylabel('c(y) \cdot
Cl(y)', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex');
figure(3)
if (AR-2)==1
    hold on;
end
plot(Y(:,AR-2),ai(:,AR-2),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =
ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(ai(:,AR-2)));
titolo=['\alpha_{i}[deg] vs y[m]', NACA 63415 \lambda
= ,num2str(lambda)];
legend('Location','northeast','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel ('y
[m]', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex'),
ylabel('\alpha_{i}', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex');

figure(4)
if (AR-2)==1
    hold on;
end
plot(alpha,CL_wing(:,AR-2),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =
ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(CL_wing(:,AR-2)));
titolo=['CL_{wing} vs \alpha [deg]', NACA 63415 \lambda
= ,num2str(lambda)];
legend('Location','northwest','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel ('\alpha
[deg]', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex'),
ylabel('CL_{wing}', 'FontSize',12, 'Interpreter','tex');
end
figure(1)
grid on
saveas.figure(1), strcat('img_cl_vs_y', '.bmp'));
figure(2)
grid on
saveas.figure(2), strcat('img_c_cl_vs_y', '.bmp'));
figure(3)
grid on
saveas.figure(3), strcat('img_alfa_i_vs_y', '.bmp'));
figure(4)
grid on
hold off
saveas.figure(4), strcat('img_alfa_vs_CL', '.bmp'));

figure(5);
plot(CDind(:,1),CDind(:,2), '-s', 'MarkerIndices',1:1:length(CDind(:,1)));
grid on
titolo=['CD_{ind} vs AR, NACA 63415 \lambda = ',num2str(lambda)];

```

```

title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex');
xlabel ('AR','FontSize',12,'Interpreter','tex');
ylabel('CD_{ind}', 'FontSize',12,'Interpreter','tex');
saveas(figure(5),strcat('img_ar_vs_cdind','.bmp'));

figure(6);
plot(Cm(:,1),Cm(:,2), '-s', 'MarkerIndices',1:1:length(CDind(:,1)));
grid on
titolo=['C_{m} vs AR, NACA 63415 \lambda =',num2str(lambda)];
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex');
xlabel ('AR','FontSize',12,'Interpreter','tex');
ylabel('C_{m}', 'FontSize',12,'Interpreter','tex');
saveas(figure(6),strcat('img_ar_vs_cm','.bmp'));

```

Sentiero di stallo

Per valutare il sentiero di stallo prendiamo valutiamo il $Re_{loc} = \frac{\rho V_\infty c(y)}{\mu}$ alla stazione al root e al tip, questo per ogni valore di AR e lo inseriamo all'interno di xfoil

```

for AR=3:1:10
    ARs=num2str(AR);
    %Reynolds in corrispondenza del root
    %    max_Re_L=(rho.*Vinf.*max(chord(:,AR-2))./(mi0))
    max_Re_L=(rho.*Vinf.*Chords(AR-2,2)./(mi0));
    %Reynolds in corrispondenza del tip
    %    min_Re_L=(rho.*Vinf.*min(chord(:,AR-2))./(mi0))
    min_Re_L=(rho.*Vinf.*Chords(AR-2,3))./(mi0);
    st_max_Re_L=num2str(max_Re_L);
    st_min_Re_L=num2str(min_Re_L);
    %Angolo d'attacco dell'ala
    st_alpha_op=num2str(alpha_op(AR-2))
    %Scrivo in file di testo comandi per valutare clmax al root e al tip
    %con xfoil
    range_alpha=['aseq' ' ' '0' ' ' st_alpha_op ' ' '0.5']
    FID=fopen('comx.txt','wt');
    fprintf(FID,'%s \n', 'load na63415.txt');
    fprintf(FID,'%s \n', 'oper');
    fprintf(FID,'%s \n', 'iter');
    fprintf(FID,'%s \n', '300');
    fprintf(FID,'%s \n', 'v');
    fprintf(FID,'%s \n', st_max_Re_L);
    fprintf(FID,'%s \n', 'pacc');
    fprintf(FID,'%s \n', strcat('REmax_naca63415AR',ARs,'.txt'));
    fprintf(FID,'\n');
    fprintf(FID,'%s \n',range_alpha);
    fprintf(FID,'%s \n', 'pacc');

```

```

fprintf(FID,'%s \n','re');
fprintf(FID,'%s \n',st_min_Re_L);
fprintf(FID,'%s \n','pacc');
fprintf(FID,'%s \n',strcat('REmin_naca63415AR',ARs,'.txt')));
fprintf(FID,'\n');
fprintf(FID,'%s \n',range_alpha);
fprintf(FID,'%s \n','pacc');
fprintf(FID,'\n');
fprintf(FID,'%s \n','QUIT');

%Avvio xfoil
[status,result]=system('xfoil.exe<comx.txt');
%Apro i dati e trovo il max Cl del profilo in corrispondenza del
%reynolds locale al root
fid6=fopen(strcat('REmax_naca63415AR',ARs,'.txt'),'rt');
st_Cl_xfoil=textscan(fid6,'%f %f %f %f %f %f %f','HeaderLines',12);
fclose(fid6)
%Metto Clmax in un array
Cl_AR(AR-2,1)=AR;
Cl_AR(AR-2,2)=max((st_Cl_xfoil{2}));
%Apro i dati e trovo il max Cl del profilo in corrispondenza del
%reynolds locale al tip
fid6=fopen(strcat('REmin_naca63415AR',ARs,'.txt'),'rt');
st_Cl_xfoil=textscan(fid6,'%f %f %f %f %f %f','HeaderLines',12);
Cl_AR(AR-2,3)=max((st_Cl_xfoil{2}));
%Grafico
Y_max=max(Y(:,AR-2));
Y_min=min(Y(:,AR-2));

figure(AR+4)
plot([Y_min/(B_AR(AR-2)/2) Y_max/(B_AR(AR-2)/2)], [Cl_AR(AR-2,2)
Cl_AR(AR-2,3)], '--', 'Color', 'b', 'LineWidth', 1, 'DisplayName', ['Clmax'])
hold on
ylim([0.2 2])
plot(Y(:,AR-2)/(B_AR(AR-2)/2), Cl(:,AR-2), '-.
s', 'DisplayName', 'Cl', 'MarkerIndices', 1:1:length(Cl(:,AR-2)));

titolo=['Cl vs y[m], stall path, NACA 63415 \lambda
=', num2str(lambda), ' ', 'AR =', ARs];
legend('Location', 'southwest', 'FontSize', 10);
title(titolo, 'FontSize', 12, 'Interpreter', 'tex');
xlabel ('y [m]', 'FontSize', 12, 'Interpreter', 'tex'),
ylabel('C_l', 'FontSize', 12, 'Interpreter', 'tex');

str={strcat('$$Re_{loc}^{max}=$$', num2str(max_Re_L, '%.1e')), strcat('$$Re_{loc}^{min}=$$', num2str(min_Re_L, '%.1e'))}
annotation('textbox', [0.4 0.1 0.1
0.15], 'interpreter', 'latex', 'String', str, 'FitBoxToText', 'on');
hold off

```

```
grid on
saveas(figure(AR+4),strcat('img_stall_AR',ARs,'.bmp'));
fclose('all');
end
```

III.5.3 Soluzione correttiva allo stallo d'estremità: lo svergolamento

Una possibile azione correttiva al problema dello stallo all'estremità come abbiamo accennato è lo svergolamento sia geometrico che aerodinamico. Per uno svergolamento geometrico si è considerato un twist geometrico (un wash-out quindi verso il basso, segno negativo) di due angoli, -5 e -10 deg, e uno svergolamento aerodinamico con l'utilizzo di un profilo al tip NACA 0012. Notiamo come a parità di rapporto di rastremazione e allungamento alare l'effetto dello svergolamento sia geometrico che aerodinamico risulti notevole con una rimozione dell'area stallata in corrispondenza dell'ala con twist geometrico di -10 deg:

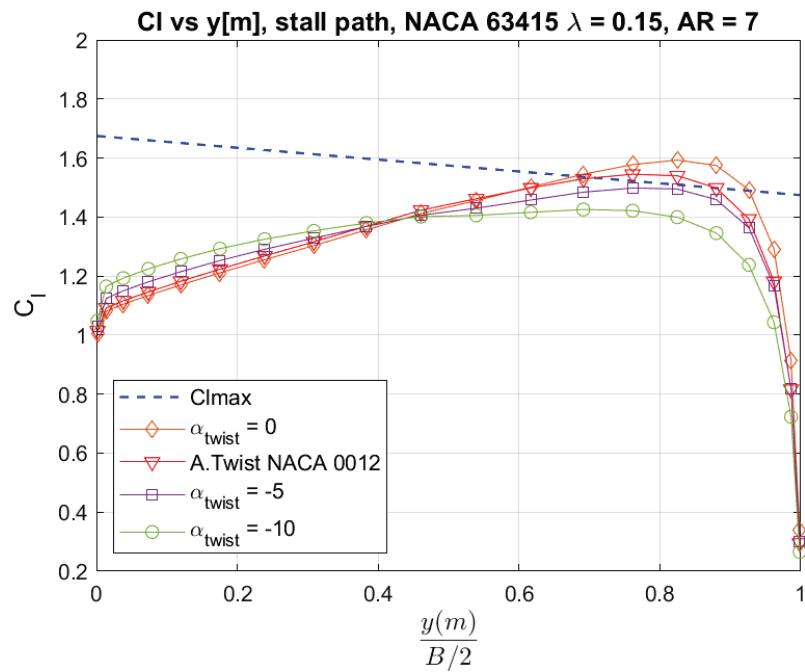


Fig. 73

III.5.4 Grafici $f(\delta, e), f(\delta, \lambda)$

A questo punto attraverso uno script MATLAB si è valutato l'andamento di $f(\delta, e), f(\delta, \lambda)$, tutto in funzione dell'AR. La relazione che lega δ con il fattore di Osvald è la seguente:

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (1.23)$$

Mentre:

$$\delta = \sum_2^N n \left(\frac{A_N}{A_1} \right)^2 \quad (1.24)$$

Dove N rappresenta il numero di suddivisioni dell'ala, mentre A_N e A_1 sono i coefficienti della serie di Fourier valutati con la 1.13, per $\delta = 0$ abbiamo una distribuzione della portanza di tipo ellittica.

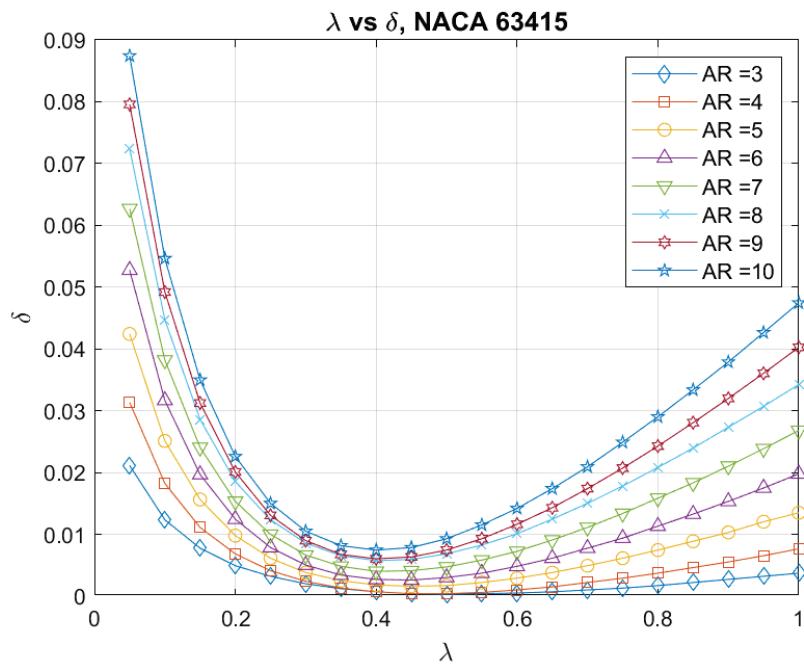


Fig. 74

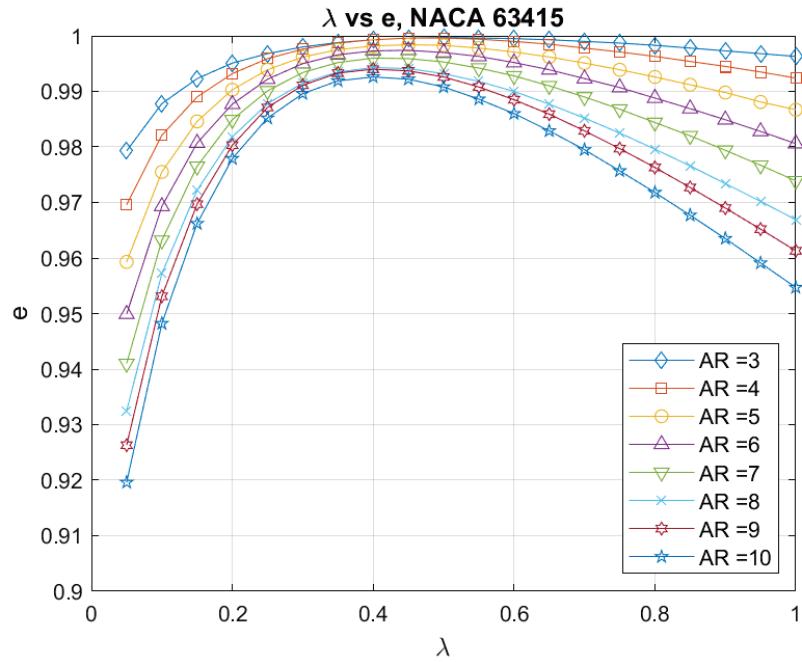


Fig. 75

Notiamo come i valori minori di δ si raggiungano in prossimità di valori di λ nell'intorno di 0.35 e con valori di AR maggiori possibile.

III.5.5 Script MATLAB utilizzato

Problema D, $f(\lambda, e)$, $f(\lambda, \delta)$

Lo script per funzionare necessita che all'interno della stessa cartella siano presenti i seguenti file:

- trapezia_ref.avl: file modello per la sostituzione delle variabili da inserire in avl
- na63415.txt: file contenente le coordinate del profilo usato
- avl.exe; file eseguibile di AVL v3.36
- xfoil.exe; file eseguibile di xFoil v6.99

```
clear all
fclose('all')
Vinf=36 %Velocità [m s-1]
W=3000 %Peso velivolo in [kg]
Sref=28; %Superficie di riferimento [m 2]
rho=1.2250 %densità atmosferica sea level [kg m-3]
mi0 = 1.7894*10^-5; %Viscosità dinamica sea level Pa*s
CL=(2*W*9.81)/(Vinf^2*Sref*rho) %CL di progetto
lambda=0.1 %Rapporto di rastremazione
```

```

alpha_zl=-3.0669; %Alfa zero lift airfoil 63415 (Abbot) [deg -1]
alpha=linspace(0,10,10);
cl_a0=0.1094; %Pendenza curva coeff. di portanza airfoil 63415 (Abbot)
[deg -1]
col={'-d','-s','-o','-^','-v','-x','-h','-p'};
vlambda=1*0.05:1*0.05:20*0.05;
for AR=3:1:10
    ARs=num2str(AR)
    B=sqrt(AR*Sref);
    for i=1:1:20 %Rapporto di rastremazione

        % B_AR(AR-2,i)=B;
        lambda=i*0.05
        Cr=2*Sref/((1+lambda)*B);
        Ct=lambda*Cr;
        mac=(2/3)*Cr*((1+lambda+lambda^2)/(1+lambda));
        Xle=(Cr-Ct)/2;
        Yle=B/2;

        %Conversione variabili numeriche in stringhe
        B_ref=num2str(B,4);
        C_ref=num2str(mac,4);
        X_le=num2str(Xle,4);
        Y_le=num2str(Yle,4);
        C_r=num2str(Cr,4);
        C_t=num2str(Ct,4);

        %Apertura file di riferimento .avl per la sostituzione delle variabili
        fid0=fopen('trapezia_ref.avl','rt');
        reference=fread(fid0);
        reference=char(reference');
        fclose(fid0);
        reference=replace(reference, {'ALATRAPEZIA','B_ref', 'C_ref',
        'X_le','Y_le','C_r','C_t'}, {strcat('ALA TRAPEZIA AR=',ARs),B_ref, C_ref,
        X_le,Y_le, C_r, C_t});

        fid1=fopen(strcat('Ala_AR',ARs,'lambda',num2str(i),'.avl'),'wt');
        fwrite(fid1,reference);
        fclose('all');

        fid=fopen('comAR.txt','wt');
        fprintf(fid,'%s \n', 'load',
        strcat('Ala_AR',ARs,'lambda',num2str(i),'.avl'));
        fprintf(fid,'%s \n', 'oper' );
        fprintf(fid,'%s \n', 'a' );
        fprintf(fid,'%s \n',[ 'c ' num2str(CL,4)]);
        fprintf(fid,'%s \n', 'x');
        fprintf(fid,'%s \n', 'o');
        fprintf(fid,'%s \n', 'p t t t t');

```

```

fprintf(fid,'%s \n','d t');
fprintf(fid,'%s \n','r');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','w');
fprintf(fid,'%s
\n',strcat('Dati_Ala_AR',ARs,'lambda',num2str(i),'.txt'));
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','QUIT');
fclose('all');
[status,result]=system('avl.exe<comAR.txt');

fid=fopen(strcat('Dati_Ala_AR',ARs,'lambda',num2str(i),'.txt'));
scan=textscan(fid, '%q %q %f %q %q %f',1,'HeaderLines',27);
oswald(AR-2,i)=(scan{6});

```

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \rightarrow \delta = \frac{1}{e} - 1$$

```

delta(AR-2,i)=(1/oswald(AR-2,i))-1;
frewind(fid);
fclose('all');
end

figure(1);
plot(vlambda,oswald(AR-2,:),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =' 
ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(oswald(AR-2,:)));
hold on
titolo=['\lambda vs e, NACA 63415'];
legend('Location','southeast','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel
('lambda','FontSize',12,'Interpreter','tex'), ylabel('e','FontSize',12);
ylim([0.90 1.00]);

figure(2)
plot(vlambda,delta(AR-2,:),col{AR-2}, 'DisplayName',[ 'AR =' 
ARs], 'MarkerIndices',1:1:length(delta(AR-2,:)));
hold on
titolo=['\lambda vs \delta, NACA 63415'];
legend('Location','northeast','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter','tex'), xlabel
('lambda','FontSize',12,'Interpreter','tex'),
ylabel('delta','FontSize',12,'Interpreter','tex');

end
figure(1)
grid on
saveas(figure(1),strcat('lambda_e','.bmp'));

```

```
figure(2)
grid on
saveas(figure(2),strcat('lambda_delta','.bmp'));
```

III.6 Problema E

Nel problema E dobbiamo valutare la distribuzione di portanza per unità di apertura alare e il carico di portanza per unità di apertura alare per tre configurazioni di ali:

- Ala rettangolare, AR=6
- Ala rastremata, AR=6, $\lambda = 0.3$
- Ala ellittica

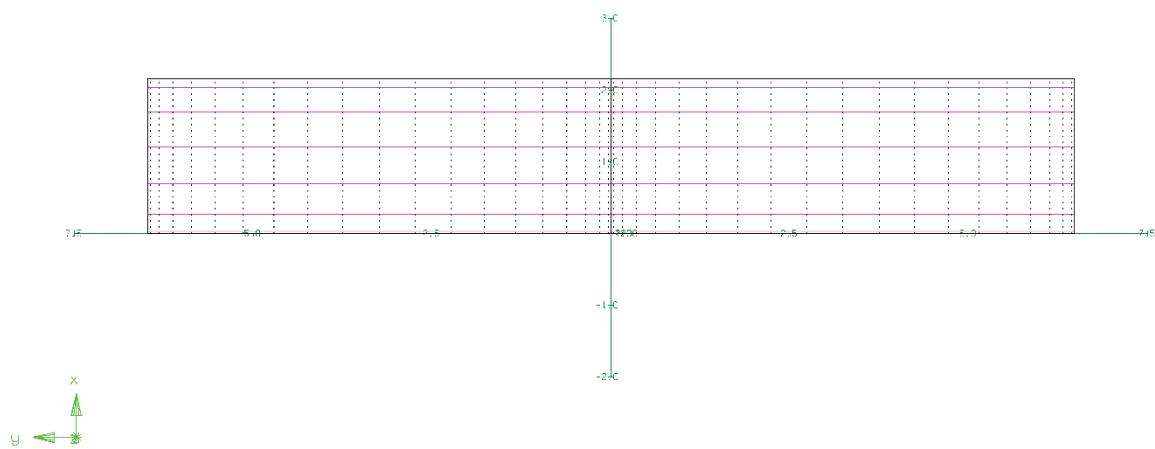


Fig. 76. Ala rettangolare

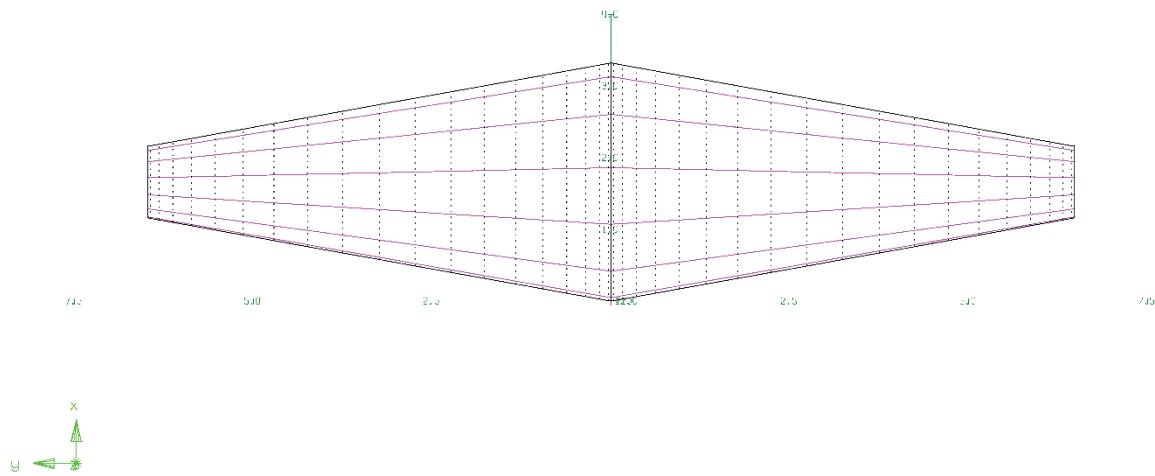


Fig. 77: Ala trapezia

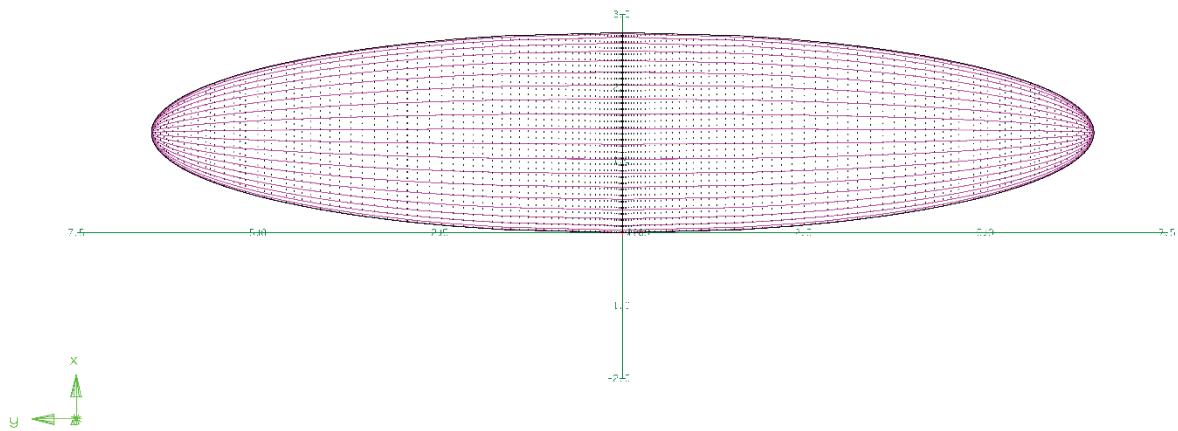


Fig. 78 Ala ellittica

Per la creazione dell'ala ellittica si è utilizzato uno script MATLAB che sostanzialmente aggiunge ad ogni iterazione del ciclo FOR una sezione al file .avl seguendo la legge di variazione della corda di tipo ellittica:

$$y = \frac{b}{2} \sqrt{1 - \frac{4x^2}{C_r^2}} \quad (1.25)$$

Mentre la C_r è stata calcolata in questo modo:

$$C_r = \frac{4b}{\pi AR} \quad (1.26)$$

Mentre per quanto riguarda la corda media aerodinamica:

$$\bar{C} = \frac{C_r \pi}{4} \quad (1.27)$$

A seguire i grafici ottenuti:

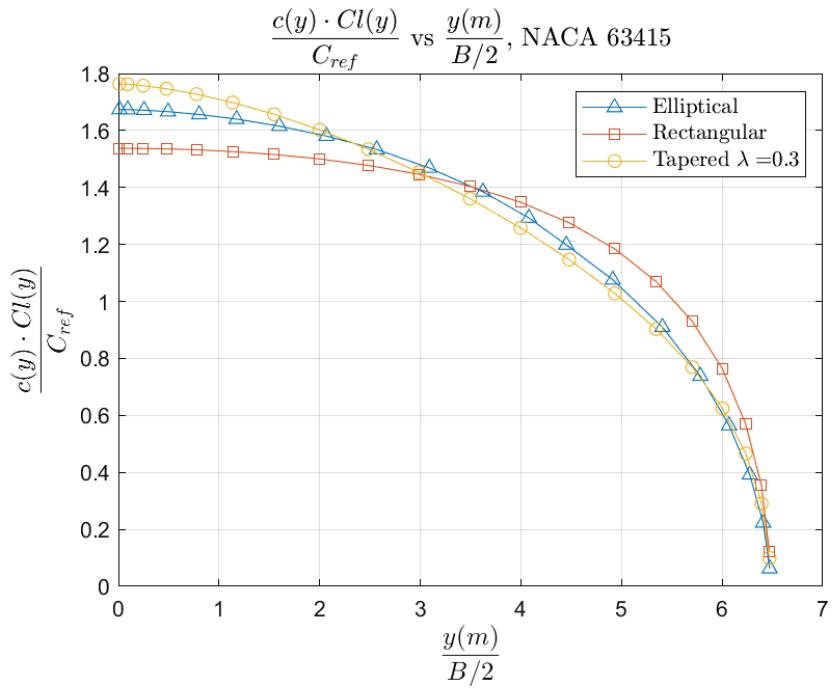


Fig. 79

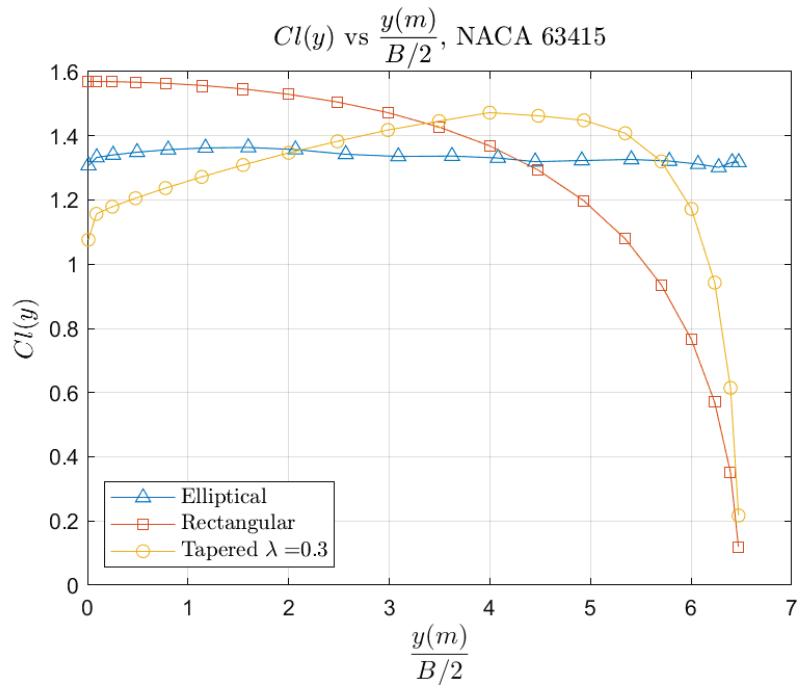


Fig. 80

Notiamo come la distribuzione del carico di portanza per unità di apertura alare per l'ala trapezia con $\lambda = 0.3$ si avvicini molto a quella dell'ala ellittica. Discorso diverso invece per quanto riguarda la distribuzione di portanza: per quanto riguarda l'ala ellittica risulta essere praticamente costante con l'apertura, mentre nell'ala trapezia abbiamo una distribuzione con un lobo verso il tip, mentre l'ala rettangolare ha una distribuzione senza lobi pronunciati. Una configurazione come quella rettangolare è particolarmente adatta per essere utilizzata in un velivolo di aviazione generale in cui è necessario evitare il più possibile lo stallo al tip. Aerei di questo tipo sono pilotati da persone con poca esperienza quindi avere un'ala che garantisca uno stallo quanto più possibile lontano dagli alettoni è fondamentale.

III.6.1 Script MATLAB utilizzato

Problema E

Il programma per funzionare necessita che all'interno della stessa cartella siano presenti i seguenti file:

- se_re.avl: file modello per la sostituzione delle variabili della N-esima sezione da inserire in avl
- ell_re.avl: restante parte del file .avl
- na63415.txt: file contenente le coordinate del profilo usato
- avl.exe: file eseguibile di AVL v3.36
- Dati_ala_trap.avl dati ala trapezia
- Dati_ala_re.avl dati ala rettangolare

```
clear all
fclose('all')
Vinf=36 %Velocità [m s-1]
W=3000 %Peso velivolo in [kg]
Sref=28; %Superficie di riferimento [m 2]
rho=1.2250 %densità atmosferica sea level [kg m-3]
mi0 = 1.7894*10^-5; %Viscosità dinamica sea level Pa*s
CL=(2*W*9.81)/(Vinf^2*Sref*rho) %CL di progetto
lambda=0.3; %Rapporto di rastremazione
alpha_zl=-3.0669; %Alfa zero lift airfoil 63415 (Abbot) [deg -1]
alpha=linspace(0,10,10)
cl_a0=0.1094; %Pendenza curva coeff. di portanza airfoil 63415 (Abbot)
[deg -1]
col={'-d','-s','-o','-^','-_v','-x','-h','-p'};
nsez=10 %Numero di sezioni in cui voglio dividere la mia ala
AR=6
```

Costruzione, ala ellittica

```
ARs=num2str(AR);
B1=sqrt(AR*Sref)
Cr1=(4*B1)/(pi*AR)
Crav1=Cr1/2
Cref=Cr1*pi/4
C_ref=num2str(Cref,4)
for i=0:1:nsez
    fra=1-i/nsez;
    C=Crav1*fra;
    Xle=Crav1-Crav1*fra;
    Y=(B1/2)*sqrt(1-(4*C^2)/Cr1^2);
    Cs=C*2;
    k=i+1;
    if k==1
        PTS(k,1)=0;
        PTS(k,3)=Cr1;
    else
        PTS(k,1)=Xle;
        PTS(k,3)=Cs;
    end
    %Array con i dati da modificare da mostrare a video
    PTS(k,2)=Y;
    PTS

    X_le=num2str(Xle,4);
    Y_le=num2str(Y,4);
    C_t=num2str(PTS(k,3),4);
    C_s=num2str(Cs,4);
    %Apertura file di riferimento .avl per la sostituzione delle variabili
    %(SEZIONE)
    if k==1
        fid0=fopen('se_re.avl','rt');
        reference=fread(fid0);
        reference=char(reference');
        fclose(fid0);
        reference=replace(reference, {'X_le','Y_le','C_s'}, {X_le,Y_le,C_s});
    %Sostituisco sezione nel file .avl
    fid1=fopen(strcat('ell_re.avl'), 'rt');
    reference1=fread(fid1);
    reference1=char(reference1');
    fclose(fid1);

    reference1=replace(reference1, {'#SECPRIM','C_ref'}, {reference,C_ref});

    fid2=fopen(strcat('ell_re',num2str(k),'.avl'), 'wt')
    fwrite(fid2,reference1);
    fclose('all');
```

```

else
fid0=fopen('se_re.avl','rt');
reference=fread(fid0);
reference=char(reference');
fclose(fid0);
reference=replace(reference, {'X_le','Y_le','C_s'}, {X_le,Y_le,C_s});

fid1=fopen(strcat('ell_re',num2str(k-1),'.avl'),'rt');
reference1=fread(fid1);
reference1=char(reference1');
fclose(fid1);
reference1=replace(reference1, {'#SECSUCC'}, {reference});
fclose('all');
fid1=fopen(strcat('ell_re',num2str(k),'.avl'),'wt');
fwrite(fid1,reference1);
fclose('all')
end
end

```

Scrivo il file con i comandi da dare ad AVL ed estrapolo i dati che mi servono

```

fid=fopen('comell.txt','wt');
fprintf(fid,'%s \n','load', strcat('ell_re',num2str(nsez+1),'.avl'));
fprintf(fid,'%s \n','oper' );
fprintf(fid,'%s \n','a' );
fprintf(fid,'%s \n',[ 'c ' num2str(CL,4)]);
fprintf(fid,'%s \n','x');
fprintf(fid,'%s \n','o');
fprintf(fid,'%s \n','p t t t t');
fprintf(fid,'%s \n','d t');
fprintf(fid,'%s \n','r');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','w');
fprintf(fid,'%s \n',	strcat('Dati_Ala_ell.avl'));
fprintf(fid,'%s \n','g');
fprintf(fid,'%s \n','v');
fprintf(fid,'%s \n','0 90');
fprintf(fid,'%s \n','h');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','plop');
fprintf(fid,'%s \n','I T');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'%s \n','QUIT');
fclose('all');
[status,result]=system('avl.exe<comell.txt');
system("rename " + '""' + "plot.ps" + '""' + strcat('Graf_ell.ps') +
'"');

fid=fopen(strcat('Dati_Ala_ell.avl'));

```

```

scan1=textscan(fid, '%f %f %f', 'HeaderLines',68);
chord=(scan1{3});
Y1=(scan1{2});
C11=(scan1{8});
C11(end)=C11(end-1);
c_c11=(scan1{5});
frewind(fid);
fclose('all');
figure(1)
plot(Y1,c_c11/Cref,col{AR-
2}, 'DisplayName',[ 'Elliptical'], 'MarkerIndices',1:1:length(c_c11));
hold on
figure(2)
plot(Y1,C11,col{AR-
2}, 'DisplayName',[ 'Elliptical'], 'MarkerIndices',1:1:length(C11));
hold on

fid=fopen(strcat('Dati_Ala_re.avl'));
scan1=textscan(fid, '%f %f %f', 'HeaderLines',68);
chord1=(scan1{3});
Y2=(scan1{2});
C12=(scan1{8});
c_c12=(scan1{5});
frewind(fid);
fclose('all');

figure(1)
plot(Y2,c_c12/Cref,col{2}, 'DisplayName',[ 'Rectangular'], 'MarkerIndices',1:
1:length(c_c12));
figure(2)
plot(Y2,C12,col{2}, 'DisplayName',[ 'Rectangular'], 'MarkerIndices',1:1:lengt
h(C12));

fid=fopen(strcat('Dati_Ala_trap.avl'));
scan1=textscan(fid, '%f %f %f', 'HeaderLines',68);
chord2=(scan1{3});
Y3=(scan1{2});
C13=(scan1{8});
c_c13=(scan1{5});
frewind(fid);
fclose('all');

figure(1)

```

```

plot(Y3,c_cl3/Cref,col{3}, 'DisplayName',[ 'Tapered $$\lambda
= $$',num2str(lambda)], 'MarkerIndices',1:1:length(c_cl3));
titolo=[ '$$\frac{c(y)}{C_l(y)}{C_{ref}}$$ vs $$\frac{y(m)}{B/2}$$,
NACA 63415'];
legend('interpreter','latex','Location','northeast','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter',"latex"), xlabel
('$$\frac{y(m)}{B/2}$$', 'FontSize',12,'Interpreter',"latex"),
ylabel('$$\frac{c(y)}{C_l(y)}{C_{ref}}$$', 'FontSize',12,'Interpreter',"latex");
grid on
saveas(figure(1), 'confronto.bmp')

figure(2)
plot(Y3,C13,col{3}, 'DisplayName',[ 'Tapered $$\lambda
= $$',num2str(lambda)], 'MarkerIndices',1:1:length(C13));
titolo=[ '$$C_l(y)$$ vs $$\frac{y(m)}{B/2}$$, NACA 63415'];
legend('interpreter','latex','Location','southwest','FontSize',10),
title(titolo,'FontSize',12,'Interpreter',"latex"), xlabel
('$$\frac{y(m)}{B/2}$$', 'FontSize',12,'Interpreter',"latex"),
ylabel('$$C_l(y)$$', 'FontSize',12,'Interpreter',"latex");
grid on
saveas(figure(2), 'confronto2.bmp')

```

III.7 Problema F

La richiesta dell'esercizio è quella di confrontare il grafico del carico di portanza di un'ala e della portanza per unità di apertura alare di un Boeing 747-800 con quella di un'ala rettangolare a parità di angolo di svergolamento, angolo di calettamento e profilo.

Andando a modificare il file b737.avl si sono estrapolate tutte le sezioni riferite all'ala del 737, prive delle superfici di controllo e dalla fusoliera del velivolo. Si è azzerato l'angolo di calettamento come l'angolo di svergolamento così da confrontare le prestazioni delle due ali a parità di caratteristiche. Il profilo utilizzato è quello fornito ci dalla traccia le cui coordinate sono contenute nel file a1.dat

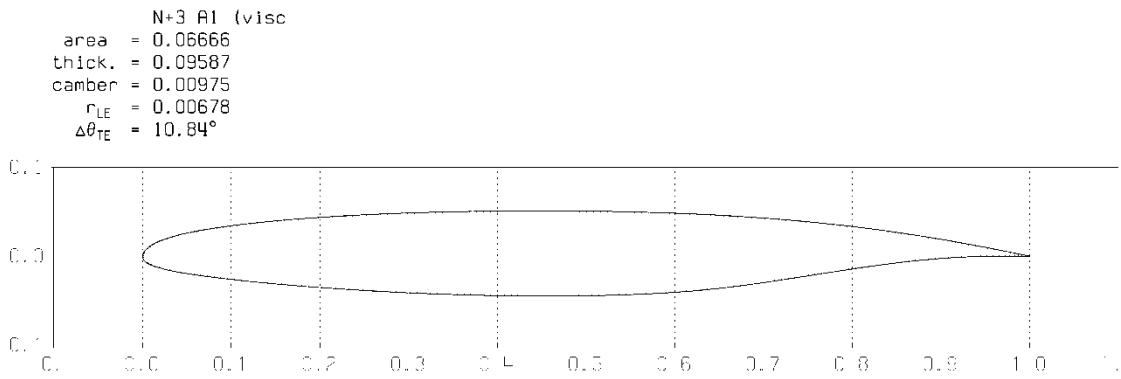


Fig. 81 Profilo utilizzato

A seguire le immagini delle geometrie delle ali:

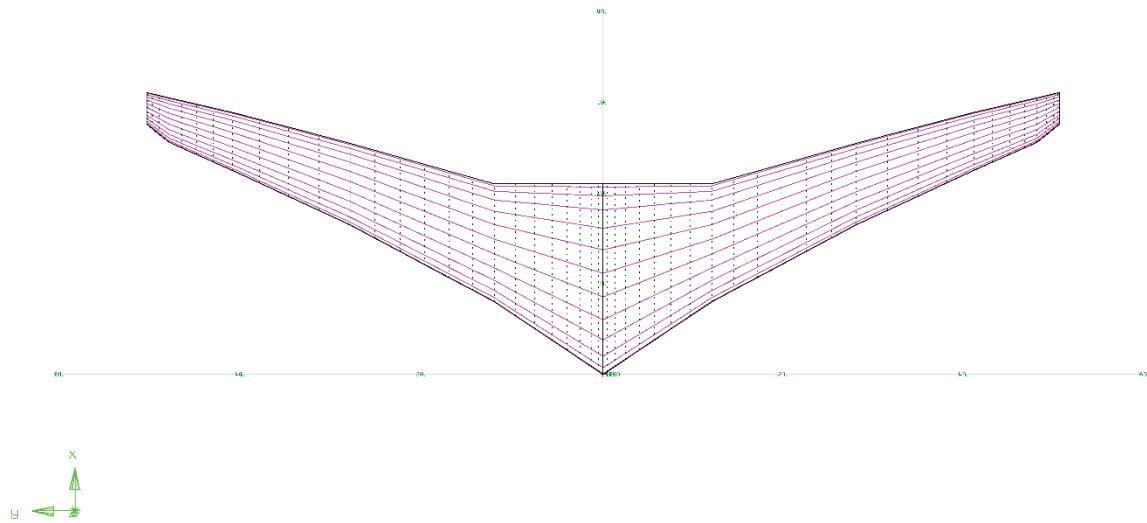


Fig. 82 737-800

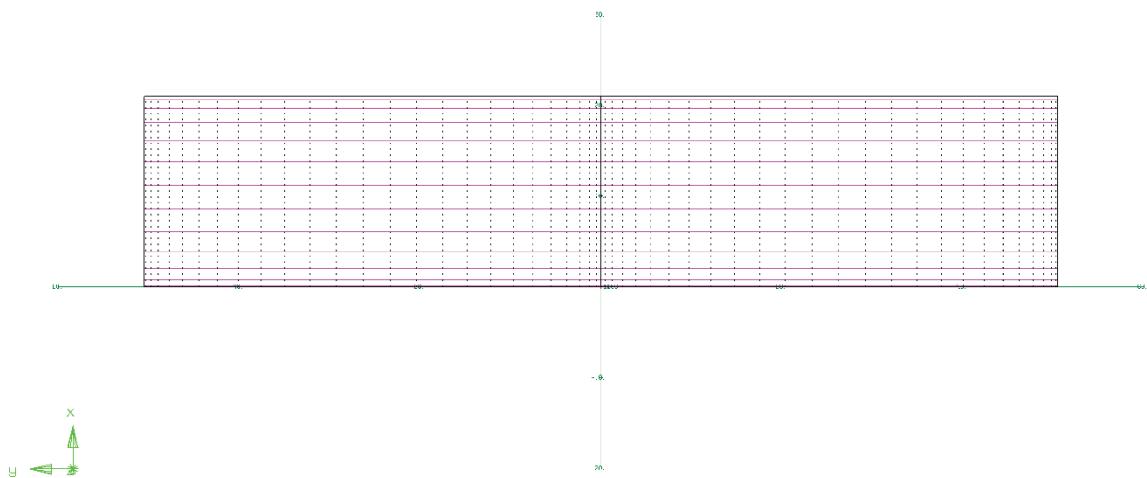


Fig. 83 Ala rettangolare

A seguire invece i grafici richiesti dalla traccia:

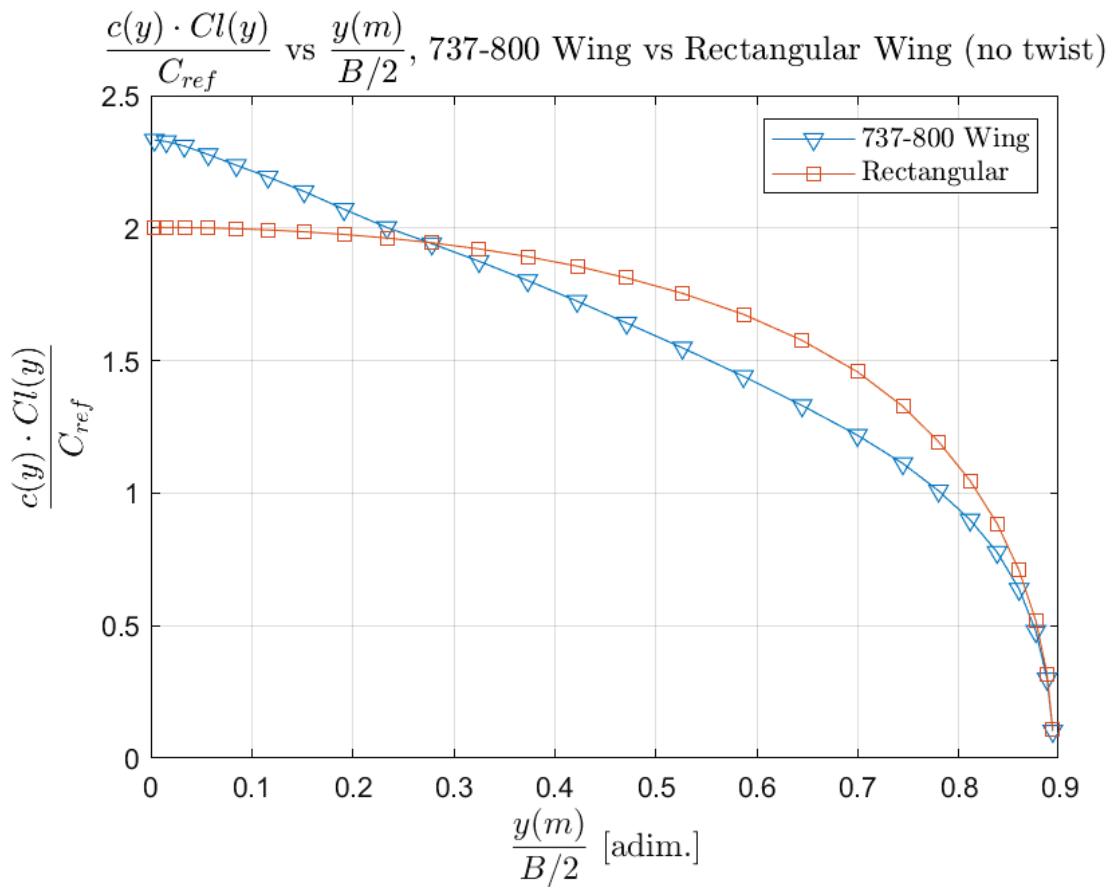


Fig. 84

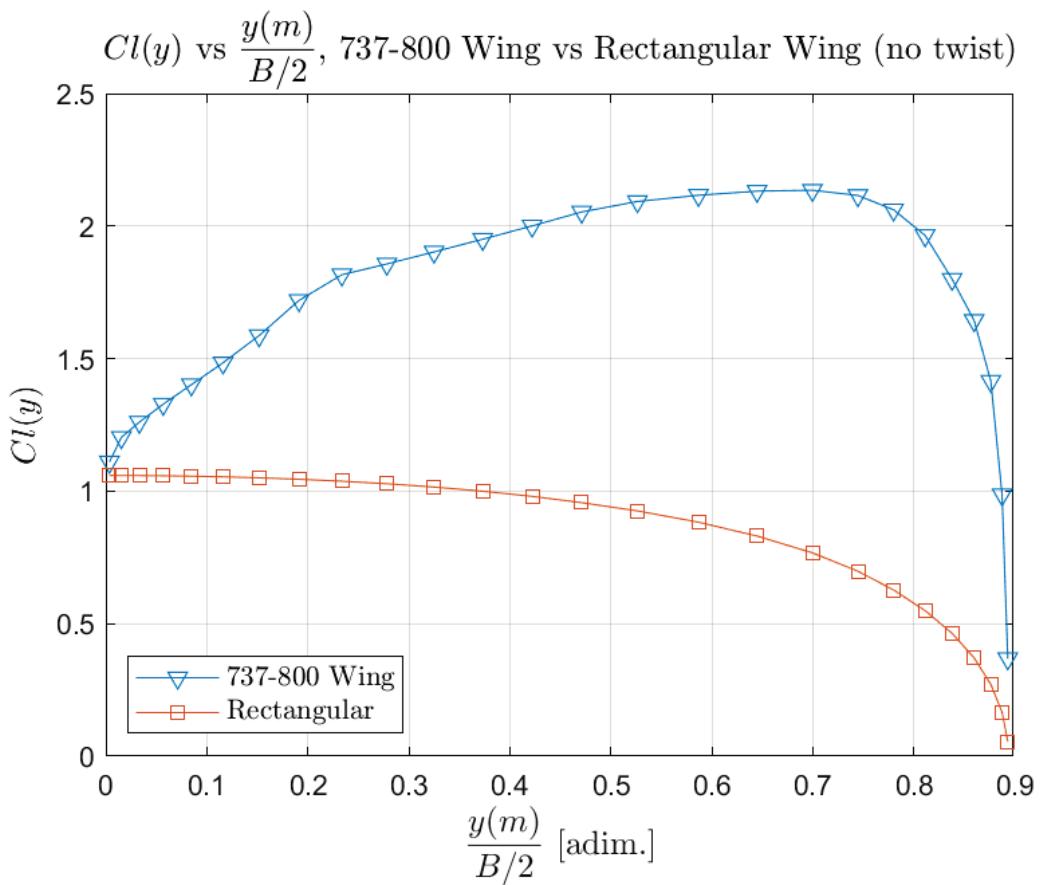


Fig. 85

Possiamo notare dalla Fig.84 come il carico di portanza per un'ala rastremata la risultante sia più rivolta verso la radice dell'ala, questo è sicuramente un vantaggio dal punto di vista strutturale in quanto va a ridurre il momento flettente alla radice dell'ala permettendo quindi un alleggerimento della struttura. Il coefficiente di portanza invece ha i lobi più pronunciati nel 737-800 rispetto a quello dell'ala rettangolare, questo come abbiamo visto potrebbe determinare un problema per lo stallo all'estremità e degli alettoni.

IV. Analisi CFD del velivolo N2A, caso Euleriano

Lo scopo di quest'ultima parte dell'elaborato è fare un'analisi CFD inviscida del velivolo N2A

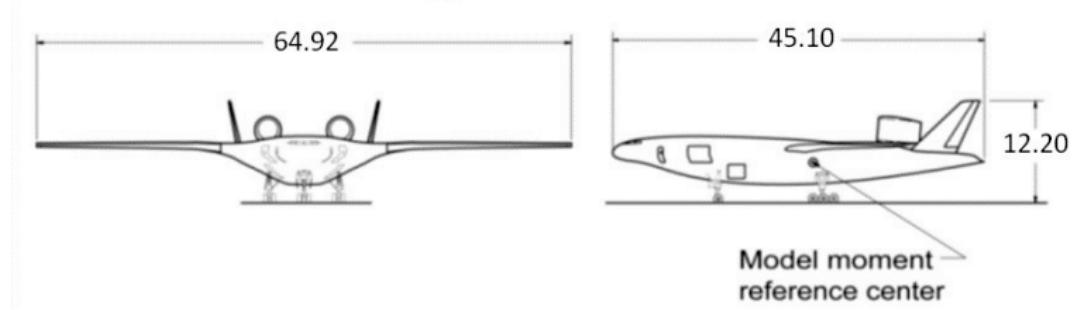


Fig. 86

Le analisi in CFD sono state eseguite a queste condizioni e con questi dati:

- $M = 0.8$
- $\alpha = 0,5\ 10\ deg$
- $H = 10000\ m$
- $L_{ref} = 26.52m$
- $S_{ref} = 925.2m^2 (462.6\ m^2\ per\ metà\ velivolo)$
- Moment Reference Center = 24.33 m

Trattandosi di un problema comprimibile, si tratta di risolvere un problema differenziale alle derivate parziali di tipo ellittica, caratterizzato dal fatto che una piccola perturbazione in un punto si risente in tutto il campo di moto. Dal punto di vista del problema che stiamo affrontando significa che dobbiamo utilizzare un dominio di calcolo della regione fluida molto esteso, tra le 50 e 100 volte la lunghezza della fusoliera. Prima si è proceduto alla realizzazione della griglia computazione. La griglia che si è realizzata è stata una mesh di circa 4 milioni di elementi. La mesh, dopo essere stata calcolata su Ansys ICEM è stata importata su Fluent e trasformata in una mesh di tipo poliedrica

ANSYS
2019 R3

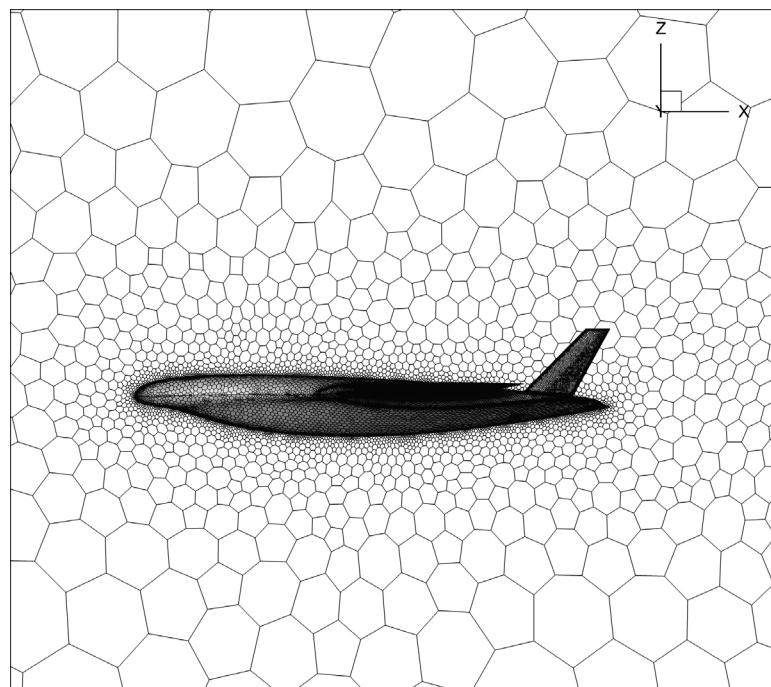
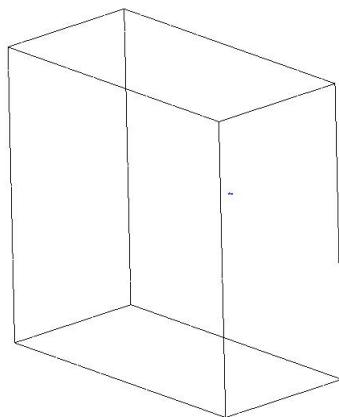


Fig. 87

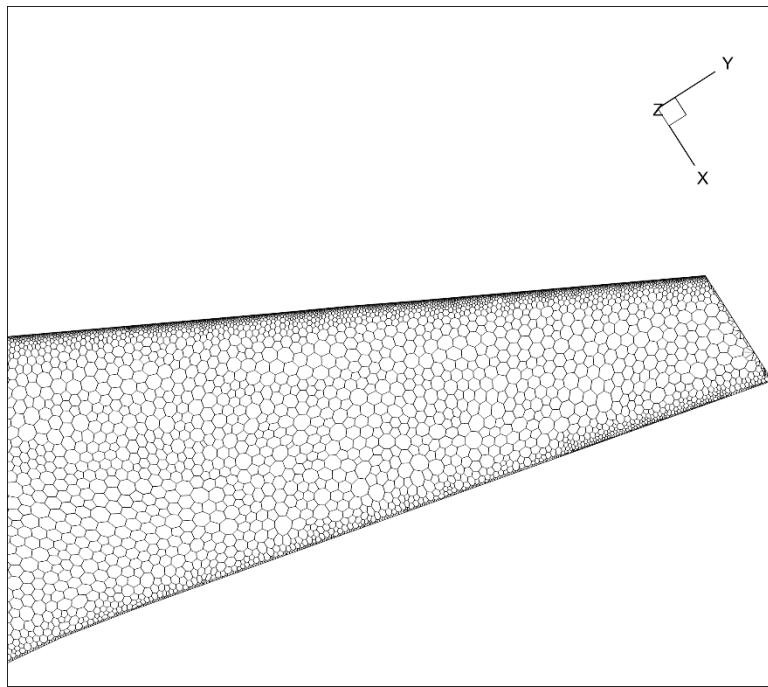
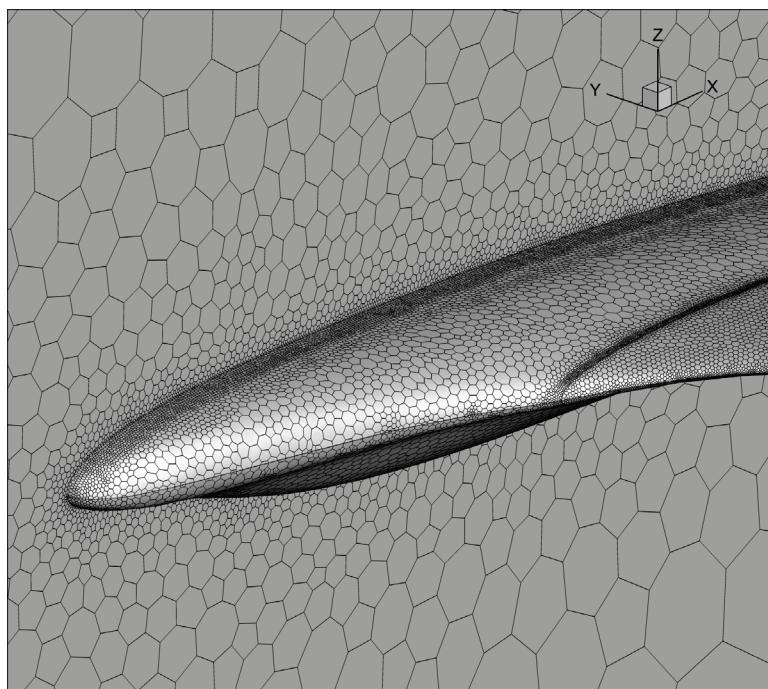


Fig. 88

Il problema è stato risolto con un approccio di tipo Pressure Based con un solutore impostato su Coupled. Si è valutato l'andamento del coefficiente di portanza del velivolo, del coefficiente di resistenza e del coefficiente di momento. Ovviamente queste analisi tengono

conto solo della componente dovuta alla pressione di queste grandezze, avendo analizzato un caso Euleriano. Con Fluent si è valutato il valore del C_a e C_n ovvero i valori dei coefficienti rispetto alla terna di riferimento body, attraverso la matrice di trasformazione si sono trasformati coefficienti nel sistema di riferimento vento:

$$\begin{bmatrix} C_D \\ C_y \\ C_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 1 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_A \\ C_y \\ C_N \end{bmatrix} \quad (1.28)$$

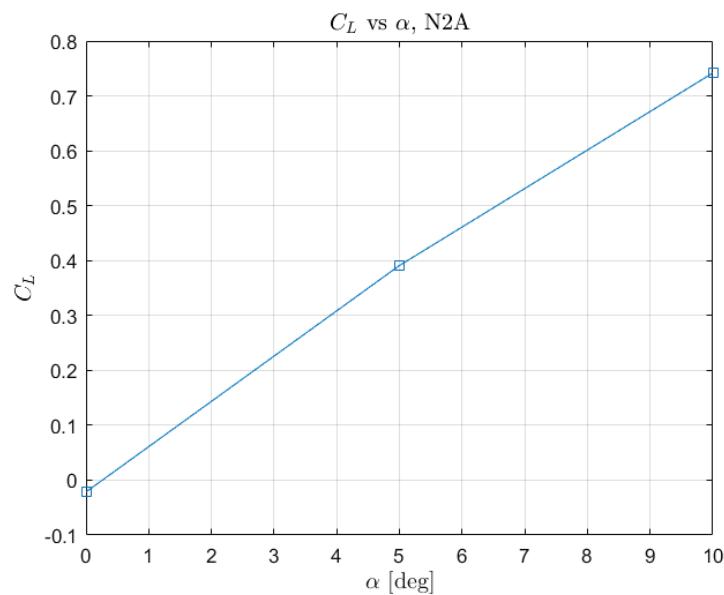


Fig. 89

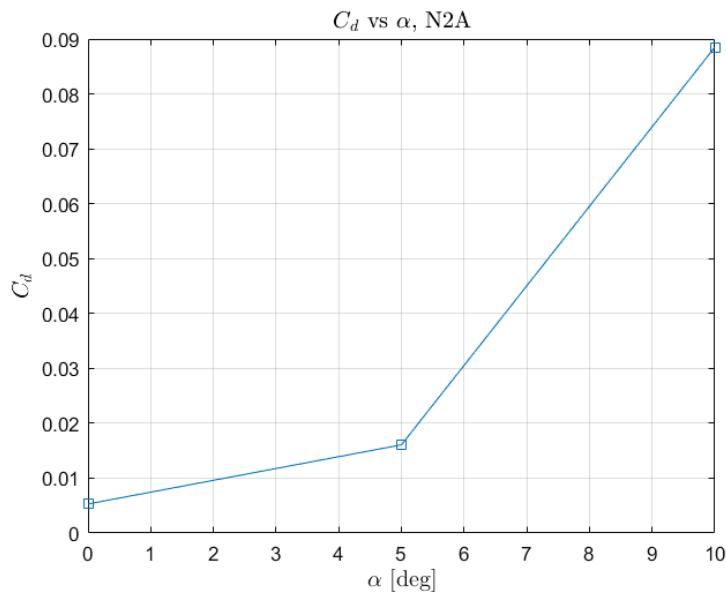


Fig. 90

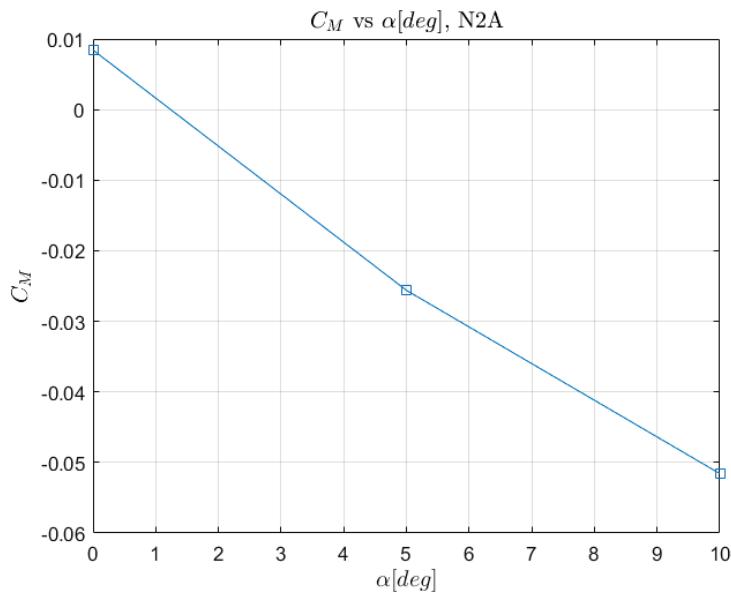


Fig. 91

E a seguire una tabella riepilogativa con in aggiunta il valore della differenza di pressione tra ingresso e uscita (Pressione Farfield - Pressione Outlet):

α [deg]	Cd	C _I	ΔP [Pa]	C _m
0	0.005296	-0.02146	5.126E-06	0.00844
5	0.016069	0.39099	8.936E-02	-0.02560
10	0.088506	0.741747	1.436E-05	-0.05158

Fig. 92

Notiamo come i residui sono distribuiti e vanno a convergenza:

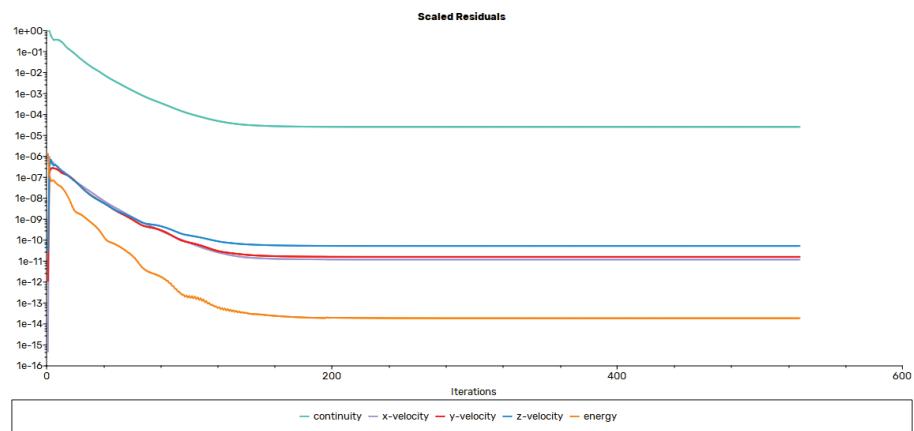


Fig. 93

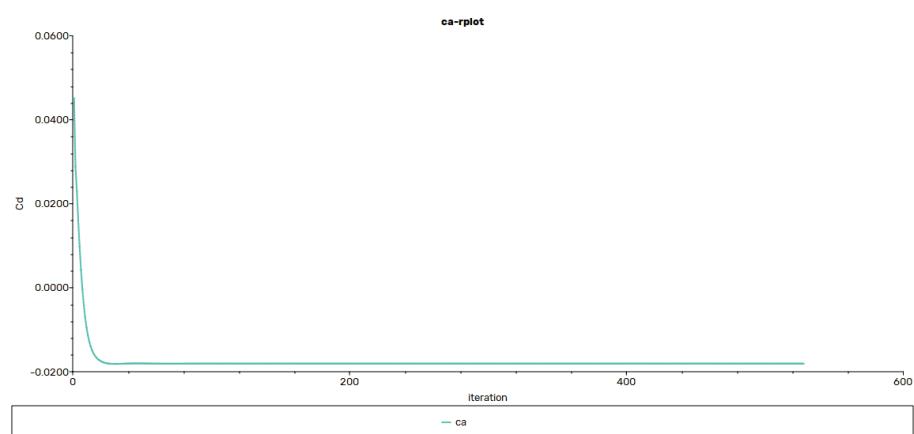


Fig. 94

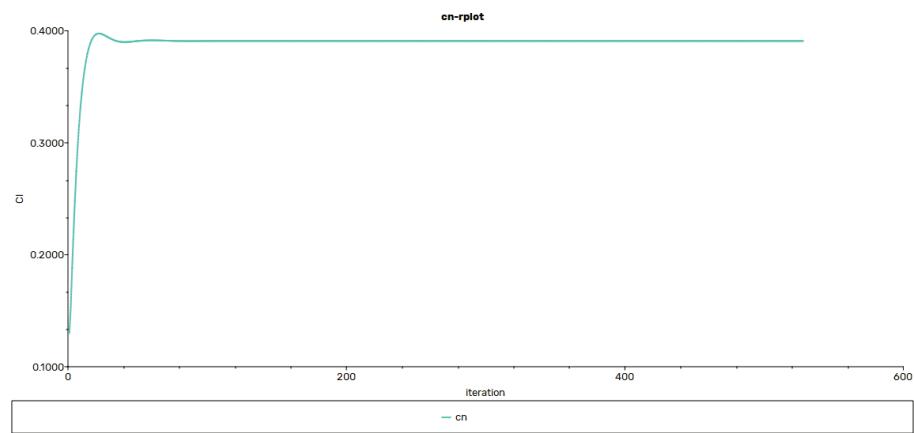


Fig. 95

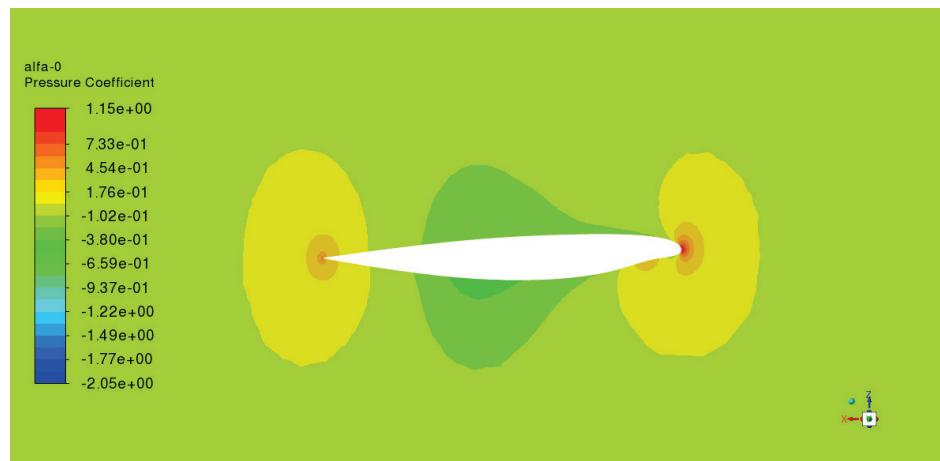


Fig. 96 $\alpha = 0 \text{ deg}$

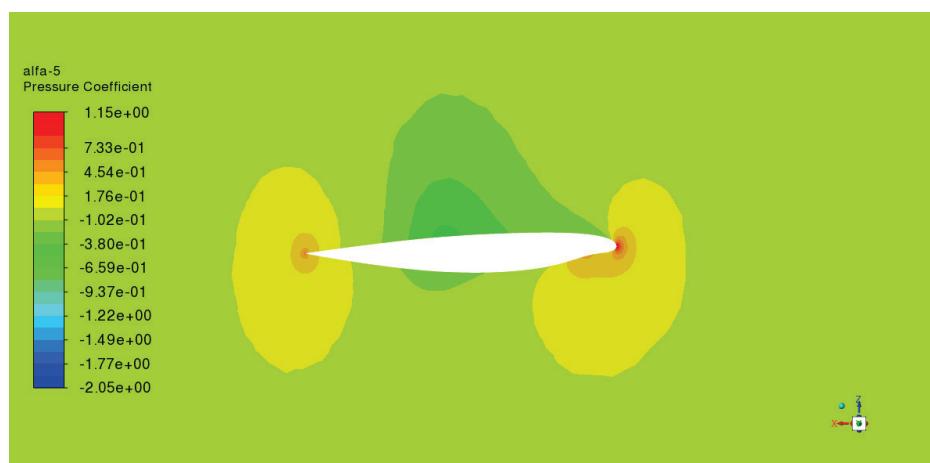


Fig. 97 $\alpha = 5 \text{ deg}$

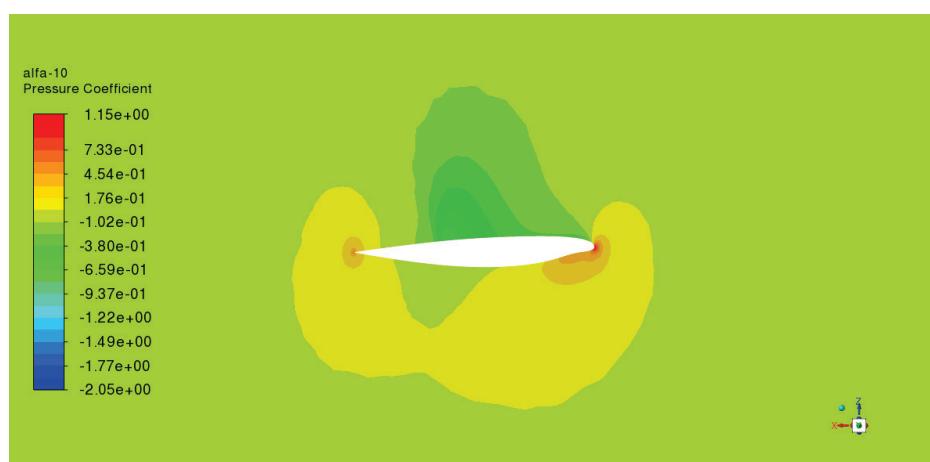


Fig. 98 $\alpha = 15 \text{ deg}$

Dalla Fig.93 notiamo infine il coefficiente di pressione nella sezione di simmetria ad $\alpha = 0$ e notiamo che la fusoliera è deportante, visto che notiamo un'espansione maggiore sul ventre rispetto al dorso, quindi questa configurazione per poter volare necessita di un angolo d'attacco non nullo, la stessa cosa la si può notare osservando il CL in corrispondenza dell'angolo d'attacco nullo nel grafico CL vs α (Fig.89). Le parti in rosso invece nelle tre figure rappresentano i punti di ristagno a $C_p = 1$.

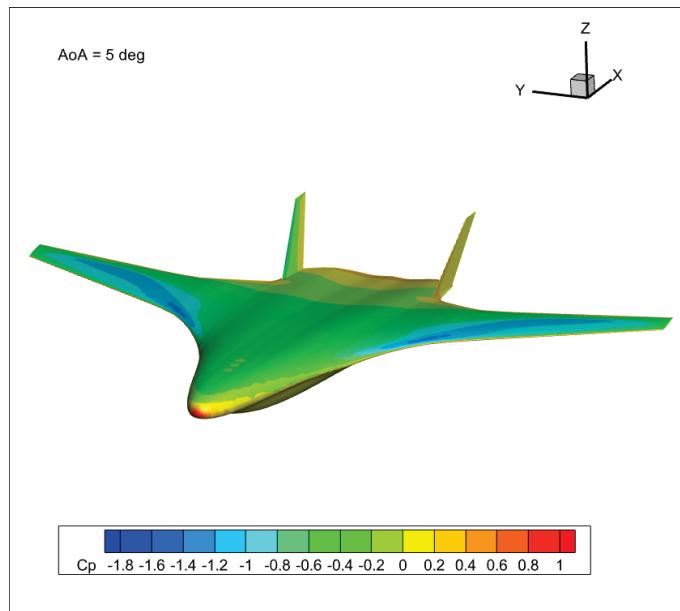


Fig. 99

Possiamo notare anche da questa immagine Fig.99 come l'espansione, avvenga anche nella parte centrale della fusoliera, quindi in questa configurazione a differenza della classica configurazione a tubo.

Infine nelle immagini successive valutiamo il coefficiente di pressione in tre diverse sezioni dell'ala ad $\alpha = 5 \deg$:

- $y = 13.24 \text{ m}$
- $y = 22.04 \text{ m}$
- $y = 30.84 \text{ m}$

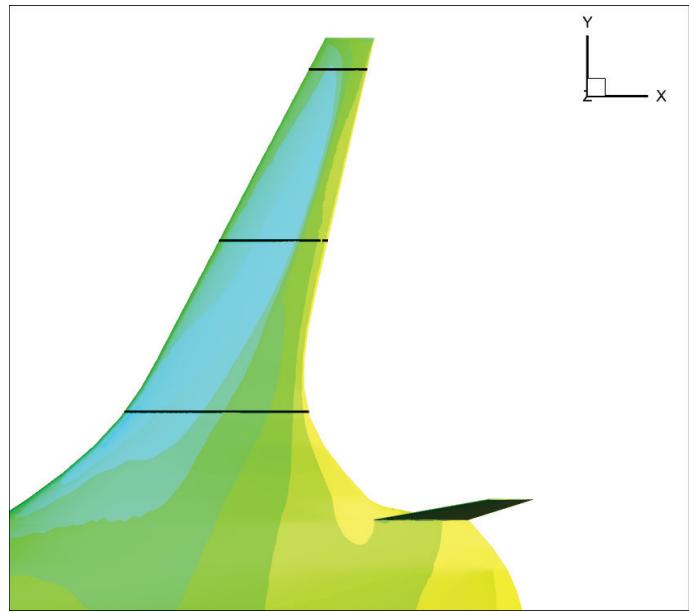


Fig. 100

In queste sezioni vediamo l'andamento del C_p e dell'andamento del Mach sulla fusoliera:

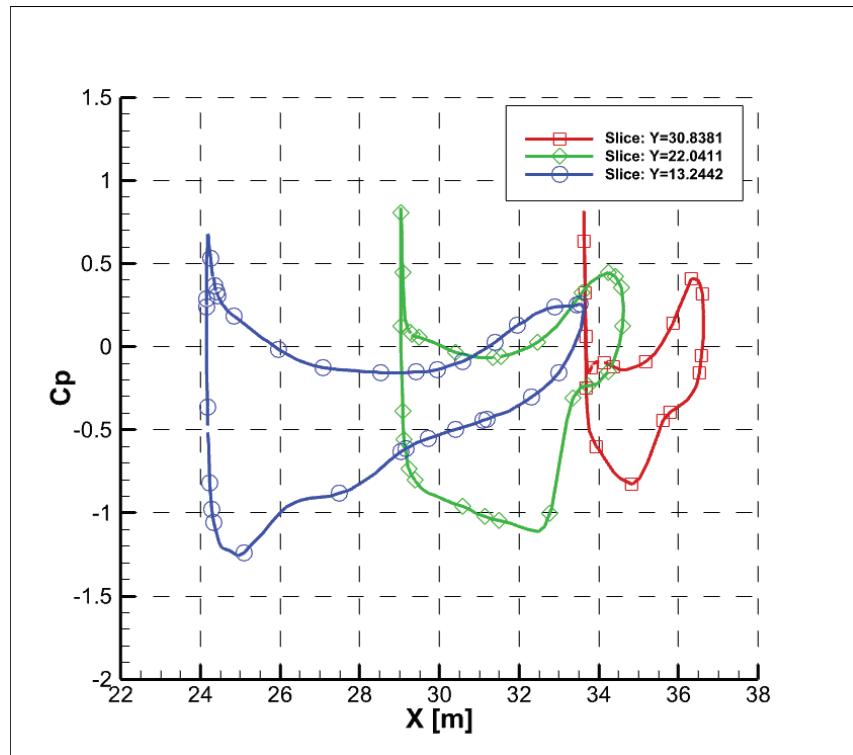


Fig. 101

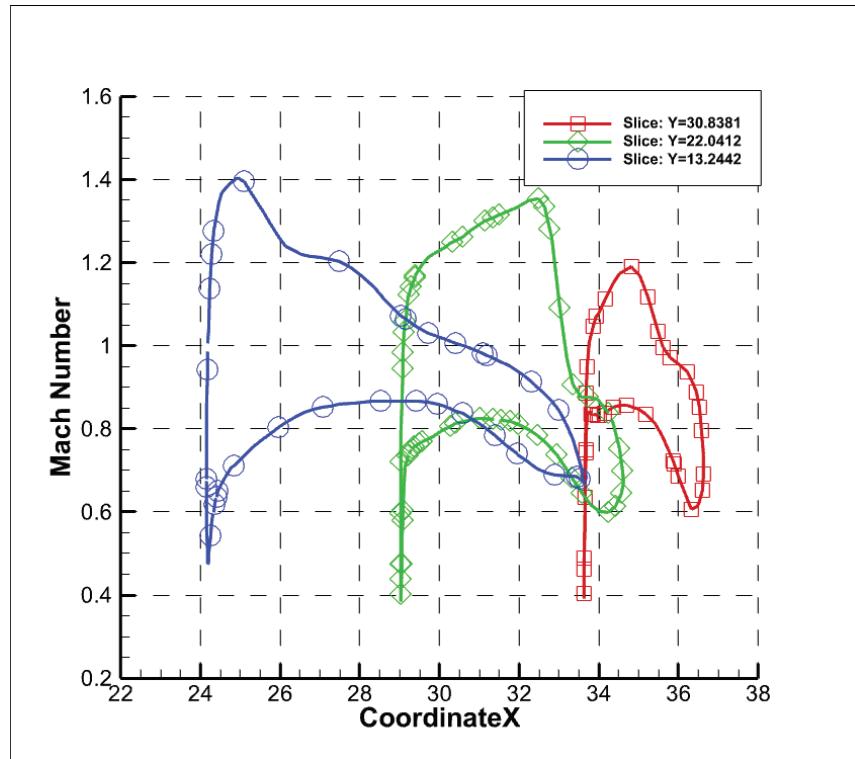


Fig. 102

Da questi due grafici possiamo notare una possibile insorgenza di un'onda d'urto nella sezione $y = 22.04 \text{ m}$ e nella sezione $y = 30.84 \text{ m}$. Infatti, possiamo notare il classico aumento del C_p dovuto alla ricompressione a valle dell'onda d'urto. Questo lo possiamo notare anche guardando il Mach nel campo che circonda le due sezioni con la formazione della classica bolla supersonica in cui all'interno il flusso è caratterizzato da un Mach superiore ad uno, al di fuori di essa invece il Mach è inferiore ad uno, questo quindi ci fa comprendere che abbiamo superato il Mach critico inferiore e ci troviamo in un regime di moto transonico:

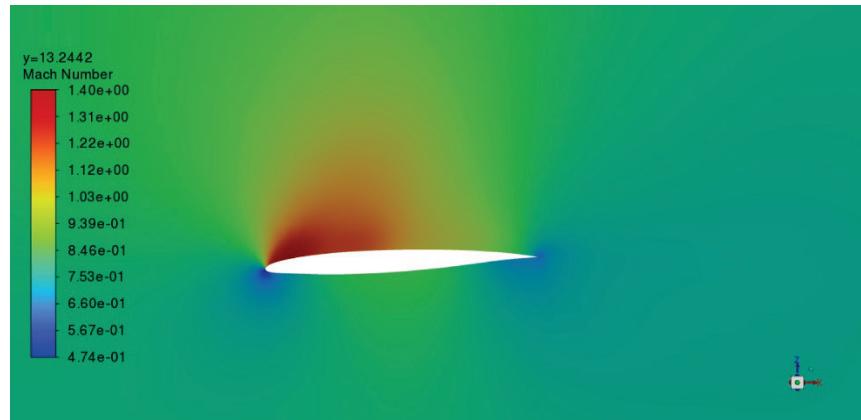


Fig. 103: Mach $y = 13.24 \text{ m}$

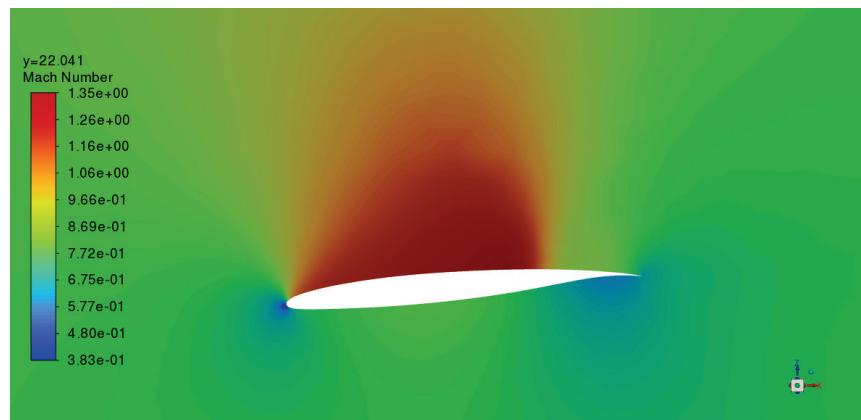


Fig. 104: Mach $y = 22.04 \text{ m}$

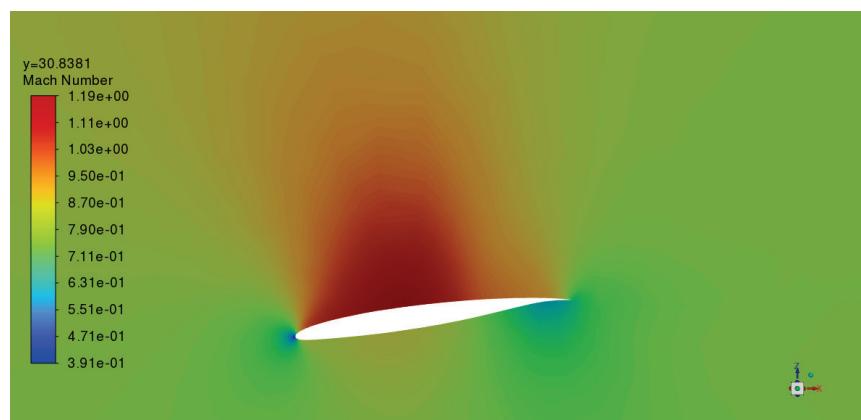


Fig. 105: Mach $y = 30.84 \text{ m}$

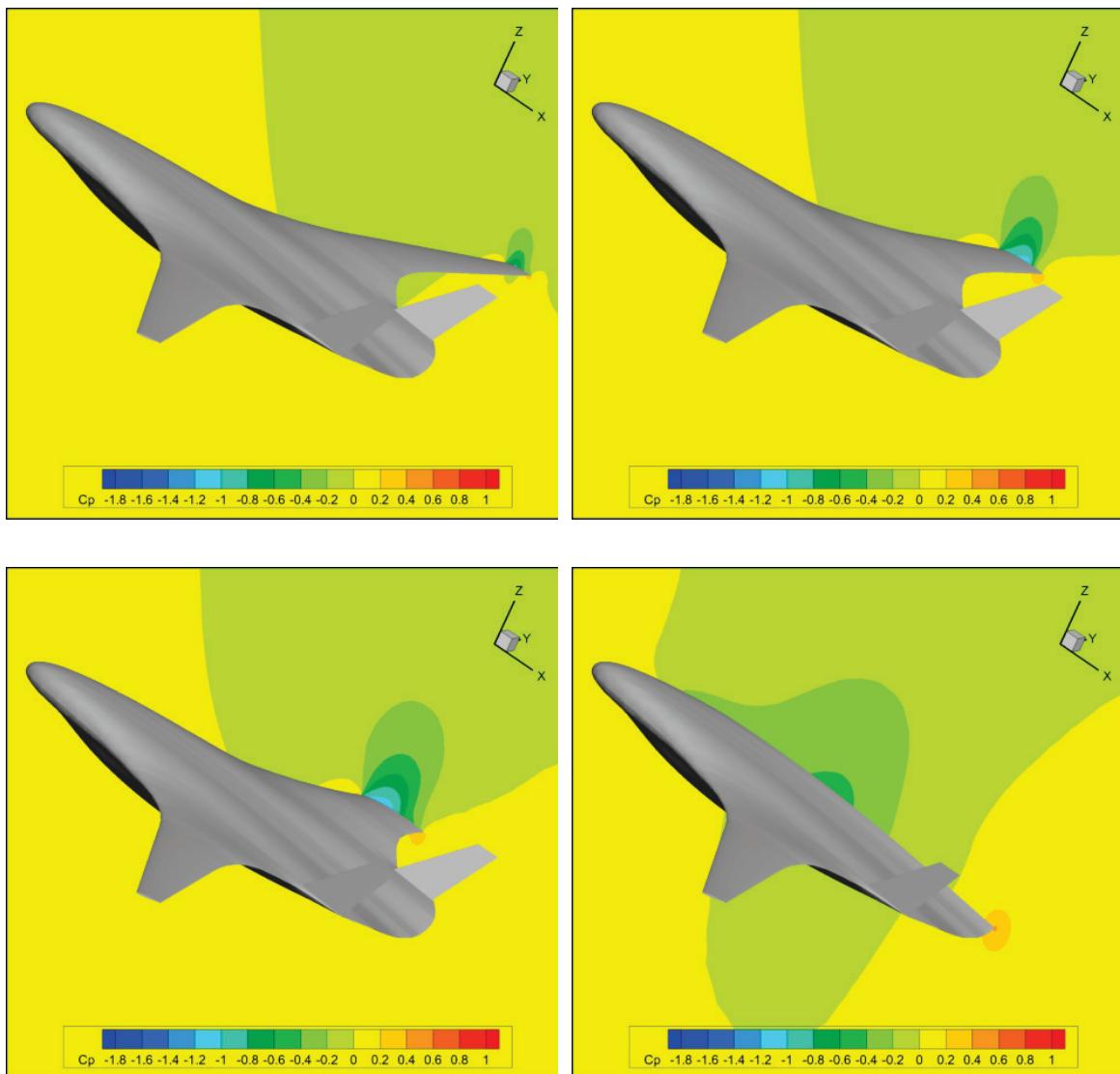


Fig. 106 $\alpha = 5 \text{ deg}$

Infine, una serie di immagini sull'andamento del Cp a diverse stazioni lungo tutto il velivolo ad $\alpha = 5 \text{ deg}$