

**ESERCITAZIONE XFOIL - INVISCID**  
**al Corso di Aerodinamica degli Aeromobili**  
**Prof. Carlo de Nicola**

AERODINAMICA NON VISCOSA DEL PROFILO ALARE ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO.

Lo strumento di lavoro di riferimento è il codice **XFOIL**  
(Esistono altro software che hanno scopi simili , citiamo XFLR 5 e JavaFoil )

Il software è scaricabile da

- <http://wpage.unina.it/denicola/AdA/DOWNLOAD/> - Materiale Lezioni Xfoil.zip che contiene il SW Xfoil 6.96 per Windows insieme a due profili, non generabili automaticamente con Xfoil, per mostrare il format dell'I/O.
- <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

In queste esercitazioni utilizzeremo XFOIL

**XFOIL è un programma interattivo per la progettazione e l'analisi di profili alari in campo subsonico.**

*Consiste in una raccolta di routine guidate da menu che svolgono varie funzioni utili come:*

- *Analisi viscosa e non viscosa di un profilo alare , permettendo la determinazione di*
  - *portanza e resistenza calcolate al  $C_{l_{max}}$*
  - *analisi dei tipi di stallo*
  - *effetti delle variazioni dell'incidenza del Re e del Mach number sul profilo*
  - *punti di transizione da flusso laminare a turbolento, libera o forzata*
  - *bolle di separazione*
  - *separazione del bordo di uscita*
  - *correzione della compressibilità di Karman-Tsien*



ISTITUTO DI AERODINAMICA  
 UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI  
 FACOLTÀ D'INGEGNERIA

*Millettolo*

ALCUNI SEMPLICI CODICI DI CALCOLO  
 DI  
 AERODINAMICA APPLICATA

( CORSO DI ESERCITAZIONI DI AERONAUTICA GENERALE )

ING. ANGELO VITIELLO

DICEMBRE 1980

# Nel 1980

CODICI ILLUSTRATI NEL TESTO

Numero d'ordine	Algoritmo usato	Nome del programma	ARGOMENTO
1	Risoluzione sistemi di equazioni lineari	PUNPOS	Teoria del punto neutro posteriore - lastra piana
2	Equazioni integrali curvilinee	WEDIR	Metodo di Weber di analisi profili alari
3		WEBIN	Metodo di Weber di disegno profili alari
4	Risoluzione sistemi di equazioni lineari	DOUG	Metodo Douglas - Neumann corpi 2-D
5		MULTP	Metodo di Multhopp per ali finite

```

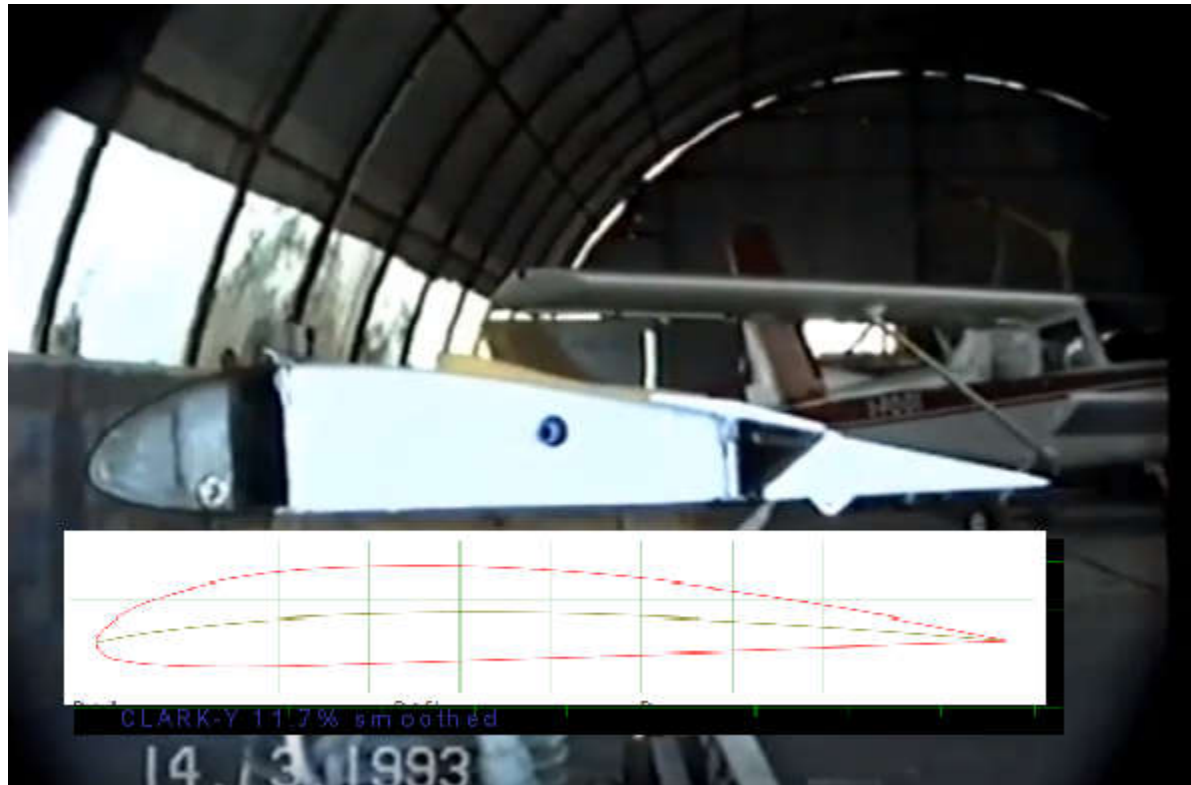
C      TEORIA DEL PUNTO NEUTRO POSTERIORE
C      LASTRA PIANA N PANNELLI
C      DIMENSION A(30,30),GAMMA(30),U(30),V(
WRITE(6,1000)
PIG=3.14159265

C
C
C      LETTURA E VERIFICA DEI DATI
READ(5,1) N
H=1./FLOAT(N)
WRITE(6,2) N,H
IF(N.GT.30) STOP
READ(5,3) DELTA,ANI
WRITE(6,4) DELTA,ANI
IF(DELTA.GT.1..OR.DELTA.LT.0.) STOP
IF(ANI .GT.1..OR.ANI .LT.0.) STOP
READ(5,5)ALFAM,DALFA
WRITE(6,15) ALFAM,DALFA
GDELTA=ANI-DELTA
WRITE(6,19)GDELTA
IF(GDELTA.GT.0.) GO TO 20
STOP
20    CONTINUE

C
C      COMPUTO MATRICE DEI COEFFICIENTI A
DO 5 I=1,N
DO 5 J=1,N
LAMBDA=1-J
DENOM=LAMBDA+GDELTA
A(I,J)= 1./(DENOM*PIG)
CONTINUE
5      INVERSIONE DELLA MATRICE A
    
```

# PROFILI ALARI nella pratica Tecnam P92

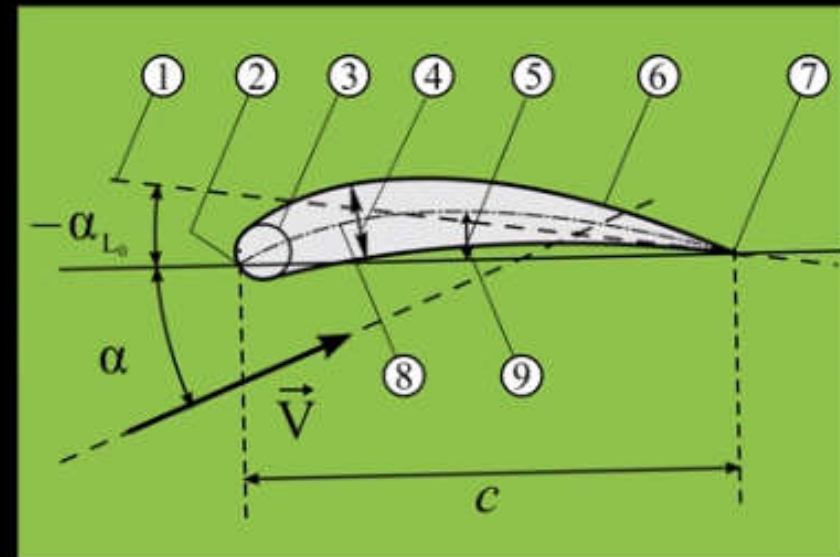
Profilo Clark modificato



A.A 2020/2021 – Esercitazione Xfoil inviscid  
- prof. Angelo Vitiello

## ELEMENTI PRINCIPALI DI UN PROFILO ALARE

- 1 – Zero Lift Line ( $\alpha_{zL}$ )
- 2 – Leading Edge (LE)
- 3 – Nose Circle
- 4 – Thickness
  - Max Thickness =  $t$
  - Thickness-to-Chord Ratio =  $t/c$
  - Max Thickness Location
- 5 – Camber
  - Max Camber
- 6 – Upper Surface
- 7 – Trailing Edge (TE)
- 8 – Mean Camber Line
- 9 – Lower Surface



***c* corda dal LE al TE**

### « 1.3 Formulazione Inviscida

*La formulazione inviscida di XFOIL è un semplice metodo del pannello con utilizzo della funzione vorticità lineare.*

*Uno spessore del TE finito è modellato con un pannello sorgente. Le equazioni sono chiuse con una condizione esplicita di Kutta.....*

*....Una correzione della compressibilità di Karman-Tsien è incorporata, consentendo buone previsioni comprimibili fino alle condizioni soniche.*

*La base teorica della correzione Karman-Tsien degrada nel supersonico; la precisione degrada rapidamente con il regime transonico*

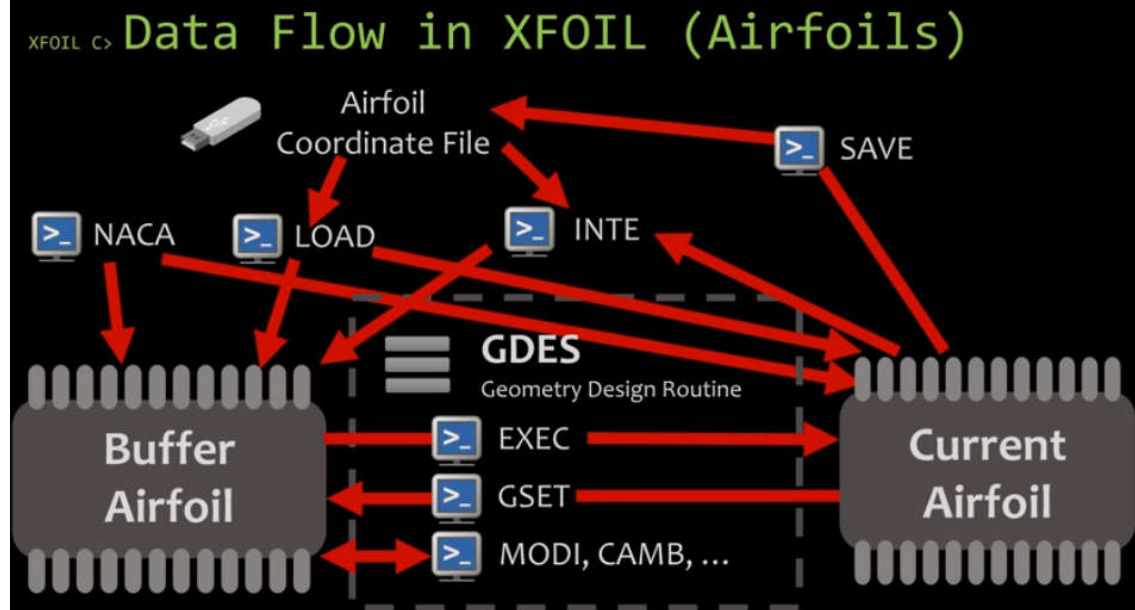
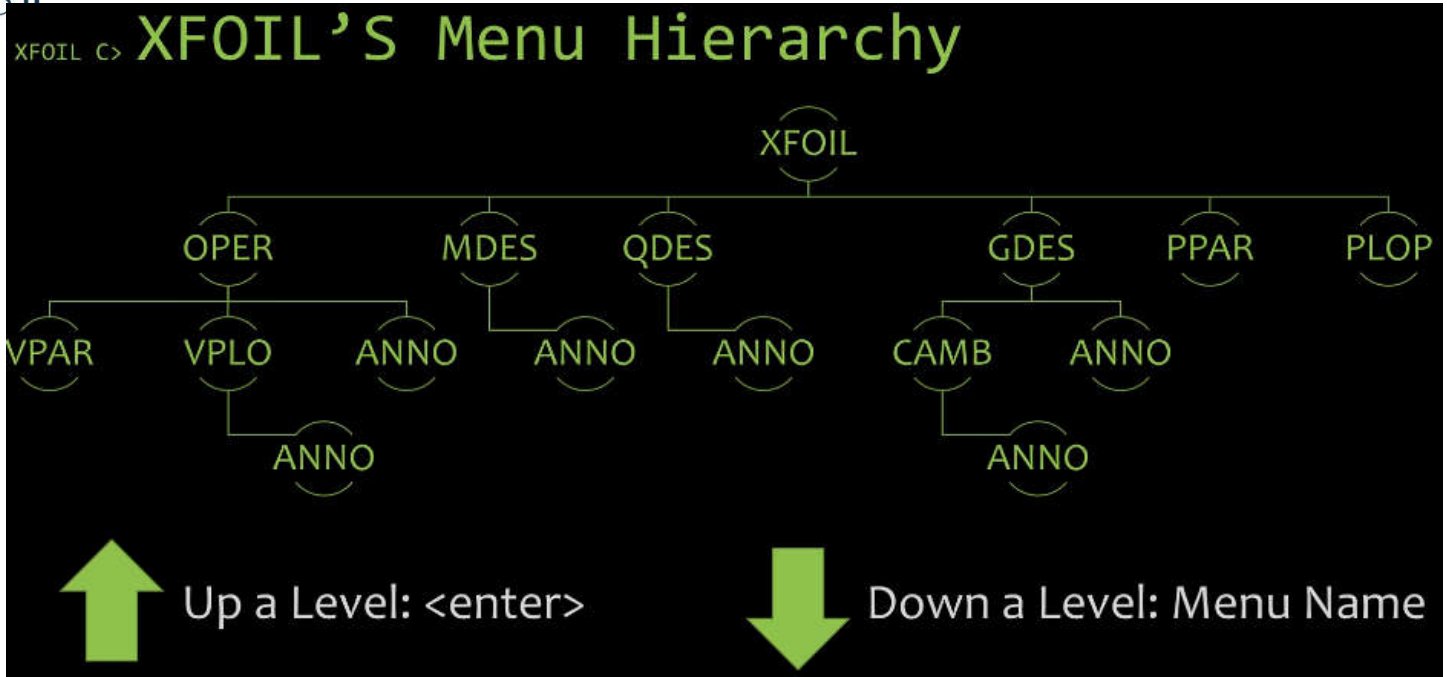
*Naturalmente non prevede con accuratezza gli urti sonici»*

Il programma Xfoil permette inoltre la progettazione e la riprogettazione del profilo alare attraverso

- l'assegnazione interattiva di distribuzioni di velocità
- modifica interattiva di parametri geometrici, tipo:
  - Spessore massimo e curvatura, posizione massima
  - Raggio del bordo d'attacco (LE), spessore TE
  - curvatura assegnata geometricamente
  - curvatura assegnata tramite specifica del carico
  - deflessione del flap e modifiche di parte della geometria
  - geometria del contorno assegnata tramite il cursore sullo schermo

Permette inoltre :

- Memorizzazione delle geometrie dei profili e della polare
- Rappresentazione delle geometrie, distribuzioni di pressione e polari multiple





## Esecuzione di Xfoil

XFoil viene eseguito andando nella directory bin in cui è stato installato e cliccando su *xfoil*

L'esecuzione del comando Xfoil determina la richiesta della definizione dei parametri di settaggio. Il [CR] accetta i file **predefiniti** nel file xfoil.def. Altrimenti si opera con i comandi :

- WDEF file
- RDEF file

I **parametri** riguardano caratteristiche geometriche, aerodinamiche e funzionali

```

C:\Users\prestige\Desktop\MSI Backup 55 b\AdA teoria Xfoil e AVL 09_2019\2_Xfoil non viscoso 16092019\Exec Xfoil\X
=====
XFOIL Version 6.96
Copyright (C) 2000 Mark Drela, Harold Youngren

This software comes with ABSOLUTELY NO WARRANTY,
subject to the GNU General Public License.

Caveat computer
=====

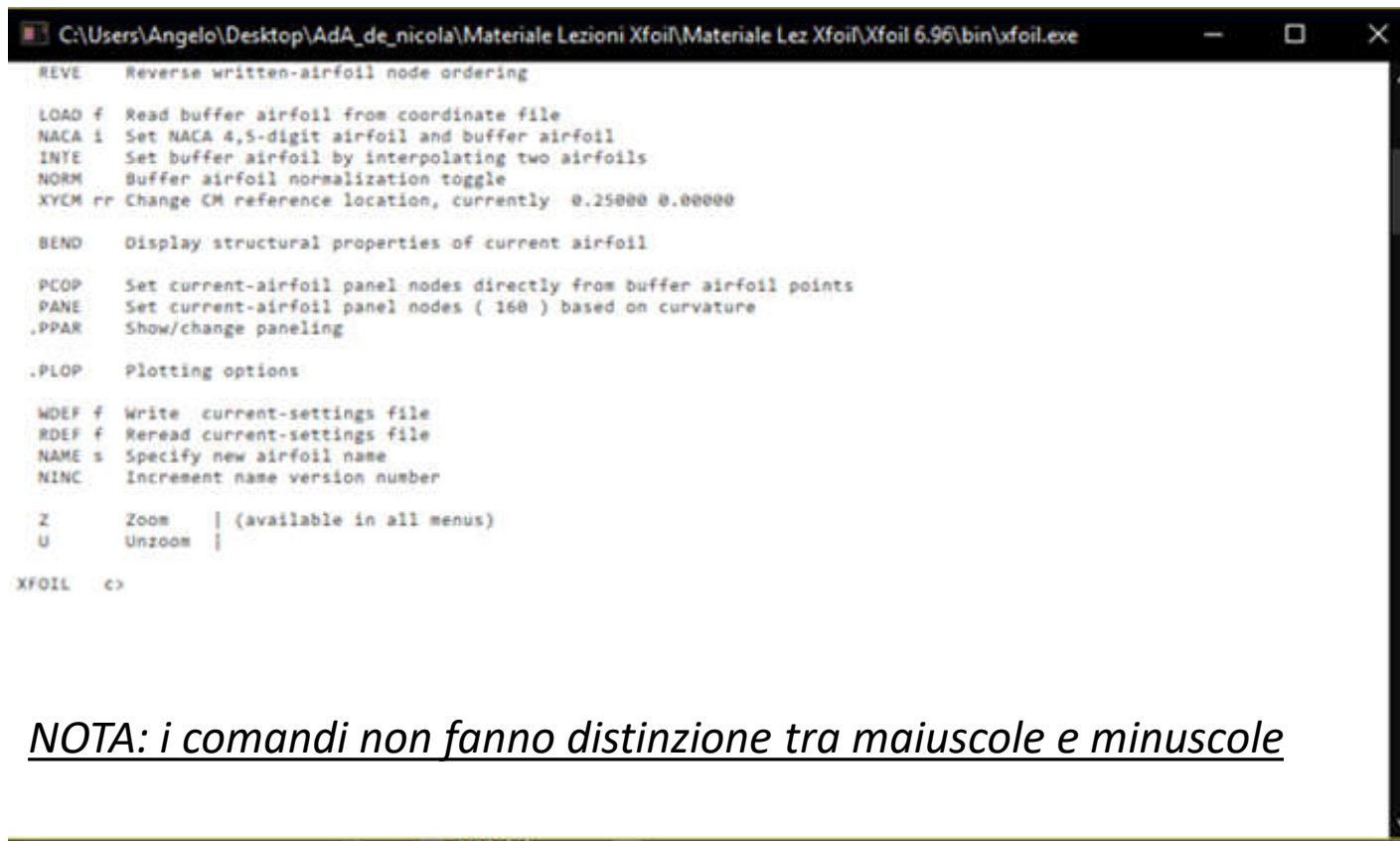
Read settings from file xfoil.def ? Y
  
```

Default parameters read in from file xfoil.def:

160	1.0000	0.1500	0.2000	Npan	PPanel	TErat	REFrat
1.0000	1.0000	1.0000	1.0000	XrefS1	XrefS2	XrefP1	XrefP2
10.0000	0.5500	0.0150	0.8000	Size	plotAR	CHsize	ScrnFr
11.0000	8.5000	0.0000	0.0000	Xpage	Ypage	Xmargn	Ymargn
F	T			Lcolor	Lcursor		
1.0000	-2.0000	-0.5000		CPmax	CPmin	CPdel	
0.0900	0.7000	0.0200		XoffAir	ScalAir	BLUwt	
0.0000	1.5000	0.5000		CLmin	CLmax	CLdel	
0.0000	0.0400	0.0100		CDmin	CDmax	CDdel	
-4.0000	10.0000	2.0000		ALmin	ALmax	ALdel	
-0.2500	0.0000	0.0500		CMmin	CMmax	CMdel	
1	0.0000	0.0100		MAtype	Mach	Vaccl	
1	0.0000	9.0000		REtype	Re/10^6	Ncrit	
1.0000	1.0000			XtripT	XtripB		

## Esecuzione di Xfoil

Windows DOS in figura con l'elencazione dei comandi del *top level menù*



```
C:\Users\Angelo\Desktop\Ada_de_nicola\Materiale Lezioni Xfoil\Materiale Lez Xfoil\Xfoil 6.96\bin\xfoil.exe
REVE Reverse written-airfoil node ordering

LOAD f Read buffer airfoil from coordinate file
NACA i Set NACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM Buffer airfoil normalization toggle
XYCM rr Change CM reference location, currently @.25000 @.00000

BEND Display structural properties of current airfoil

PCOP Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
PANE Set current-airfoil panel nodes ( 160 ) based on curvature
.PPAR Show/change paneling

.PLOP Plotting options

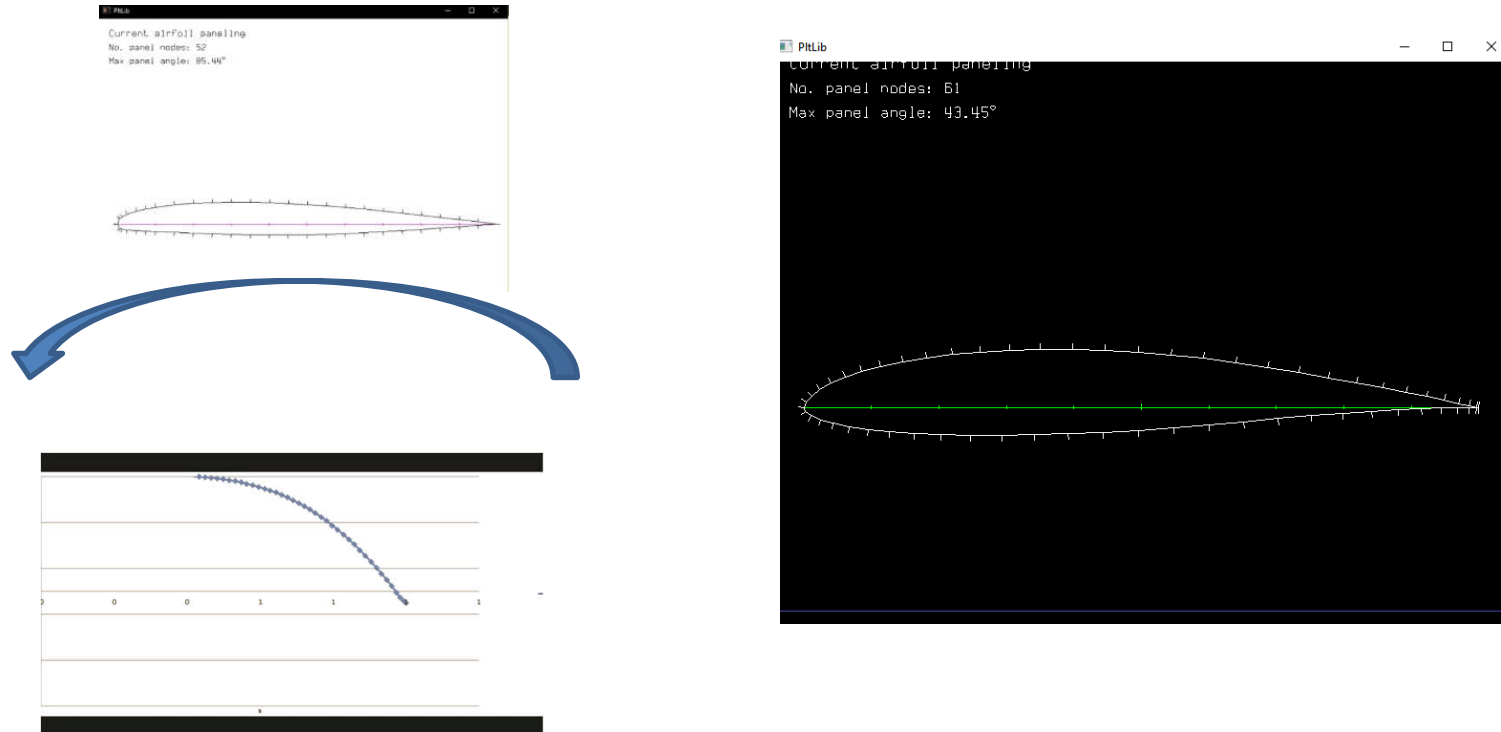
WDEF f Write current-settings file
RDEF f Reread current-settings file
NAME s Specify new airfoil name
NINC Increment name version number

Z Zoom | (available in all menus)
U Unzoom |

XFOIL c>
```

*NOTA: i comandi non fanno distinzione tra maiuscole e minuscole*

## DISEGNAZIONE TECNICA DI UN PROFILO ALARE



### ANATOMIA DEL PROFILO

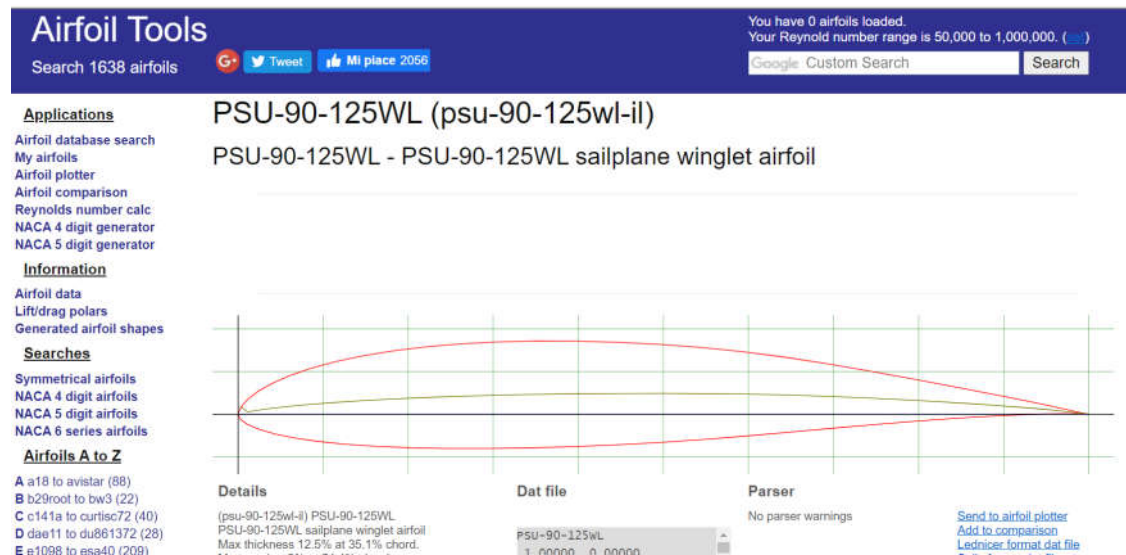
XFOIL restituirà alcune delle specifiche per il profilo alare, inclusa la posizione e l'ampiezza dello spessore massimo, del camber massimo e di altri parametri

# DISEGNAZIONE TECNICA DI UN PROFILO ALARE

Le modalità di caricamento di un profilo possono essere di assegnazione geometrica ( **LOAD f** ) o caricare un profilo NACA;

Procediamo con questa seconda modalità.

In questo tutorial useremo un profilo alare PSU-90-125WLù  
 (<http://www.airfoiltools.com/> )



The screenshot shows the 'Airfoil Tools' website interface. At the top, it says 'Airfoil Tools' and 'Search 1638 airfoils'. There are social media icons for Google+, Twitter, and Facebook. A search bar is present with the text 'Google: Custom Search' and a 'Search' button. Below the search bar, there are navigation links for 'Applications', 'Information', and 'Searches'. The main content area displays the 'PSU-90-125WL (psu-90-125wl-il)' airfoil profile. The profile is shown as a red line on a grid. Below the profile, there are sections for 'Details', 'Dat file', and 'Parser'. The 'Details' section shows '(psu-90-125wl-il) PSU-90-125WL PSU-90-125WL sailplane winglet airfoil' and 'Max thickness: 12.5% at 35.1% chord'. The 'Dat file' section shows 'PSU-90-125WL' and '1.00000 0.00000'. The 'Parser' section shows 'No parser warnings'. There are also links for 'Send to airfoil plotter', 'Add to comparison', and 'Lednicer format dat file'.

Si prelevano i dati e si caricano in XFOIL

XFOIL c> load PSU90125WL.txt

- Prima Riga- Nome del profilo (opzionale)
- I punti vanno ordinati in colonna (X,Y) partendo dal bordo di uscita in senso antiorario, ritornando al bordo di uscita...



```
XFOIL> c> load psu90125wl.txt

Labeled airfoil file. Name: PSU-90-125WL

Number of input coordinate points: 61
Counterclockwise ordering
Max thickness = 0.125455 at x = 0.341
Max camber = 0.024063 at x = 0.495

LE x,y = 0.00002 0.00049 | Chord = 0.99998
TE x,y = 1.00000 0.00000 |

Current airfoil nodes set from buffer airfoil nodes ( 61 )

WARNING: Poor input coordinate distribution
Excessive panel angle 43.5 at i = 32
Repaneling with PANE and/or PPAR suggested
(doing GDES,CADD before repaneling _may_
improve excessively coarse LE spacing
```

```
psu90.txt - Blo... - □ ×
File Modifica Formato Visualizza ?
PSU-90-125WL
1.00000 0.00000
0.99646 0.00062
0.98627 0.00269
0.97034 0.00630
0.94931 0.01099
0.92336 0.01635
0.89265 0.02238
0.85770 0.02912
0.81908 0.03646
0.77741 0.04423
0.73333 0.05217
0.68748 0.05999
0.64048 0.06725
0.59265 0.07341
0.54409 0.07826
0.49509 0.08194
0.44618 0.08446
0.39787 0.08580
0.35064 0.08593
0.30495 0.08482
0.26123 0.08249
0.21989 0.07893
0.18131 0.07420
0.14582 0.06835
0.11371 0.06149
0.08524 0.05373
0.06062 0.04523
0.04002 0.03617
0.02356 0.02681
0.01134 0.01745
0.00343 0.00850
0.00002 0.00063
0.00240 -0.00590
0.01088 -0.01194
0.02456 -0.01782
0.04321 -0.02324
0.06663 -0.02804
0.09462 -0.03211
0.12693 -0.03539
0.16327 -0.03786
0.20328 -0.03951
0.24657 -0.04033
```

### ANATOMIA DEL PROFILO

La geometria non è perfettamente definita ai fini del metodo di calcolo

## Operazioni sulla geometria del profilo alare

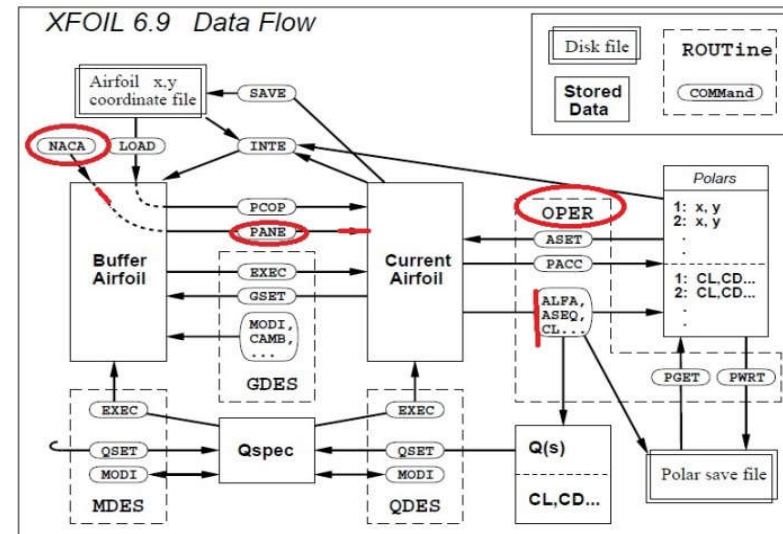
Il comando PANE crea una migliore distribuzione dei punti per i pannelli per il profilo nel buffer con una forma interpolata con spline, nel caso che la distribuzione di punti non sia adatta a sufficiente, inoltre incrementa la distribuzione di punti nelle zone ad alta curvatura.

Il nuovo profilo ripannellato è mostrato con il comando PPAR

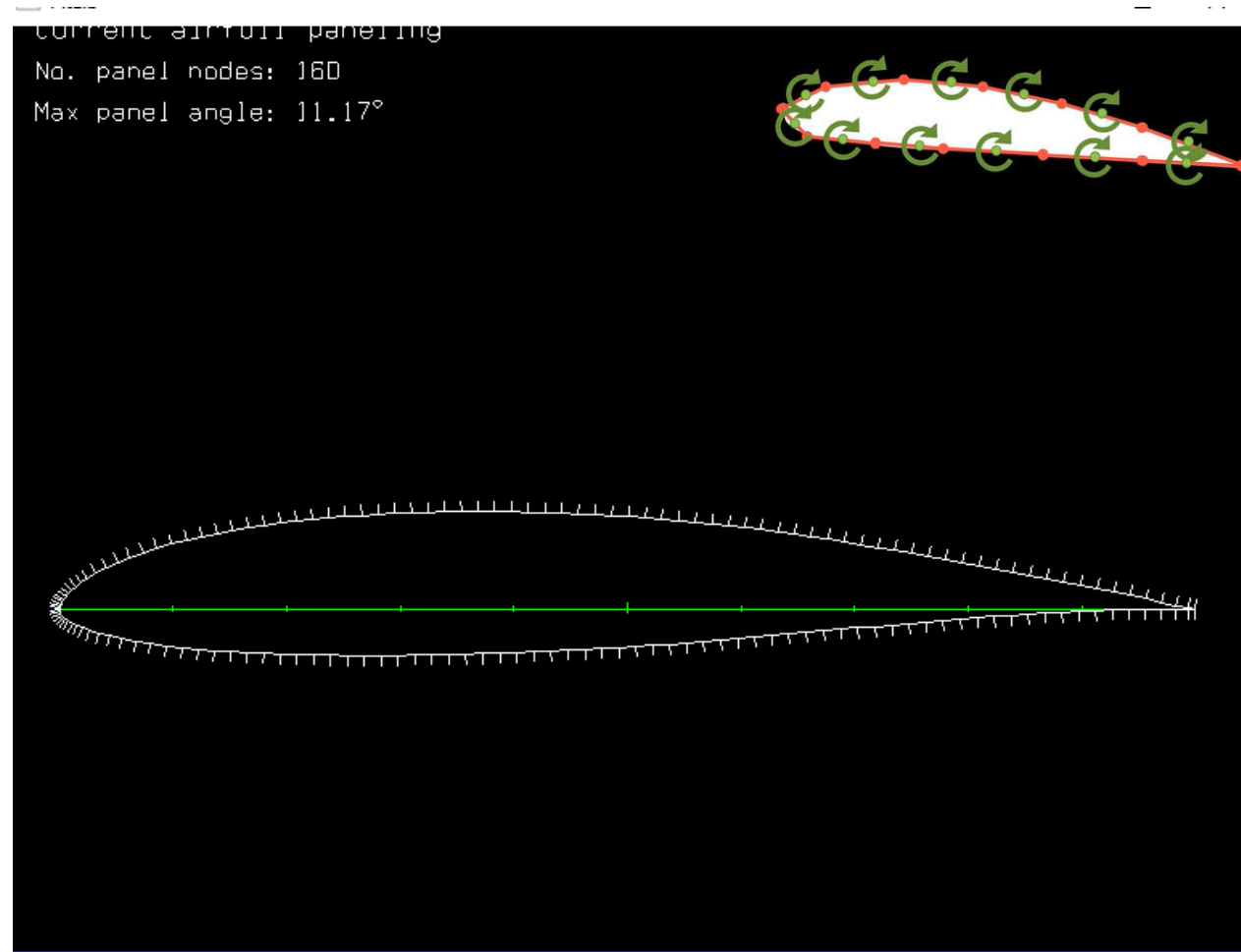
È una buona idea assicurarsi che il profilo alare non contenga precedenti definizioni di pannelli che creano bordi molti appuntiti, che manderebbero in crisi il metodo di calcolo.

XFOIL c> pane

In figura è mostrato il percorso eseguito  
 Nel menù di XFOIL

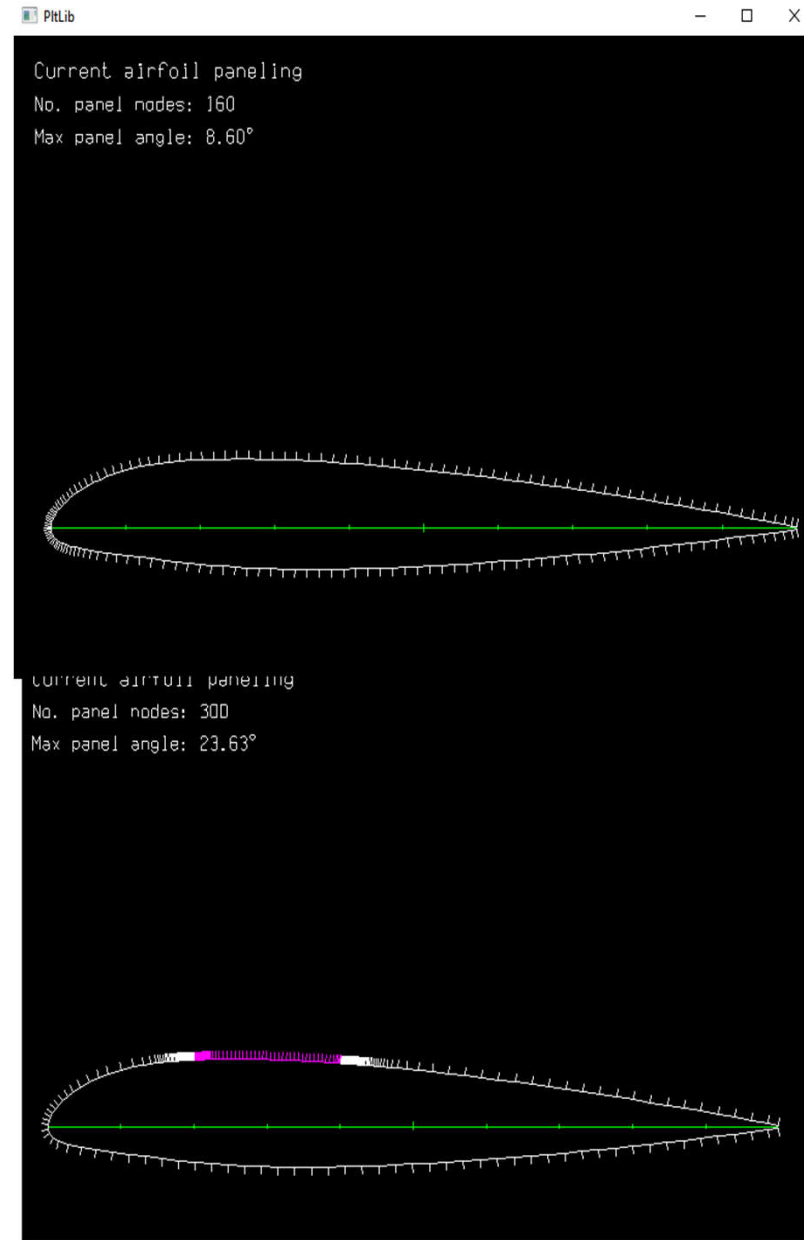


- Nel sottomenu PPAR è possibile cambiare il numero di pannelli in cui è discretizzato il profilo con il comando «N» (default 160).



La geometria di lavoro può essere salvata con il comando

**SAVE** nomefile.txt e poi operare per studiarne la geometria





## ANALISI E MODIFICA DELLA GEOMETRIA DEL PROFILO - 1 .

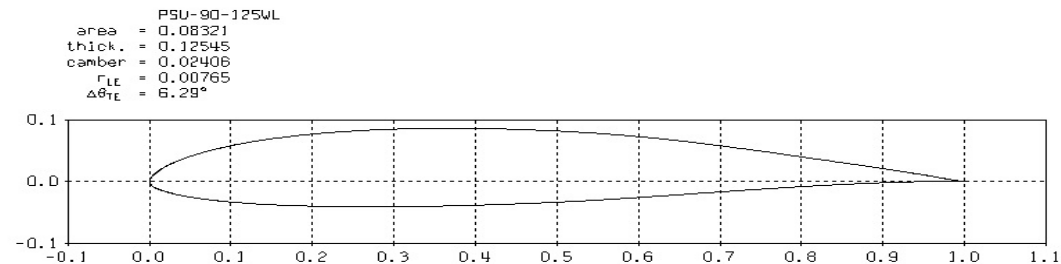
Il comando che permette di operare sulla geometria del profilo è

GDES (comando al main level)

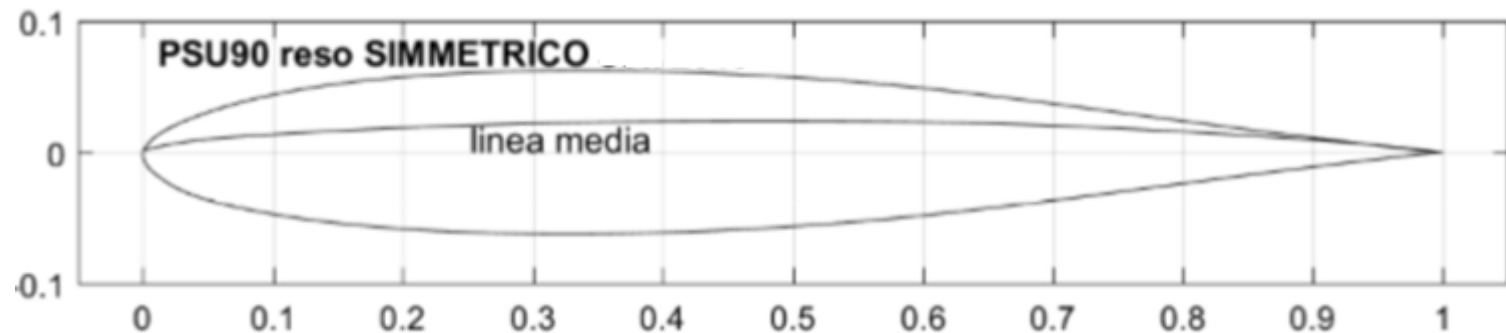
<cr> Return riporta al main Level

! Ripete l'ultimo comando

Viene tracciato il profilo  
completo di griglia (on/off con  
.grid)



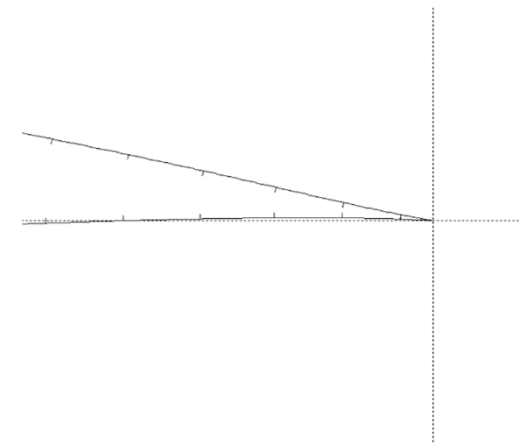
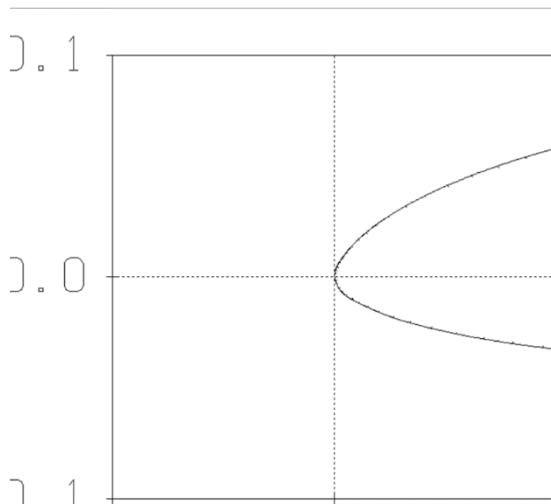
Con  
Mathlab





## ANALISI E MODIFICA DELLA GEOMETRIA DEL PROFILO - 2 -

Z zoom il grafico U riduce (in tutti i livelli di comando)



Una volta che si è giunti ad una geometria corretta del profilo è possibile eseguire le analisi aerodinamiche.

Modi per esportare i dati di Xfoil:

- Una volta generato il grafico di pressione, è possibile esportare l'immagine in formato .ps nella stessa cartella del codice con il comando **HARD** (plot.ps)
- Per esportare i valori numerici relativi al  $C_p$  si usi il comando **cpwr** (a valle del calcolo).
- Per esportare i valori di alfa,  $C_m$ , ecc ottenuti da una sequenza di  $C_l$ , bisogna abilitare **prima del calcolo** la polare di accumulazione con il comando **pacc**, inserire il nome del file su cui scrivere i dati, quando richiesto il nome del dump file premere solo invio. Ora si può procedere con il comando **cseq**, al termine del calcolo riusare di nuovo **pacc** per chiudere il file.

## Il sottolivello OPER

Digitare "?" Per visualizzare un elenco di comandi disponibili e una breve descrizione del loro utilizzo. Funziona su qualsiasi livello di Xfoil.

OPER è l'istruzione che fa entrare nel livello operativo

XFOIL c> OPER

Questo comando produrrà il prompt

.OPERi c>

Facciamo osservare che la "i" dopo OPER indica che lavoriamo in condizioni di **flusso non viscoso**

C:\Users\Angelo\Desktop\51\_b backup buccino ago 2018\AdA\_de\_nico

```
XFOIL c> oper
OPERi c> ?

<cr>      Return to Top Level
!         Redo last ALFA,CLI,CL,ASEQ,CSEQ,VELS

Visc r    Toggle Inviscid/Viscous mode
.VPAR    Change BL parameter(s)
Re r     Change Reynolds number
Mach r   Change Mach number
Type i   Change type of Mach,Re variation with CL
ITER     Change viscous-solution iteration limit
INIT     Toggle BL initialization flag

Alfa r   Prescribe alpha
CLI r   Prescribe inviscid CL
CL r    Prescribe CL
ASEq rrr Prescribe a sequence of alphas
CSeq rrr Prescribe a sequence of CLs

SEQP     Toggle polar/Cp(x) sequence plot display
CINC     Toggle minimum Cp inclusion in polar
HINC     Toggle hinge moment inclusion in polar
Pacc i   Toggle auto point accumulation to active polar
PGET f   Read new polar from save file
PWRT i   Write polar to save file
PSUM     Show summary of stored polars
PLIS i   List stored polar(s)
PDEL i   Delete stored polar
```

C:\Users\Angelo\Desktop\51\_b backup buccino ago 2018\AdA\_de\_nico

```
PDEL i   Delete stored polar
PSOR i   Sort stored polar
PPlo ii. Plot stored polar(s)
APlo ii. Plot stored airfoil(s) for each polar
ASET i   Copy stored airfoil into current airfoil
PREM ir. Remove point(s) from stored polar
PNAM i   Change airfoil name of stored polar
PPAX     Change polar plot axis limits

RGET f   Read new reference polar from file
RDEL i   Delete stored reference polar

GRID     Toggle Cp vs x grid overlay
CREF     Toggle reference Cp data overlay
FREF     Toggle reference CL,CD.. data display

CPx      Plot Cp vs x
CPV      Plot airfoil with pressure vectors (gee wiz)
.VPlo    BL variable plots
.ANNO    Annotate current plot
HARD     Hardcopy current plot
SIZE r   Change plot-object size
CPMI r   Change minimum Cp axis annotation

BL i     Plot boundary layer velocity profiles
BLC      Plot boundary layer velocity profiles at cursor
BLWT r   Change velocity profile scale weight

FMOM     Calculate flap hinge moment and forces
```

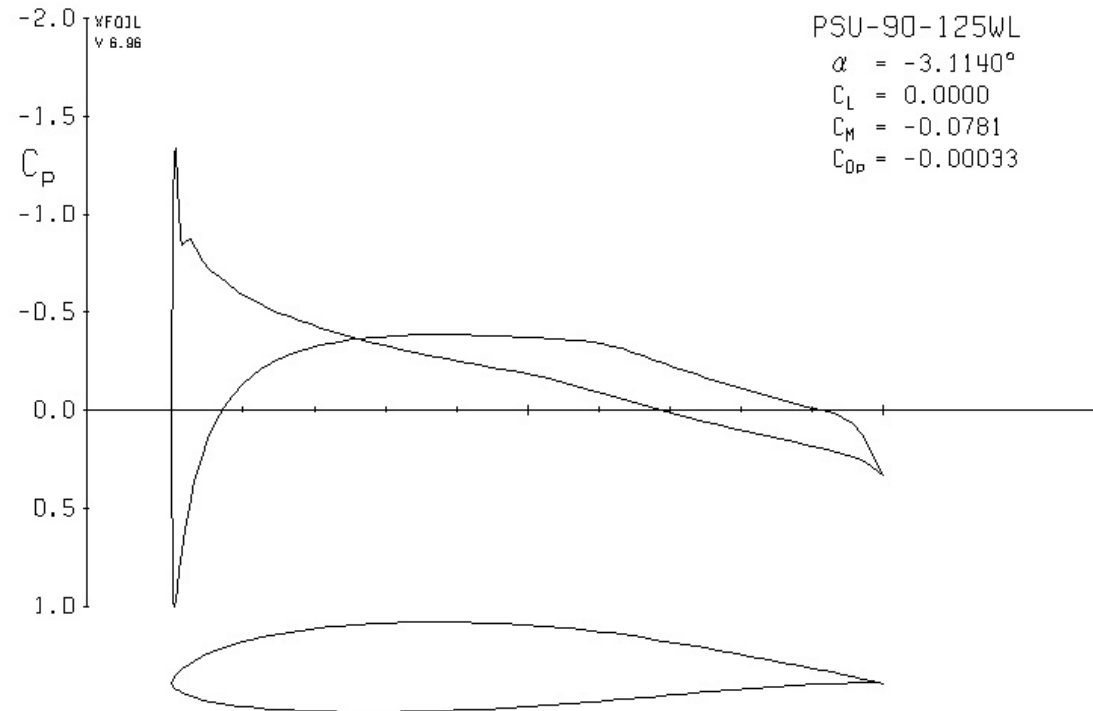


Con il comando **CL + valore** (es. **CL 0**) è possibile ottenere la distribuzione di pressione sul profilo, unitamente ai corrispondenti valori di alfa,  $C_m$ ,  $C_{dp}$ .

Il comando **Cpmi** mostra il valore minimo del  $C_p$  al  $C_l$  calcolato.

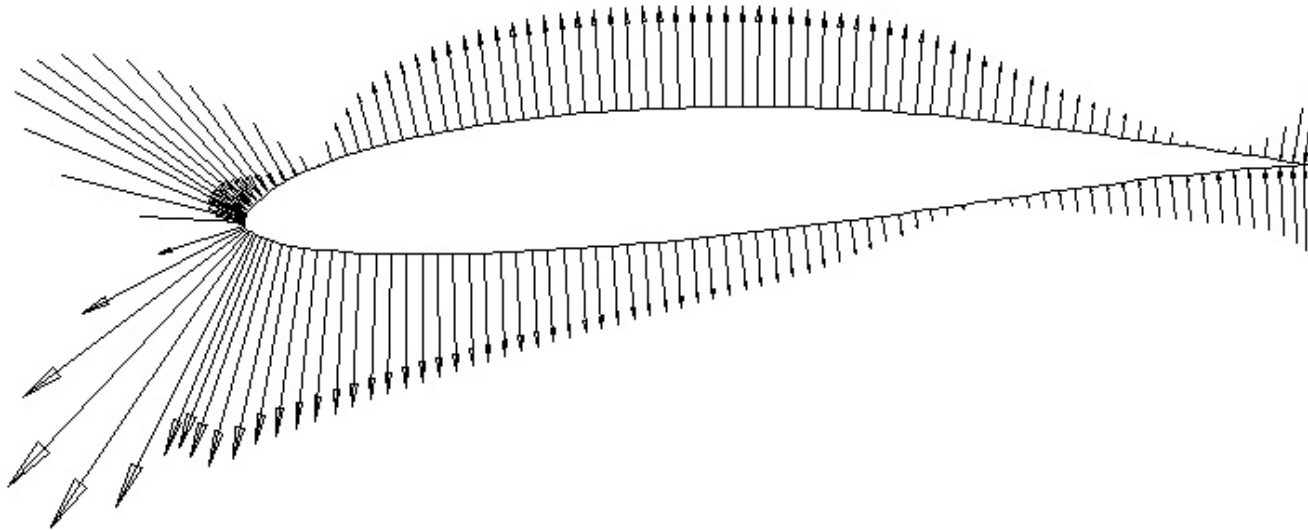
**(comando cpx)**

Il comando **cpwr** scrive i valori del  $C_p$  (x)



L'istruzione cpv consente di visualizzare la distribuzione delle forze di pressione sul profilo ad un dato angolo d'attacco:

.OPERi c> cpv





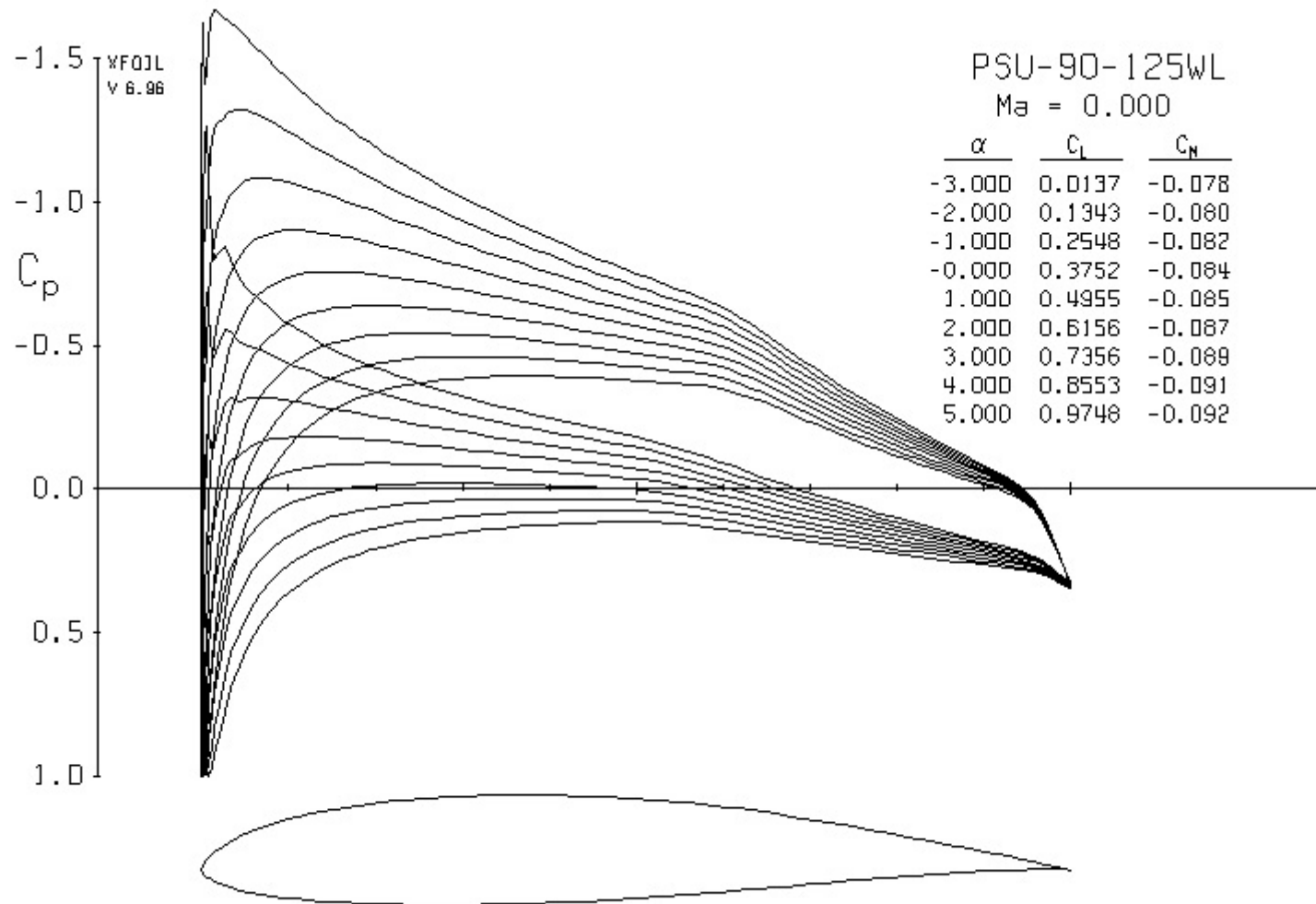
Per memorizzare i dati attiviamo il comando che richiede il nome del file dove vengono memorizzati tutti i dati aerodinamici  
.PACC psu90125wlpol.txt

Il comportamento del profilo al variare di  $\alpha$  da 0 a 6 ° è fornito dal comando  
Aseq

**ALFA + angolo in gradi** o **a + deg** ( es. **alfa 1** o **a 1**) è possibile fare la stessa cosa.  
Per una sequenza di angoli usare nello stesso modo **aseq**.

.ASEQ -3 5 1

**Size r** cambia il valore della dimensione della finestra di plottaggio  
inverso





```

XFOIL          Version 6.96

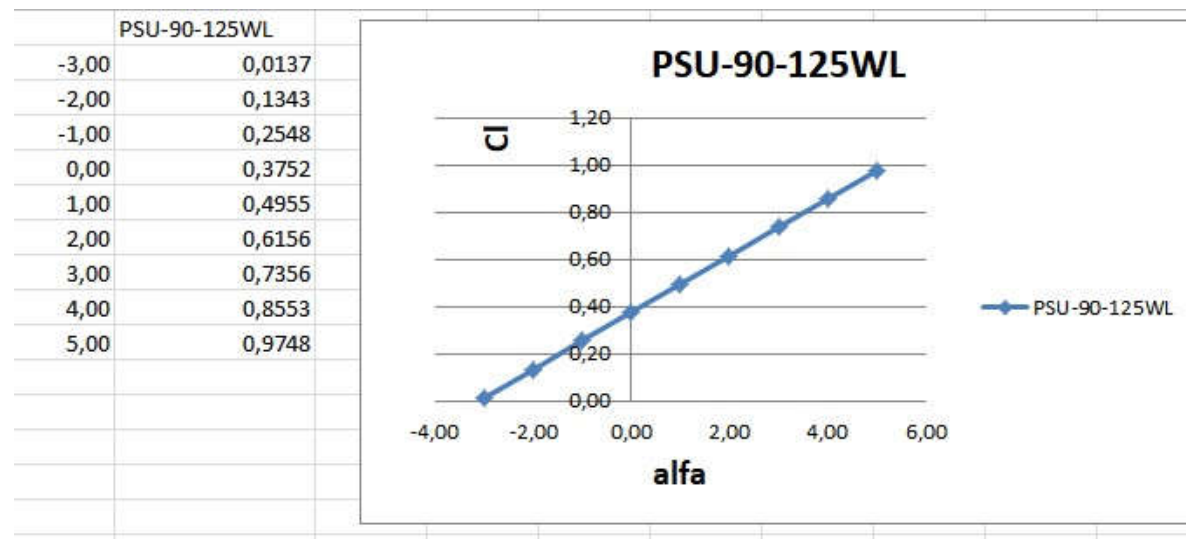
calculated polar for: PSU-90-125WL

1 Reynolds number fixed      Mach number fixed

trf = 1.000 (top)           1.000 (bottom)
ach = 0.000      Re =      0.000 e 6      Ncrit = 9.000

alpha  CL      CD      CDp      CM      Top_Xtr  Bot_Xtr
-----
-3.000 0.0137  0.00000  -0.00033  -0.0783  0.0000  0.0000
-2.000 0.1343  0.00000  -0.00031  -0.0800  0.0000  0.0000
-1.000 0.2548  0.00000  -0.00030  -0.0818  0.0000  0.0000
0.000 0.3752  0.00000  -0.00029  -0.0835  0.0000  0.0000
1.000 0.4955  0.00000  -0.00029  -0.0853  0.0000  0.0000
2.000 0.6156  0.00000  -0.00029  -0.0871  0.0000  0.0000
3.000 0.7356  0.00000  -0.00029  -0.0889  0.0000  0.0000
4.000 0.8553  0.00000  -0.00030  -0.0907  0.0000  0.0000
5.000 0.9748  0.00000  -0.00031  -0.0925  0.0000  0.0000
  
```

Il file **psu90125wlpol.txt** che contiene i risultati aerodinamici può essere post-processato , ad esempio con Excel



## PRINCIPALI COMANDI SULLE (POLARI )

- P ( acc) attiva/disattiva accumulazioni delle polari
- PWRT i Salva le polari su un file (i)
- PPlo ii Rappresenta le polari memorizzate

In GDES è possibile operare sulla geometria del profilo, elencarne e rappresentarne le caratteristiche, ad esempio , la curvatura

```
XFOIL  c> gdes
You are working with the buffer airfoil

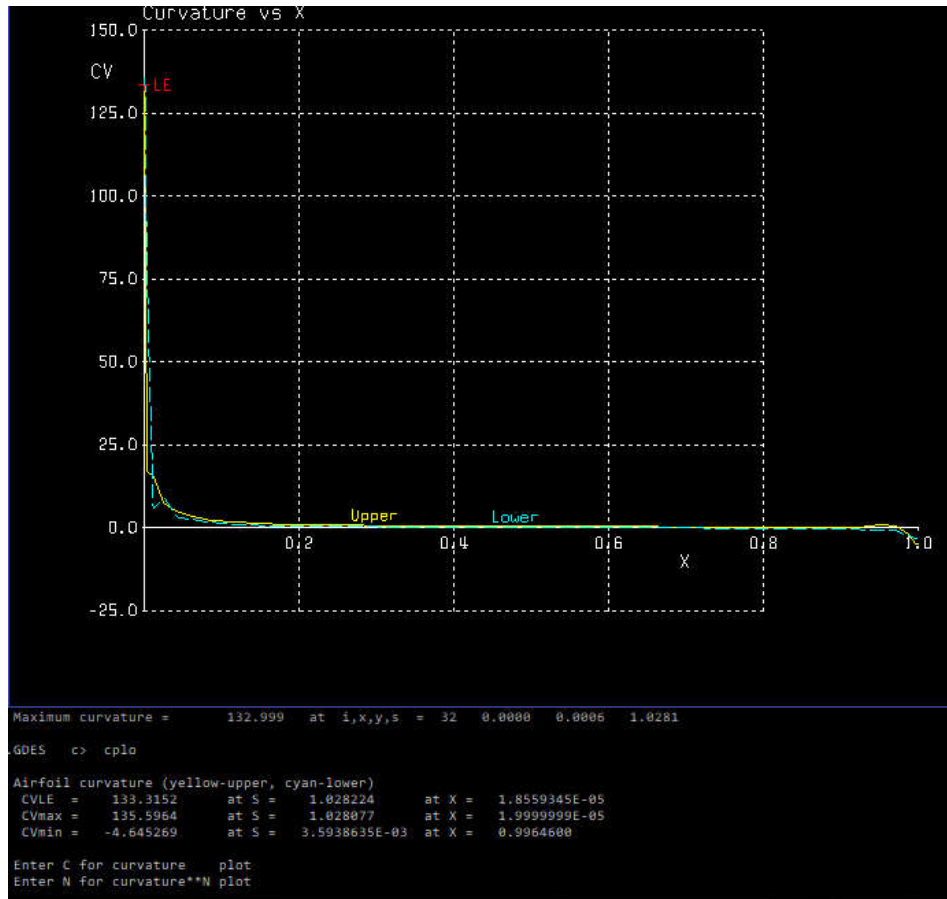
GDES  c> clis

i      x      y      s      theta      curv
1  1.00000  0.00000  0.00000  -9.465     -4.554
2  0.99646  0.00062  0.00359  -10.403    -4.556
3  0.98627  0.00269  0.01399  -12.285    -1.762
4  0.97034  0.00630  0.03033  -12.911     0.423
5  0.94931  0.01099  0.05187  -12.155     0.803
6  0.92336  0.01635  0.07837  -11.311     0.309
7  0.89265  0.02238  0.10967  -10.981     0.059
8  0.85770  0.02912  0.14526  -10.844     0.075
9  0.81908  0.03646  0.18457  -10.679     0.072
10 0.77741  0.04423  0.22696  -10.416     0.145
11 0.73333  0.05217  0.27175  -9.987     0.190
12 0.68748  0.05999  0.31826  -9.317     0.313
13 0.64048  0.06725  0.36582  -8.136     0.553
14 0.59265  0.07341  0.41404  -6.508     0.625
15 0.54409  0.07826  0.46285  -4.967     0.478
16 0.49509  0.08194  0.51198  -3.622     0.478
17 0.44618  0.08446  0.56096  -2.274     0.484
18 0.39787  0.08580  0.60929  -0.888     0.517
19 0.35064  0.08593  0.65652  0.604     0.586
20 0.30495  0.08482  0.70222  2.199     0.632
21 0.26123  0.08249  0.74600  3.961     0.773
22 0.21989  0.07893  0.78750  5.925     0.880
23 0.18131  0.07420  0.82636  8.138     1.108
24 0.14582  0.06835  0.86233  10.662    1.342
25 0.11371  0.06149  0.89517  13.591    1.772
26 0.08524  0.05373  0.92468  17.060    2.333
27 0.06062  0.04523  0.95072  21.279    3.318
28 0.04002  0.03617  0.97323  26.529    4.841
29 0.02356  0.02681  0.99216  33.173    7.330
30 0.01134  0.01745  1.00756  42.873   15.141
31 0.00343  0.00850  1.01950  54.372   16.762
32 0.00002  0.00053  1.02808  88.881  132.999
33 0.00240 -0.00590  1.03503  127.477  79.380
34 0.01088 -0.01194  1.04544  153.819   5.815
35 0.02466 -0.01782  1.06033  160.066   0.611
```

CLIS elenca le curvature a video

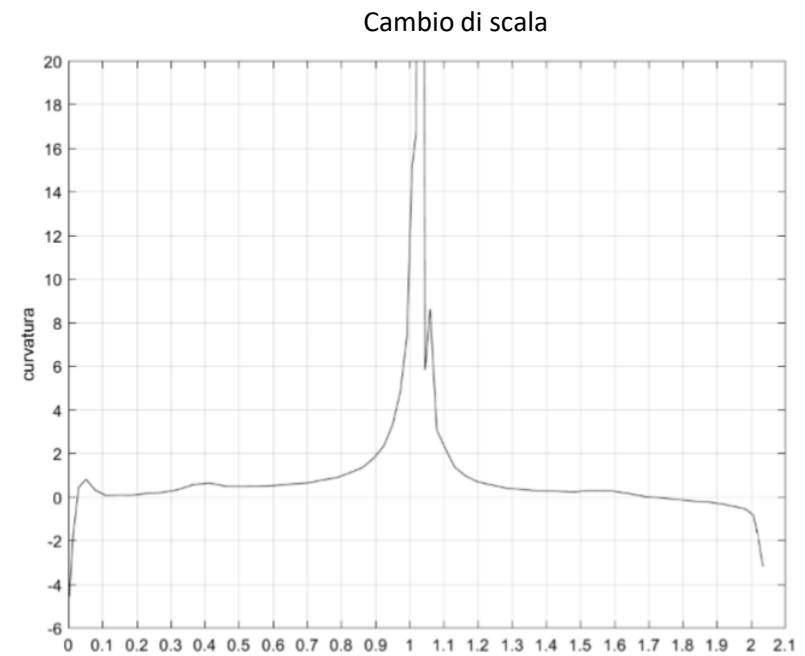
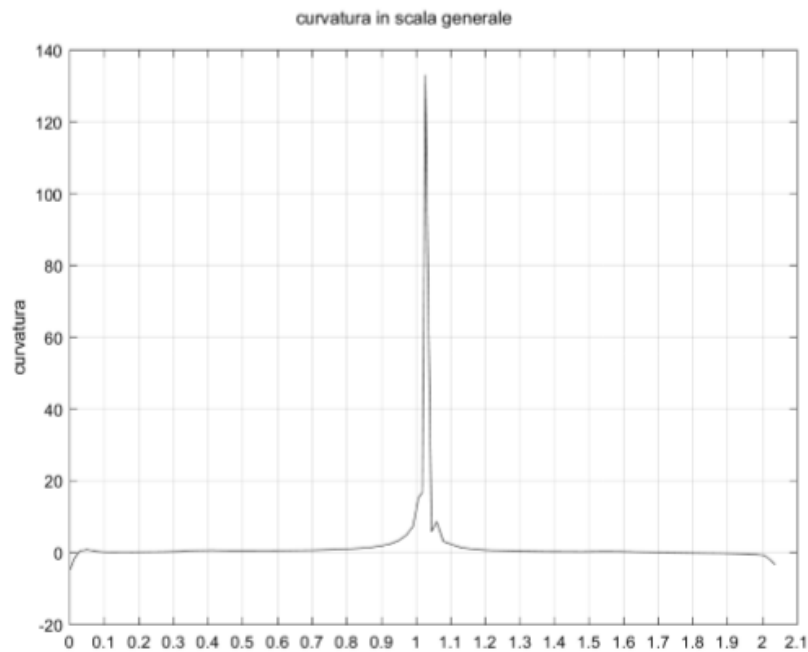
È possibile copiare dalla finestra i valori di curvatura ed inserirli in un file testo per poi operare

## Curvatura del profilo PSU 90 – 125- WL



CPLO in GDES rappresenta il  
grafico delle curvature  
**lungo l'ascissa x**

Dalle curvatures ottenute da .CLIS in post processing è possibile visualizzarle  
**lungo l'ascissa s**



# Utilizzo di profili NACA

Per caricare questo tipo di profilo alare

XFOIL c> NACA 2412

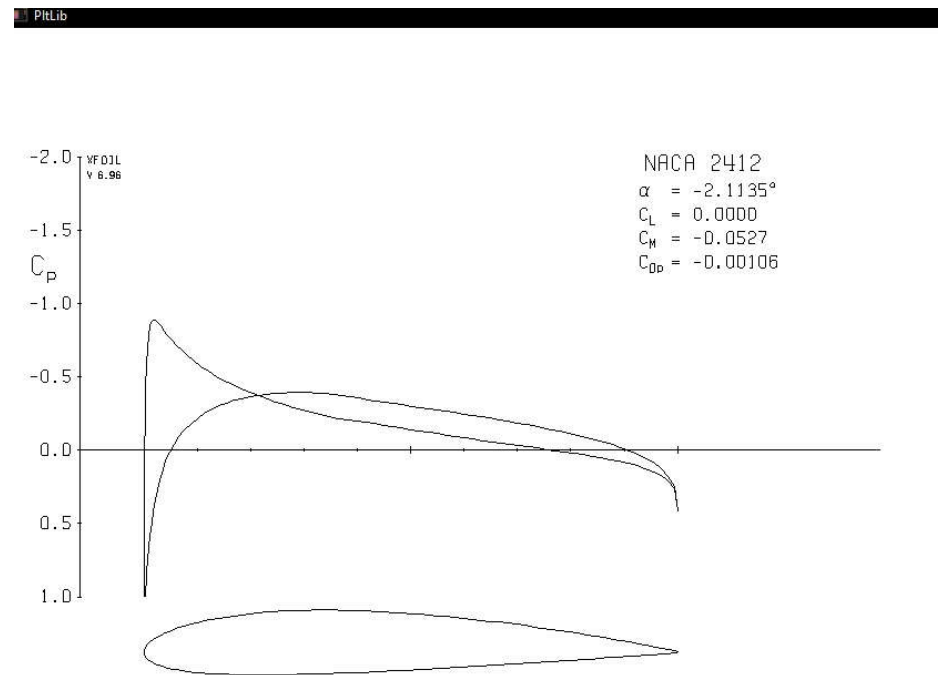
- Nel sottomenu PPAR è possibile cambiare il numero di pannelli in cui è discretizzato il profilo con il comando «**N**» (default 160).



# Utilizzo di profili NACA

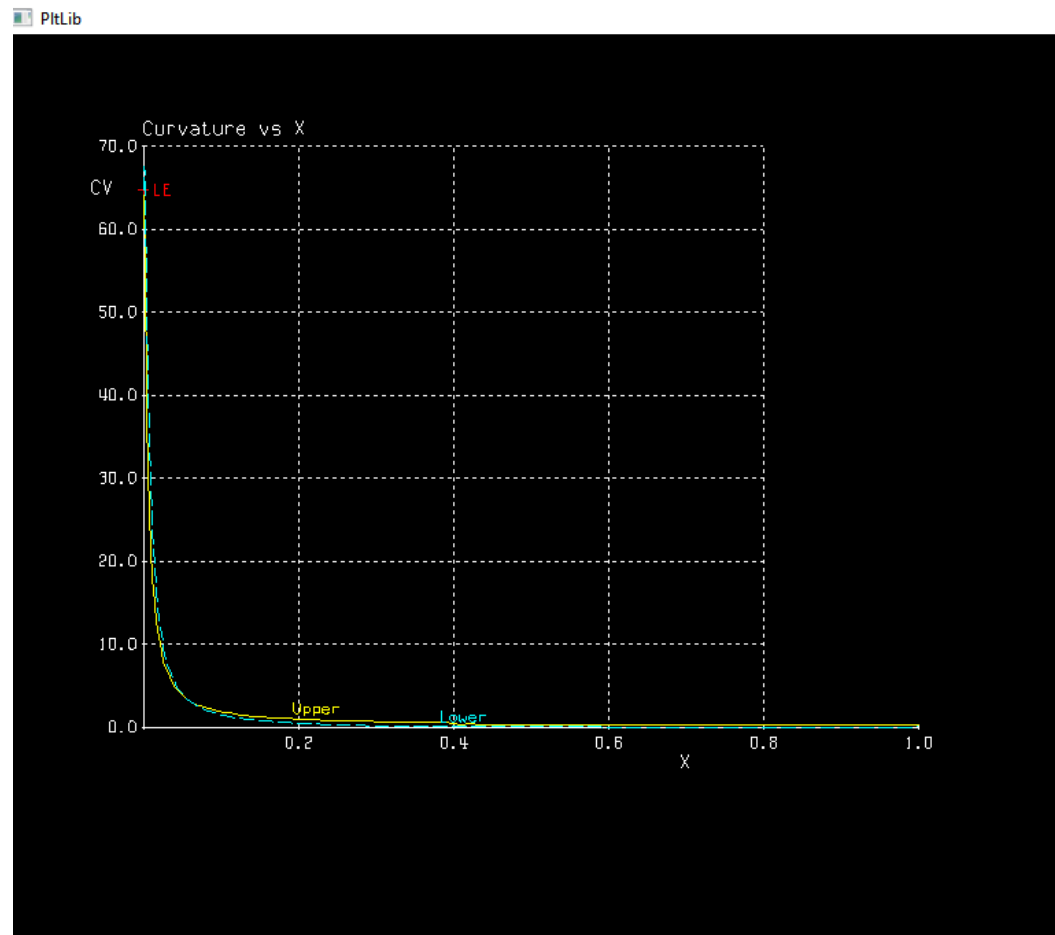
Con il comando **CL + valore** (es. **CL 0**) è possibile ottenere la distribuzione di pressione sul profilo, unitamente ai corrispondenti valori di alfa,  $C_m$ ,  $C_{dp}$ .

Il comando **Cp<sub>mi</sub>** mostra il valore minimo del  $C_p$  al  $Cl$  calcolato.





## Curvatura del profilo NACA 2412







**Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale  
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili**

Da qualunque posizione operativa si ci trova , per terminare l'esecuzione di Xfoil occorre, , premere Enter fino ad arrivare al livello principale e digitare poi XFOIL c> quit

fine