

ESERCITAZIONE n. 2 al Corso di Aerodinamica degli Aeromobili
Prof. Carlo de Nicola

AERODINAMICA VISCOSA DEL PROFILO ALARE ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO
CON SISTEMI DI IPERSOSTENTAZIONE.

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

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

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*
- *punti di transizione libera o forzata*
- *bolle di separazione*
- *separazione del bordo di uscita*
- *portanza e resistenza calcolate al CL_{max}*
- *correzione della compressibilità di Karman-Tsien*

« 1.5 Formulazione viscosa

Gli strati limite e la scia sono descritti con due equazioni a formulazione integrale a dissipazione ritardata e un involuppo di e^n come criterio di transizione, entrambi tratti dall'analisi / progettazione transonica del Codice ISES
L'intera soluzione viscosa (strati limite e scia) è fortemente interagita con il potenziale incomprimibile

La velocità totale in ciascun punto della superficie del profilo e della scia, con i contributi del freestream, la vorticità superficiale e l'equivalente distribuzione della sorgente viscosa, sono ottenuti con il metodo del pannello e con la correzione di Karman-Tsien

.... »

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

Profilo di lavoro
NACA 65₃ 218

(Profilo laminare
della Sesta Serie)

Source Data file :
già ordinato per Xfoil

You have 0 airfoils loaded.
Your Reynold number range is 500,000 to 2,000,000. (...)
Airfoil Tools

Search 1636 airfoils

[G+](#)
[Tweet](#)
[Mi piace 1878](#)

Applications

- Airfoil database search
- My airfoils
- Airfoil plotter
- Airfoil comparison
- Reynolds number calc
- NACA 4 digit generator
- NACA 5 digit generator

Information

- Airfoil data
- Lift/drag polars
- Generated airfoil shapes

Searches

- Symmetrical airfoils
- NACA 4 digit airfoils
- NACA 5 digit airfoils
- NACA 6 series airfoils

Airfoils A to Z

- A a18 to avistar (88)
- B b29root to bw3 (22)
- C c141a to curfisc72 (40)
- D dae11 to du861372 (28)
- E e1098 to esa40 (209)
- F falcon to fxs21158 (121)
- G geminist to gu255118 (419)
- H hh02 to ht23 (63)
- I isa571 to isa962 (4)
- J j5012 to joukowsk0021 (7)
- K k1 to kenmar (11)
- L l1003 to lwk0150k25 (24)
- M m1 to mue139 (95)
- N n0009sm to npbx (174)
- O o3208 to o34139 (6)

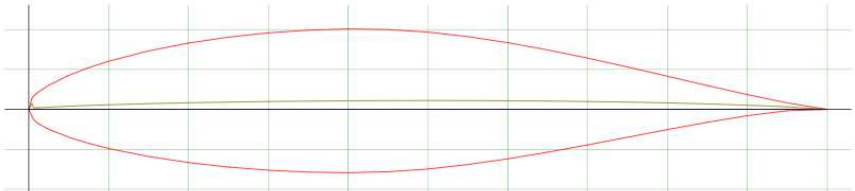
NACA 65(3)-218 (naca653218-il)

NACA 65(3)-218 - NACA 65(3)-218 airfoil

Pass Your Exam Easy

Real Latest Exam Questions from Current Exam Pool ExamLabs

OPEN



Details

(naca653218-il) NACA 65(3)-218
NACA 65(3)-218 airfoil
Max thickness 18% at 39.9% chord.
Max camber 1.1% at 50% chord
Source [LILUC Airfoil Coordinates Database](#)
[Source dat file](#)
The dat file is in Selig format

Dat file

NACA 65(3)-218	
1.00000	0.00000
0.95023	0.00805
0.90046	0.01835
0.85063	0.02967
0.80074	0.04133

Parser

No parser warnings

[Send to airfoil plotter](#)
[Add to comparison](#)
[Lednicer format dat file](#)
[Selig format dat file](#)

Esercitazione n. 2- prof. Angelo Vitiello

4

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

I comandi :

- WDEF file
- RDEF file

Per operare sui parametri

Npan (numero di pannelli)

Cpmax e CP min

(intervallo di rappresentazione del Cp)

REtype (numero di Reynold)

Ncrit (fattore di turbolenza)

Utilizzati nell'analisi

nel caso viscoso

```

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

Caveat computer
=====

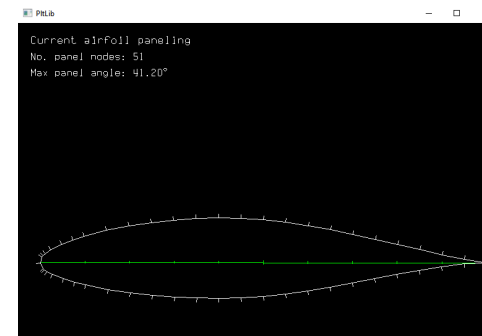
Read settings from file xfoil.def ? Y

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
1.0000 -2.0000 -0.5000 | Lcolor Lcursor
0.0900  0.7000  0.0200 | CPmax  CPmin  CPdel
0.0000  1.5000  0.5000 | XoffAir ScalAir BLUwt
0.0000  0.0400  0.0100 | CLmin  CLmax  CLdel
-4.0000 10.0000  2.0000 | CDmin  CDmax  CDdel
-0.2500  0.0000  0.0500 | ALmin  ALmax  ALdel
1         0.0000  0.0100 | CMmin  CMmax  CMdel
1         0.0000  9.0000 | MAType Mach  Vaccel
1.0000  1.0000  1.0000 | REtype Re/10^6 Ncrit
          XtripT XtripB

QUIT      Exit program
  
```

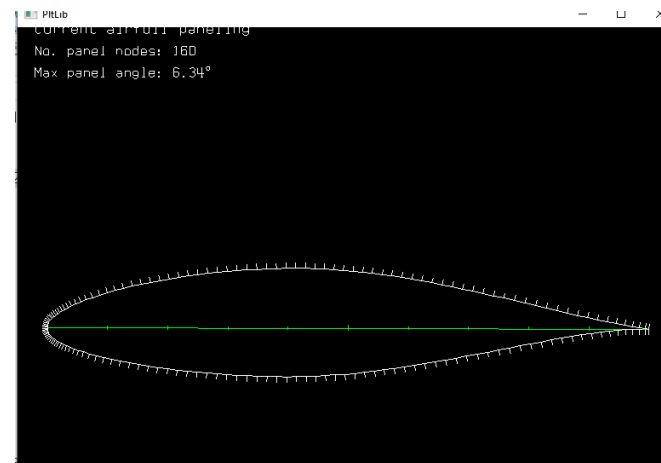
XFOIL c> load naca653218.txt



XFOIL c> pane

XFOIL c> ppar

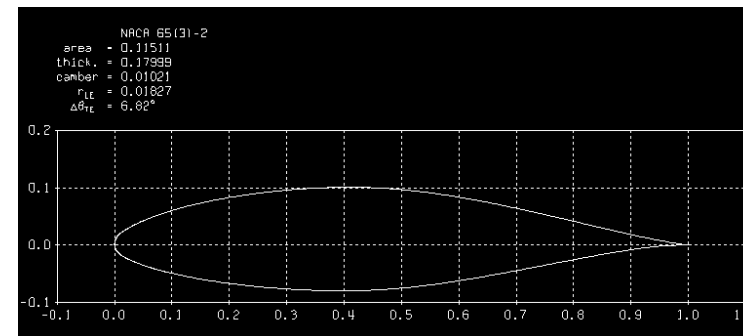
ri-pannelliamo lasciando il parametro
Npan in xfoil.rdef a 160 e mostriamo



XFOIL c> gdes

analisi e la modifica della geometria

Size n modifica la scala di rappresentazione di Gdes



MODIFICA DELLA GEOMETRIA (inserimento di un Flap)

DETERMINARE LE COORDINATE DELLA CERNIERA (in mezzeria) DEL FLAP
ASSEGNARE L'ANGOLO DI DEFLESSIONE

NACA 65(3)-218

posizione hinge ; x = 0,75
posizione hinge ; y = 0,0091

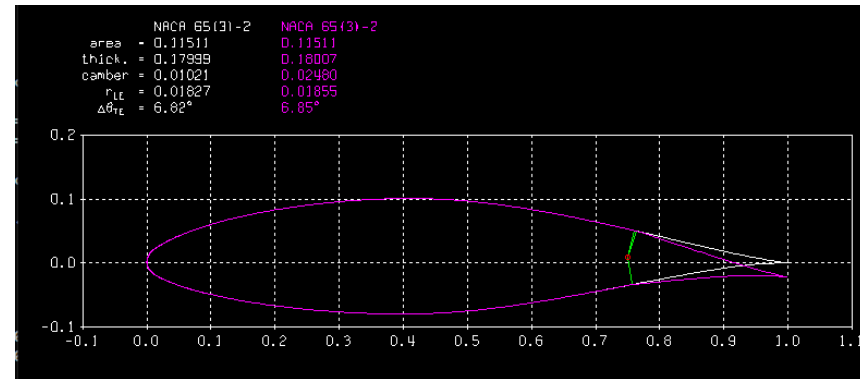
.GDES c> flap

Enter flap hinge x location r> .75

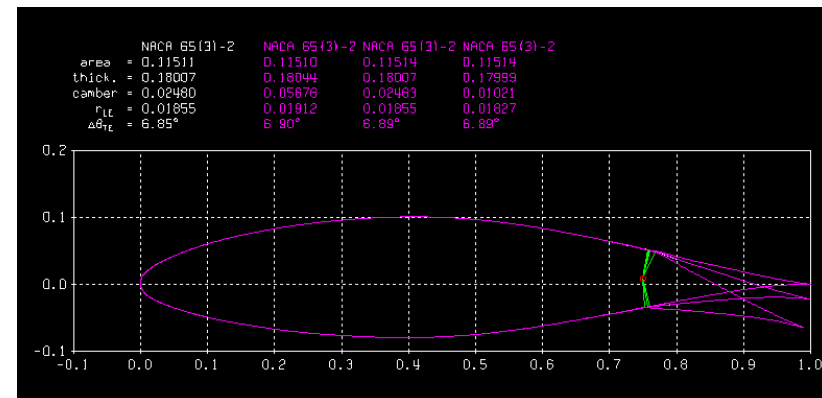
Enter flap hinge y location (or 999 to specify y/t) r> 0,0091

Flap hinge: x,y = 0.75000 0.00910

Enter flap deflection in degrees (+ down) r> 5



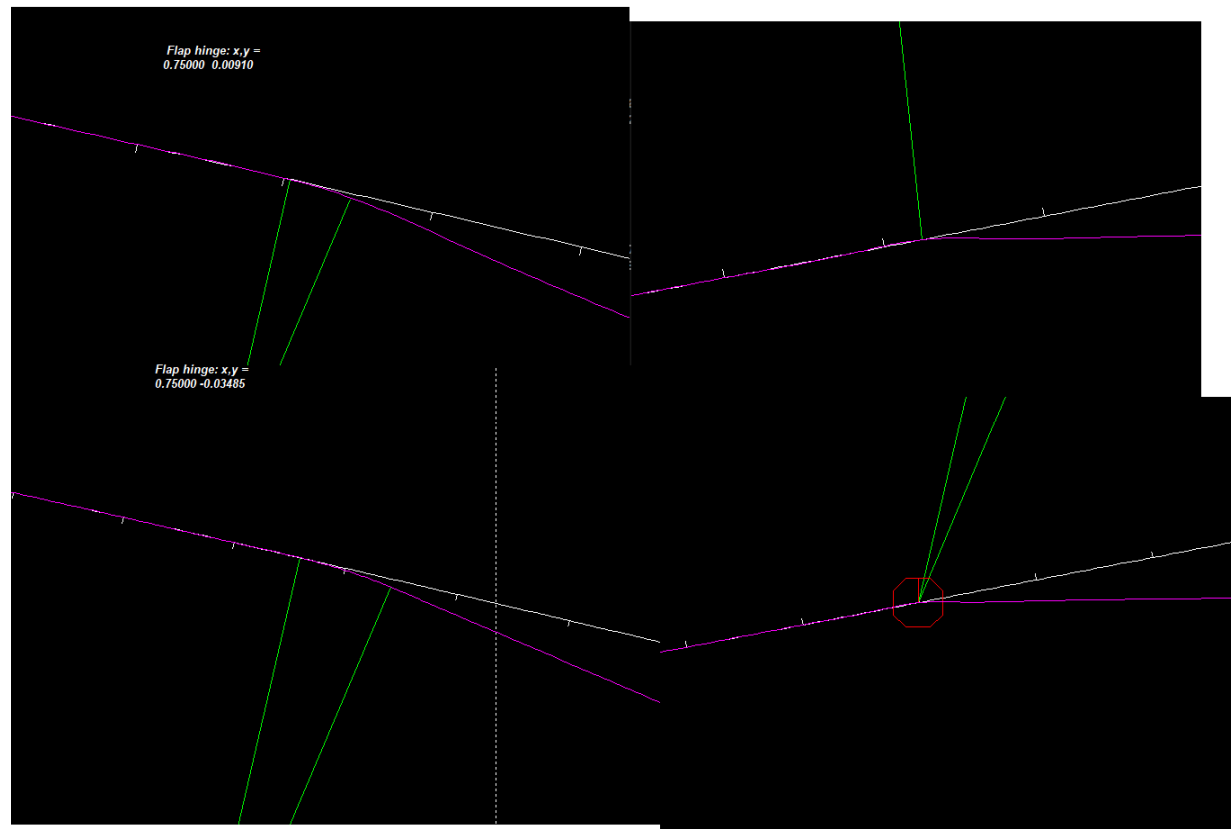
Gli angoli di flap assegnati
sono incrementali (estendo e rientro)
+5, +10, -10 ; -5



MODIFICA DELLA GEOMETRIA (inserimento di un Flap)

DETERMINARE LE COORDINATE DELLA CERNIERA (in mezzeria) DEL FLAP
ASSEGNARE L'ANGOLO DI DEFLESSIONE

la posizione y
della cerniera non incida
sulla geometria



XFOIL c> ppar

Npan = 200

Present paneling parameters...

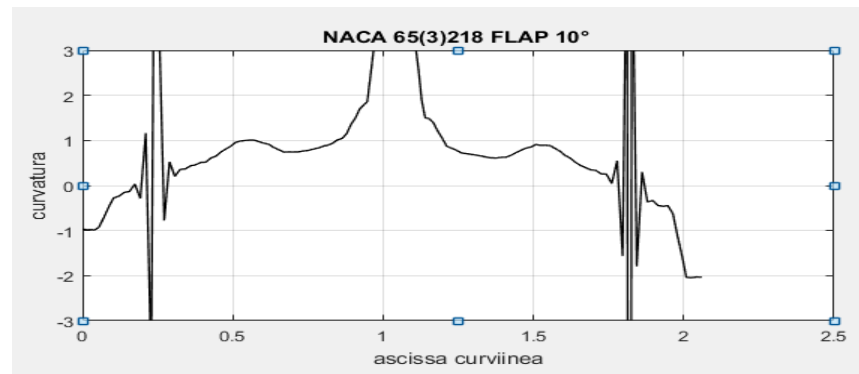
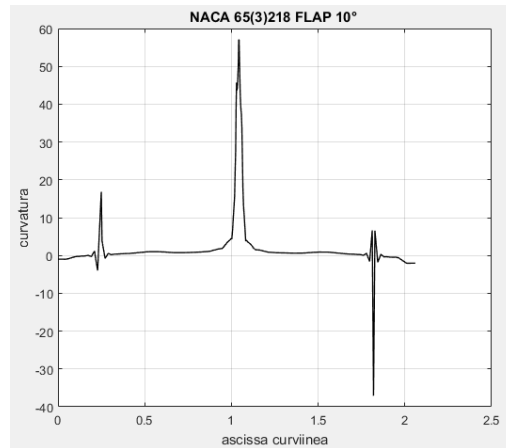
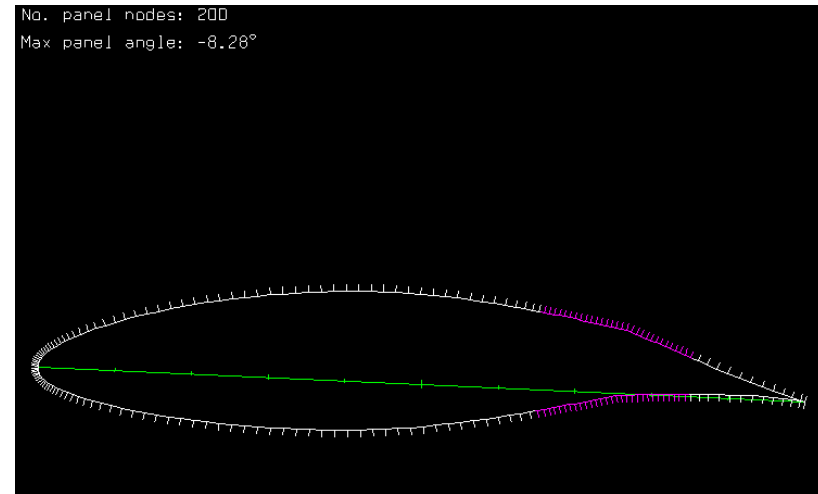
XT rr Top side refined area x/c limits 0.650 0.850

XB rr Bottom side refined area x/c limits 0.650 0.850

.GDES c> clis

COPIARE DALLA FINESTRA DOS LE CURVATURE

RAPPRESENTARLE LIMITANDO IL GRAFICO TRA 3 E -3



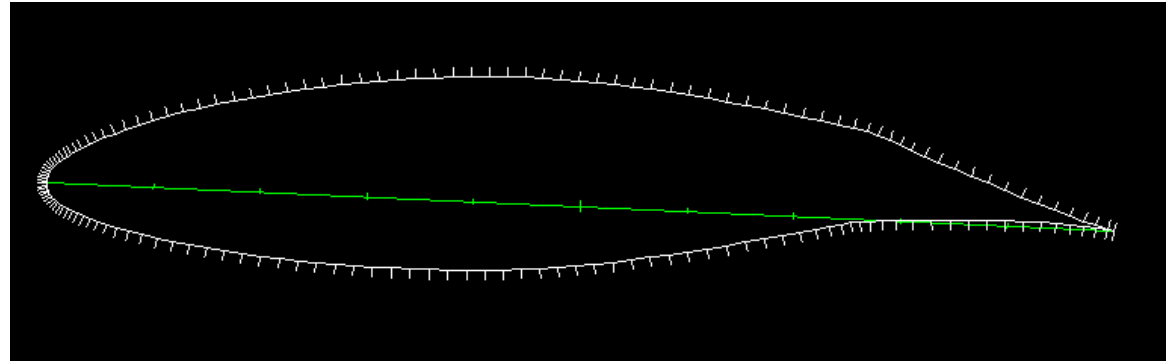
Aerodinamica non viscosa del profilo con flap

Flap a 10°

Buffer airfoil is not identical to current airfoil

È necessario ripannellare con la nuova geometria

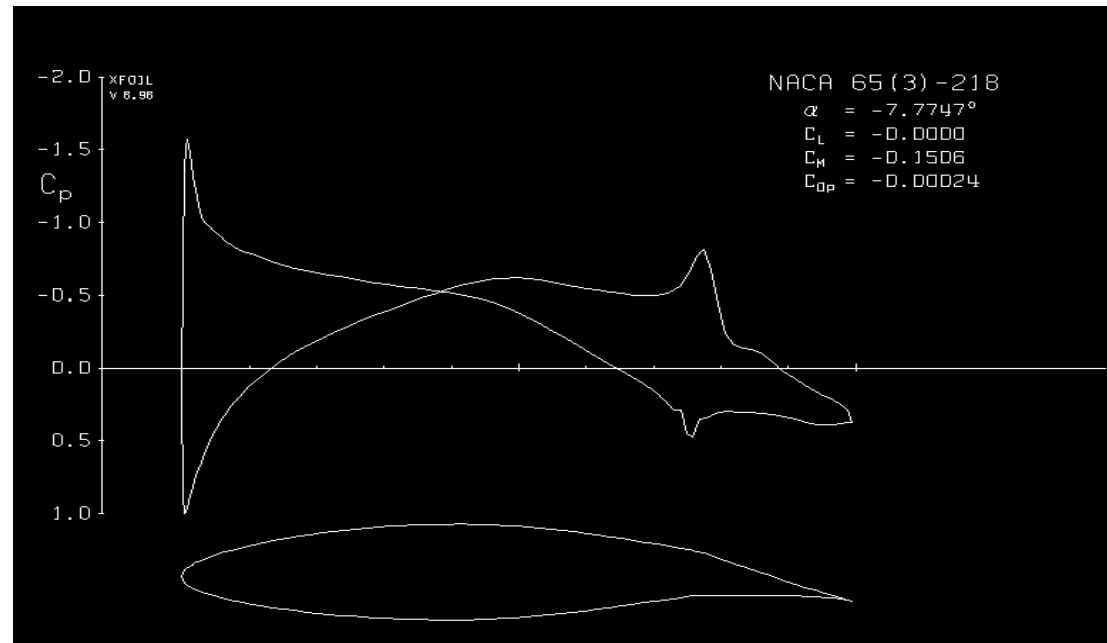
```
XFOIL c> pane  
XFOIL c> ppar  
XFOIL c> gdes
```



```
XFOIL c> oper
```

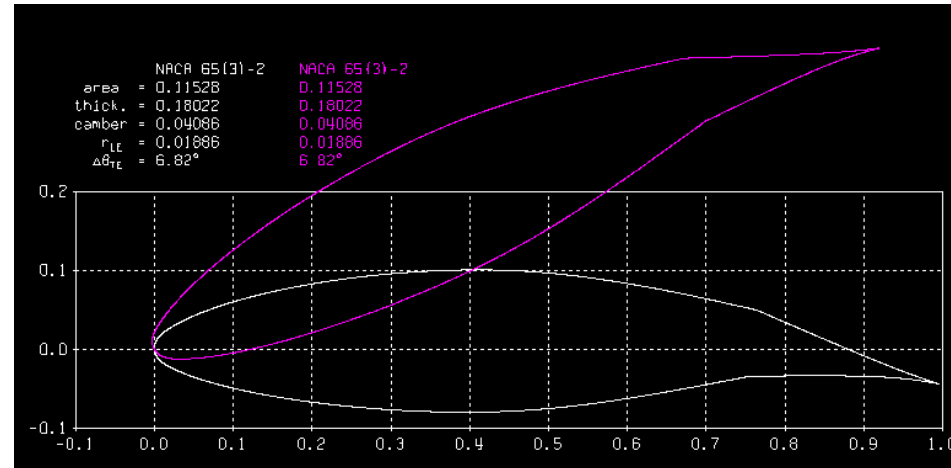
```
.OPERi c> cl 0  
Calculating unit vorticity distributions ...
```

X-window size changed to 11.00" x -0.85"



MODIFICA DELLA GEOMETRIA (aggiunta di un DROP NOSE)

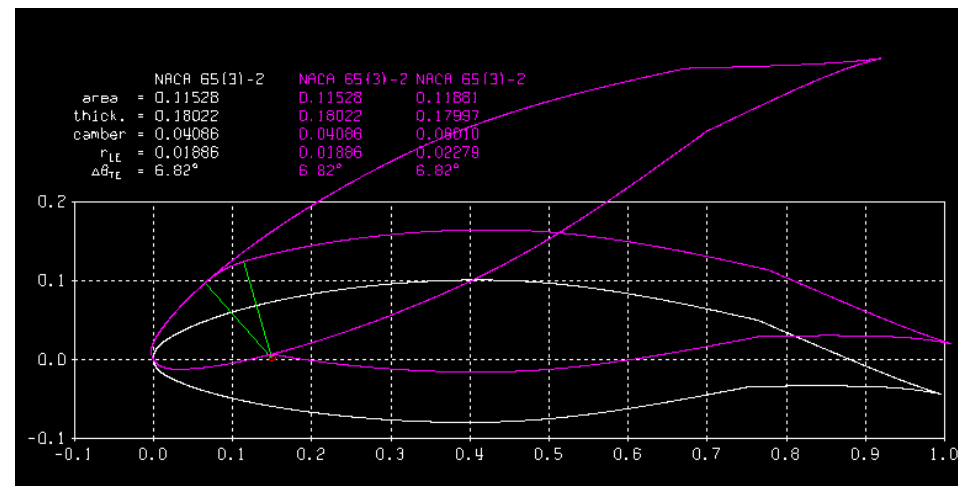
Assegnare ADEG angolo rotazione della geometria
intorno all'origine
.GDES c> adeg
Enter angle change (deg) r> -25



DETERMINARE LE COORDINATE DELLA CERNIERA (in
mezzzeria) DEL DROP NOSE

NACA 65(3)-218	
posizione hinge ; x =	0,15
posizione hinge ; y =	0,0212

.GDES c> flap
Enter flap hinge x location r> 0.15
Enter flap hinge y location (or 999 to specify y/t) r> 0.000047
Enter flap deflection in degrees (+ down) r> 25



XFOIL c> pane
XFOIL c> ppar

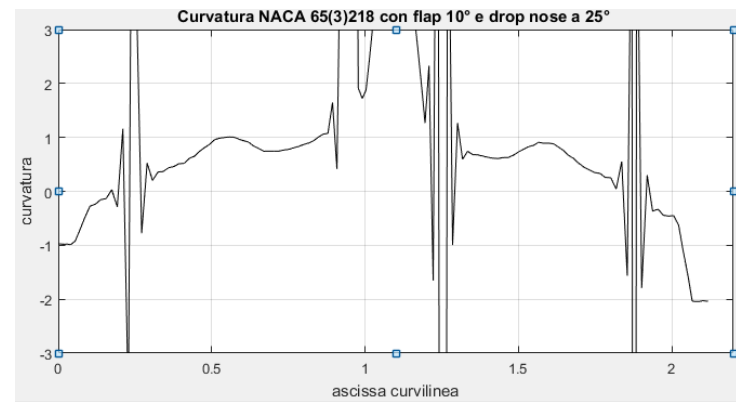
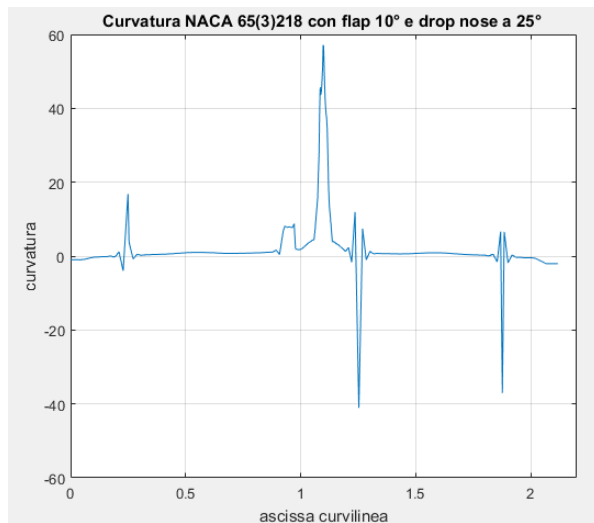
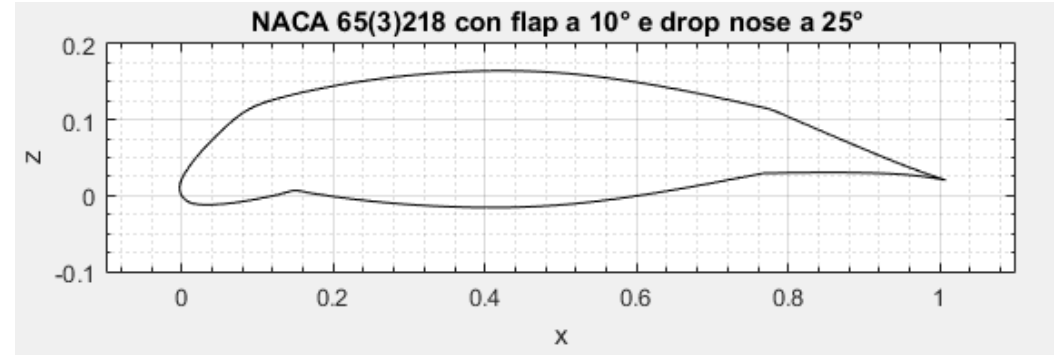
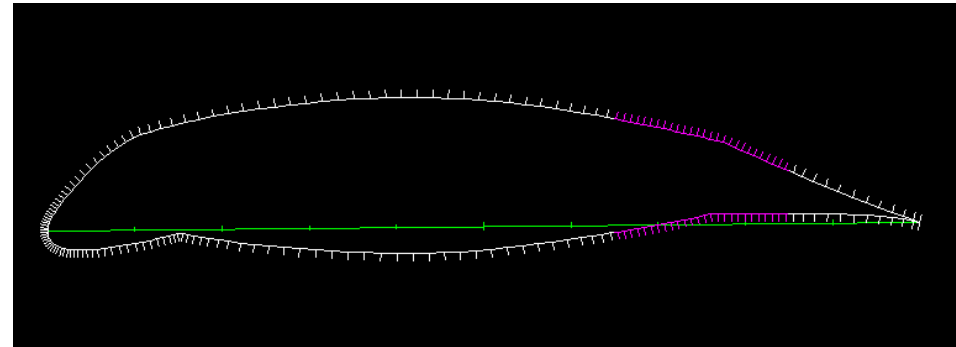
XFOIL c> save naca653218drpflap.txt

XFOIL c> gdes

You are working with the buffer airfoil

Curvature

.GDES c> clis

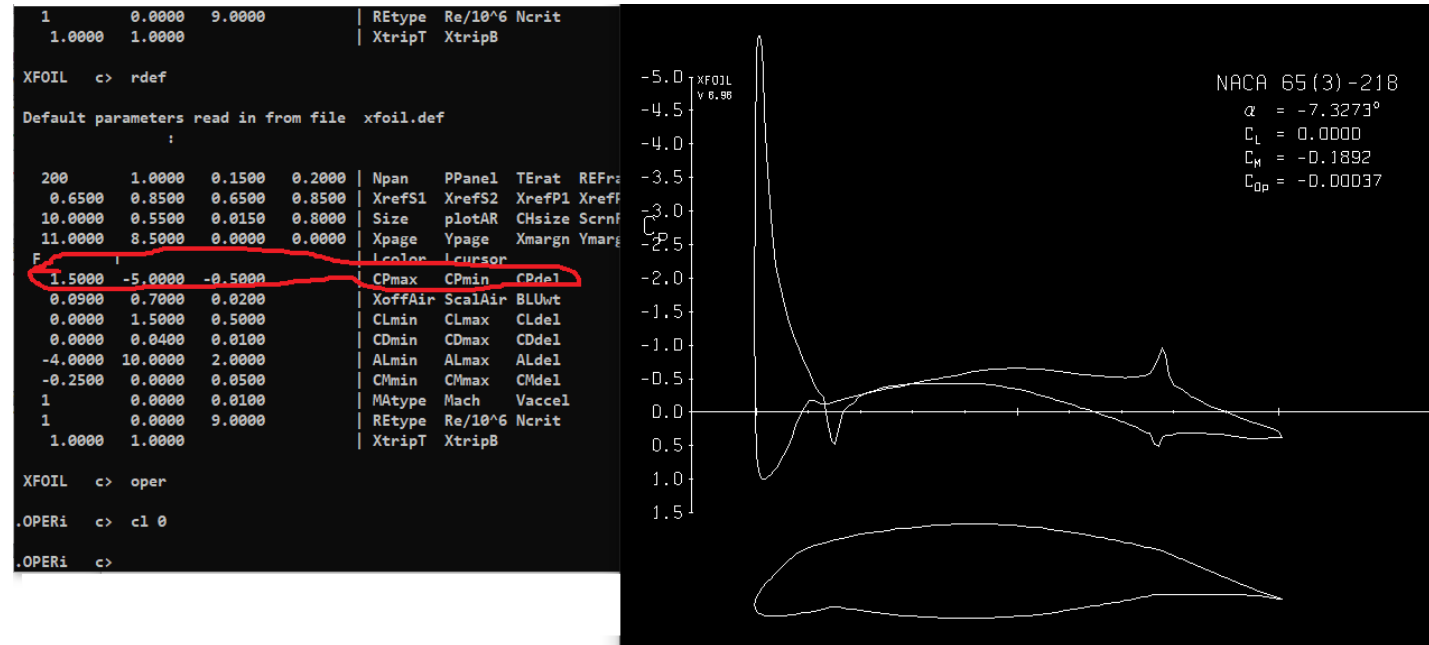


Aerodinamica non viscosa del profilo con flap e drop nose

XFOIL c> oper

.OPERi c> cl 0

Cpmin -5



La rappresentazione nella grafica di Xfoil ha richiesto la modifica dell'intervallo di rappresentazione del coefficiente di pressione

ANALISI IN CAMPO VISCOSO ED INCOMPRESSIBILE

“Il codice XFOIL non è infallibile e richiede un certo livello di esperienza aerodinamica e di buon senso da parte dell'utente”

Possibili problemi

- Separazione da eccessivo spessore del profilo aerodinamico,
- Flusso non stazionario (von Karman vortex street, ecc.)
- Scarsa risoluzione dei picchi di pressione del LE
- Scarsa risoluzione di zone viscosi (ad esempio bolle di separazione)
- Numero di Reynolds troppo basso

ANALISI IN CAMPO VISCOSO ED INCOMPRESSIBILE parametri

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  Xmargin  Ymargin
F    T                                | Lcolor  Lcursor
1.0000 -2.0000 -0.5000             | CPmax  CPmin  CPdel
0.0900  0.7000  0.1000             | 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  Vaccel
1      0.0000  9.0000           | REtype Re/10^6 Ncrit
1.0000  1.0000             | XtripT XtripB

```

Read settings from file xfoil.def ? Y

```
1  0.0000  9.0000           | REtype Re/10^6 Ncrit
```

Il metodo eⁿ è utilizzato per la valutazione della transizione libera ed utilizza ha il parametro Ncrit ,specificato dall'utente, come fattore di amplificazione della turbolenza che attiva la transizione. La scelta Ncrit = 9 corrisponde al metodo standard, ed è la scelta più comune

Valori tipici del fattore di amplificazione della turbolenza

- Aliante 12-14
- Galleria molto pulita 10-12
- Standard 9
- Galleria "sporca" 4

ANALISI IN CAMPO VISCOSO ED INCOMPRESSIBILE

Uso del Buffer (polari)

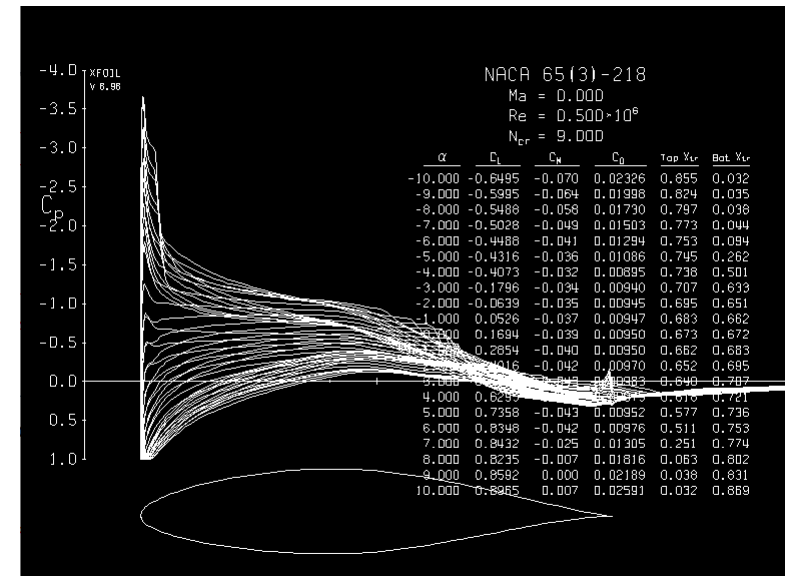
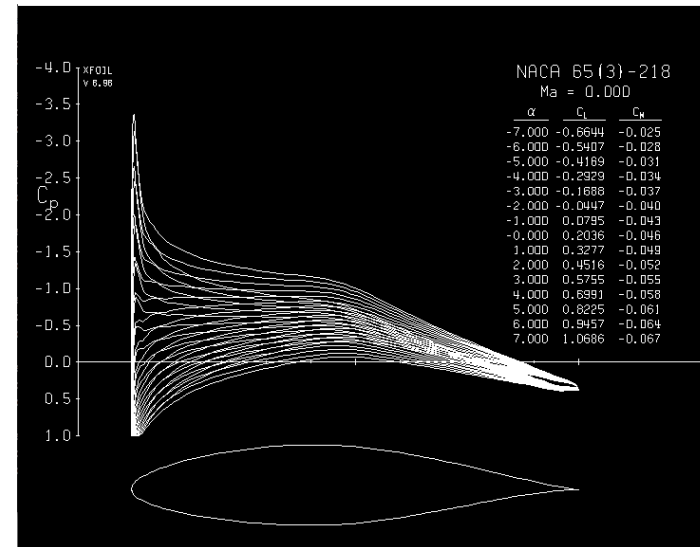
Pacc i attiva/didattiva l'accumulazione delle polari
PGET f legge una nuova polare dal file f
PWRT i scrive una polare sul file i
PSUM mostra le polari memorizzate in buffer

Sulle polari memorizzate in buffer
PLIS i elenca
PDEL i cancella
PSOR i cerca
PPlo ii. Plotta

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

```
XFOIL c> load NACA653218 .txt
XFOIL c> rdef
XFOIL c> pane
XFOIL c> ppar
XFOIL c> gdes
.OPERi c> plis
No polars are stored
OPERi c> Pacc
Polar 1 newly created for accumulation
Airfoil archived with polar: NACA 65(3)-218
Enter polar save filename OR <return> for no file s> pol65218_i.txt
New polar save file available
Enter polar dump filename OR <return> for no file s>
Polar dump file will NOT be written
Polar accumulation enabled
.OPERia c> aseq-7 7 1
X-window size changed to 10.57" x 8.50"
Calculating unit vorticity distributions ...
.OPERia c> pwrt
airfoil      Re      Mach  Ncrit XtripT XtripB  file
-----
> 1 NACA 65(3)-218      0.000e*  0.000   9.00 1.000 1.000 >
pol65218_i.txt
Enter polar output filename [pol65218_i.txt] s> Y
.OPERia c> pacc
Polar accumulation disabled
.OPERi c> visc
Enter Reynolds number r> 500000
M = 0.0000
Re = 500000
.OPERv c> aseq-7 7 1
Calculating wake trajectory ...
Calculating source influence matrix ...

ITER
Se VISCAL: Convergence failed
Type "!" to continue iterating
```



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

XFOIL c> oper

.OPERi c> pacc

Polar 1 newly created for accumulation

Airfoil archived with polar: NACA 65(3)-218

Enter polar save filename OR <return> for no file s> p_i.txt

New polar save file available

Enter polar dump filename OR <return> for no file s>

Polar dump file will NOT be written

Polar accumulation enabled

.OPERia c> as -10 10 1

Calculating unit vorticity distributions ...

.OPERia c> pacc

Polar accumulation disabled

.OPERi c> visc

Enter new Reynolds number r> 500000

.OPERv c> pacc

Polar 2 newly created for accumulation

Airfoil archived with polar: NACA 65(3)-218

Enter polar save filename OR <return> for no file s> p_5_9.txt

OPERva c> pacc

Polar accumulation disabled

.OPERv c> pwrt

airfoil	Re	Mach	Ncrit	XtripT	XtripB	file	
1	NACA 65(3)-218	0.000e*	0.000	5.00	1.000	1.000	p_i.txt
2	NACA 65(3)-218	5.000e5	0.000	9.00	1.000	1.000	p_5_9.txt
3	NACA 65(3)-218	1.000e6	0.000	9.00	1.000	1.000	p_1_9.txt

Rappresentazione polari in Xfoil

XFOIL c> oper

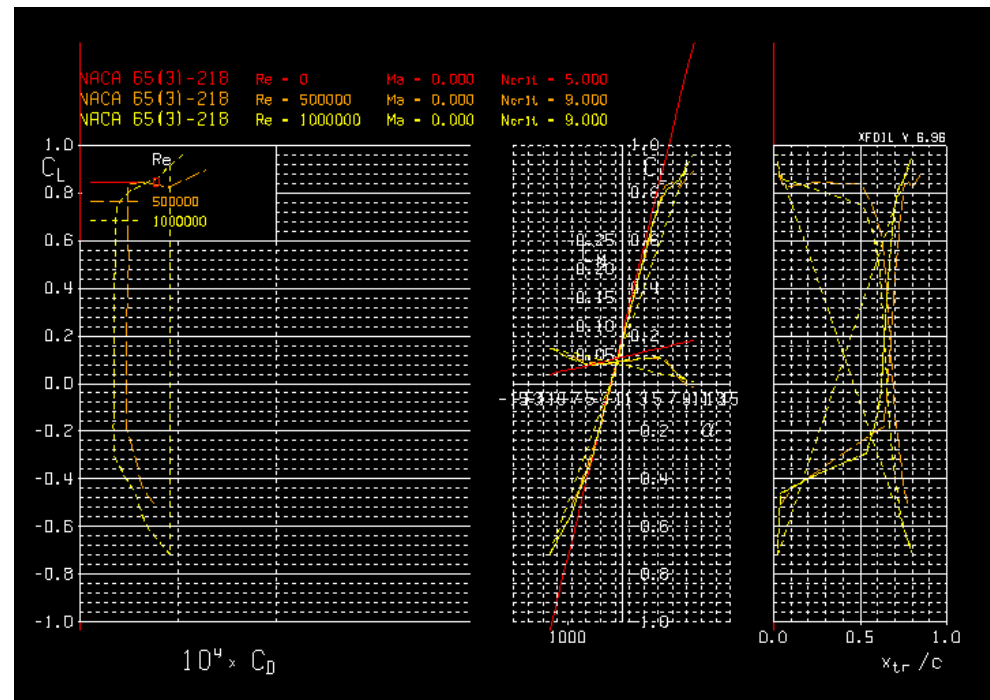
.OPERv c> pplo

XFOIL c> rdef (intervenire nei parametri di xfoil.def)

Default parameters read in from file xfoil.def

```

-1.0000 1.0000 0.2000 | CLmin CLmax CLdel
0.0000 0.0800 0.1000 | CDmin CDmax CDdel
-15.0000 15.0000 2.0000 | ALmin ALmax ALdel
-0.2500 0.0000 0.0500 | CMmin CMmax CMdel
    
```



Analisi in campo viscoso

Rappresentazione dello Strato Limite e dei profili di velocità in punti assegnati

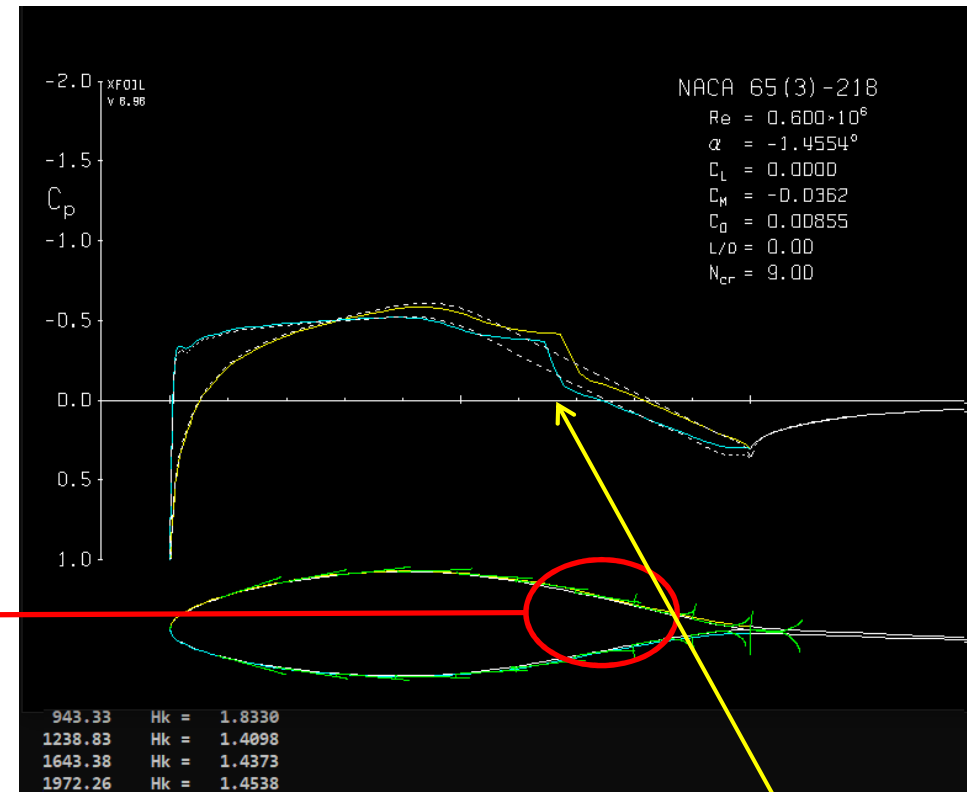
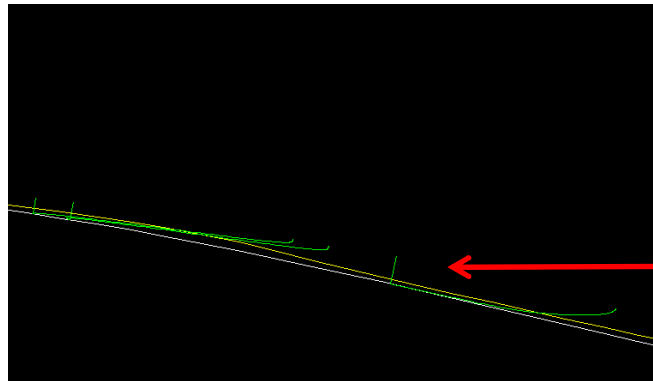
`.OPERv c> bl`

Using default number of profiles: 21
`x y = 1.0000 0.0000 Delta* = 0.6101E-02 Rtheta = 1922.08 Hk = 1.5860`

`.OPERv c> blc` (uso del cursore sul grafico)

Locate profiles with cursor, type "D" when done...

`.OPERv c> z`

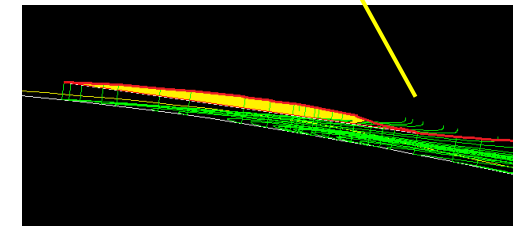


`.OPERv c> blwt` Cambiare la scala di rappresentazione dello strato limite

Current u/Q_{inf} profile plot weight = 0.1000000

Enter new plot weight `r> 0.1`

`.OPERv c> blc` rappresentare il profilo di velocità dello strato limite in punti scelti con il cursore



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

Analisi in campo viscoso

Rappresentazione dei parametri dello Strato Limite

XFOIL c> oper
.OPERv c> dump

Enter filename: NACA653218.bl (salva tutti i parametri)

NACA653218.bl - Blocco note di Windows

File	Modifica	Formato	Visualizza ?					
#	s	x	y	Ue/Vinf	Dstar	Theta	Cf	H
	0.00000	1.00000	0.00000	0.83375	0.006893	0.004280	0.001654	1.610
	0.00634	0.99372	0.00088	0.84942	0.006254	0.003996	0.001883	1.565

Utilizzo del sotto- menu VPLO di OPERv :

.OPERv c> VPLO

..VPLO c> H

..VPLO c> cf

..VPLO c> ?

H Plot Primo Fattore di Forma

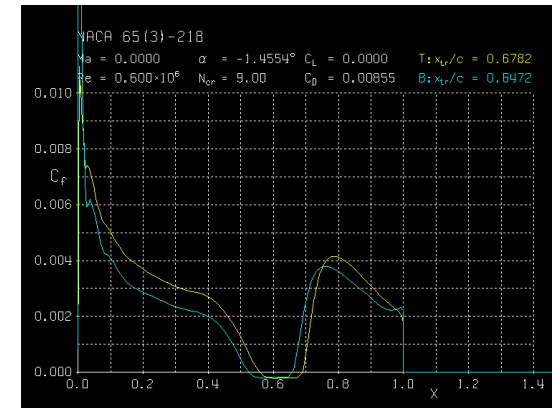
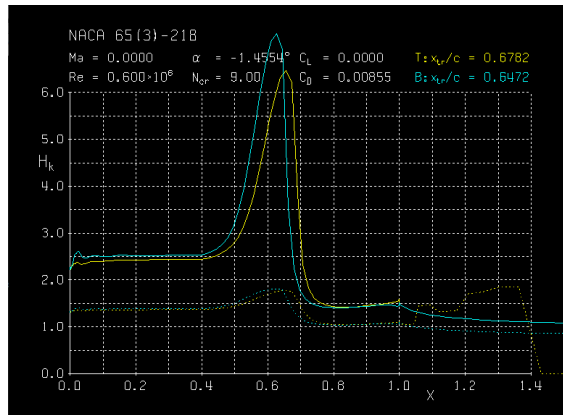
DT spessore di spostamento and spessore di quantità di moto (top)

DB spessore di spostamento and spessore di quantità di moto (bottom)

UE Plot velocità estrema

CF Plot coefficiente di attrito

.....



SALVARE SU FILE I PARAMETRI DELLO STRATO LIMITE

..VPLO c> cf

..VPLO c> dump

Enter filename: NACA653218.cf

NACA653218.cf - Blocco note di Windows

File	Modifica	Formato	Visualizza ?
#	NACA 65(3)-218		
#	alpha = -1.4554		
#	Mach = 0.0000		
#	Reyn = 600000		
#	Ncrit = 9.0000		
#			
#	x	cf	
#	0.69012E-03	0.24452E-02	
#	0.13723E-02	0.55481E-02	
#	0.22905E-02	0.80381E-02	

Analisi in campo viscoso
Transizione da laminare a turbolento

..VPLO c>

.OPERv c> a 0

Calculating wake trajectory ...

Calculating source influence matrix ...

Solving BL system ...

Side 1 **free transition** at $x/c = 0.6623$ 60

Side 2 **free transition** at $x/c = 0.6621$ 59

$\alpha = 0.000$ **$CL = 0.1705$**

$Cm = -0.0388$ $CD = 0.00861$ => $CDf = 0.00554$ $CDp = 0.00307$

TRANSIZIONE FORZATA

.VPAR (cambia i parametri del BL) (? Per elencazione)

$Xtr/c = 1.0000$ top side

$Xtr/c = 1.0000$ bottom side

$Ncrit = 9.00$ (0.070 % turb. level)

..VPAR c> xtr

Enter top side $Xtrip/c$ r> 0.1

Enter bottom side $Xtrip/c$ r> 0.1

.OPERv c> a 0

Side 1 forced transition at $x/c = 0.1000$ 25

Side 2 forced transition at $x/c = 0.1000$ 25

$\alpha = 0.000$ **$CL = 0.1356$**

$Cm = -0.0317$ $CD = 0.01327$ => $CDf = 0.00989$ $CDp = 0.00338$

