

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

ESERCITAZIONE n. 3 al Corso di Aerodinamica degli Aeromobili
Prof. Carlo de Nicola

ANALISI AERODINAMICA DI AEREI RIGIDI DI CONFIGURAZIONE ARBITRARIA

Lo strumento di lavoro di riferimento è il codice **AVL**

Il software è scaricabile da

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>

Programma per l'analisi aerodinamica e di dinamica di volo di aerei rigidi di configurazione arbitraria ma non troppo spesse e con piccoli angoli di attacco.

CARATTERISTICHE NUMERICHE

Impiega un esteso modello di Vortex Lattice (VLM) per le superfici portanti,

VLM calcola la pendenza della curva di portanza, la resistenza a indotta e la distribuzione della portanza per una data ala modellata con vortici a ferro di cavallo distribuiti lungo l'apertura e la corda. Gli effetti di spessore e viscosità vengono trascurati. Le teorie utilizzate sono Biot-Savar. Kutta – Joukovsky e Prandtl

unito ad un modello Slender-Body per la fusoliera e le gondole motori utilizzando altre singolarità come sorgenti e doppiette.

Se si prevede che una fusoliera abbia poca influenza sui carichi aerodinamici, è più semplice lasciarla fuori dal modello AVL. Tuttavia, le due ali dovrebbero essere collegate da una porzione di ala fittizia che attraversa la fusoliera omessa

La compressibilità è trattata in AVL usando la trasformazione Prandtl-Glauert

Le forze vengono calcolate applicando la relazione Kutta-Joukowski a ciascun vortice, rimanendo valido per il flusso comprimibile. La linearizzazione presuppone piccole perturbazioni (superfici sottili) e non è completamente valida quando le perturbazioni della velocità del flusso libero diventano grandi.

GENERALITA' - INPUT

Necessita di file di input, tutti in formato testo.

name.avl è il file di input principale che definisce la geometria di configurazione

name.mass è un file opzionale che fornisce masse e inerzie e unità dimensionali (utili per l'analisi dinamica)

name.run file opzionale che definisce i parametri per un certo numero di casi di esecuzione

i file name.avl e name.mass devono essere forniti ad AVL con un editor di testo

Il file name.run può essere scritto dallo stesso AVL con un comando utente.
Può essere anche caricato e/o modificato manualmente

Nomi e dimensioni delle unità di misura da utilizzare vanno inseriti nel file name.mass

GENERALITA' – Geometria

La geometria è descritta nel tradizionale sistema cartesiano assi velivolo con la seguente convenzione :

X uscente dalla coda dell'aereo,
Y uscente dall'ala destra
Z a formare una terna destrorsa (orientato verso l'alto)

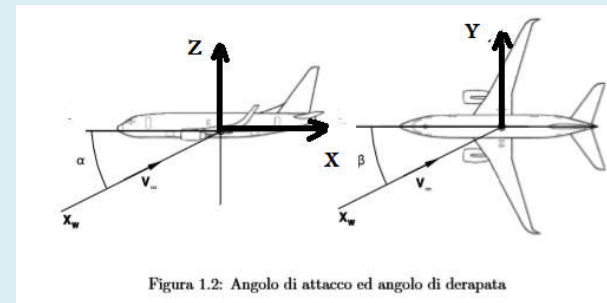


Figura 1.2: Angolo di attacco ed angolo di derapata

Il centro della terna cartesiana può essere posizionato dove si preferisce, anche se è consigliabile metterlo o sul muso dell'aereo oppure nel suo baricentro

Input file: name.avl (header data)

iYsym = 1 caso simmetrico rispetto a Y=0,
= -1 caso antisimmetrico rispetto a Y=0,
= 0 non si assume nessuna simmetria

iZsym = 1 simmetrico rispetto a Z=Zsym,
= -1 antisimmetrico rispetto a Z=Zsym,
= 0 nessuna simmetria (Zsym ignorato)

X,Y,Zref = posizione predefinita momenti e
velocità di rotazione
(posizione del baricentro)

```
!*****  
!Sample AVL input dataset  
!*****  
Sample Airplane  
!Mach  
0.0  
!iYsym iZsym Zsym  
0 0 0.0  
!Sref Cref Bref  
7.00 0.70 10.0  
!Xref Yref Zref  
0.5 0.0 0.0  
!
```

!, #: righe commenti

Titolo

Numero di Mach asint.

- Sref = area di riferimento usata per definire i coefficienti (CL, CD, Cm, etc).
- Cref = corda di riferimento usata per definire il momento picchiante (Cm).
- Bref = apertura di riferimento per definire i momenti di rollio e imbardata (Cl, Cm).

Può essere fornito CDp, coefficiente di resistenza del profilo (in alcuni casi è assunto 0)

I valori Mach, XYZref e CDp predefiniti sono sostituiti dai valori nel file .run. Possono essere modificati in fase di esecuzione.

Solo la metà (non immagine) della geometria deve essere inserita se viene specificata la simmetria.
L'effetto suolo è simulato con iZsym = 1 e Zsym = posizione del terreno.

DATI per SUPERFICIE e CORPI

Parole chiave e dati associati

Ogni parola chiave è associato ad un certo numero di righe di dati la seguono con (ad eccezione di AIRFOIL seguita da un numero arbitrario di righe di coordinate)

Le parole chiave possono anche essere nidificate in gerarchia mostrata
(Solo i primi quattro caratteri di ogni parola chiave sono in realtà significativi, il resto è solo un mnemonico)

Le parole chiave COMPONENT (o INDEX), YDUPLICATE, SCALE, TRANSLATE e ANGLE possono essere usate insieme.

Per ogni superficie devono essere utilizzate almeno due parole chiave SEZIONE

Le parole chiave NACA, AIRFOIL, AFILE, sono alternative

Più parole chiave possono apparire dopo una parola chiave SEZIONE e dati

Le proprietà della SECTION che sono ottenute con interpolazione lineare nel file di input della geometria sono : linea media , superfici di controllo CONTROL , polari, etc

Input file: name.avl (surface and body data)

Numero di vortici lungo la corda presenti sulla superficie

creare un'altra superficie 'immagine speculare geometrica di quella definita

Caratteristiche della sezione alare lungo l'apertura

Coordinate del LE

Tipo di linea media

È evidente che "xTE=xLE + chord"

```

SURFACE
WING  Nome della Superficie di riferimento
!Nchordwise  Cspace
6      1.0
YDUPLICATE
0.0
SECTION  ①
!Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.    0.    0.    1.000  0.    16         1.0
NACA
0024
!SECTION  ②
!Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
!0.2  3.0  0.    0.800  0.    7         1.0
SECTION
!Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.6   5.0  0.    0.400  0.    0         0
    
```

Parametro che definisce come sono spaziate i vortici (1 coseno)

Angolo di calettamento

Numero di vortici lungo la corda (riferito alla sezione)

Parametro che definisce come sono spaziate i vortici (1 coseno)

Tipo di linea media : In alternativa è possibile dare le coordinate della linea media o richiamare un file con i dati

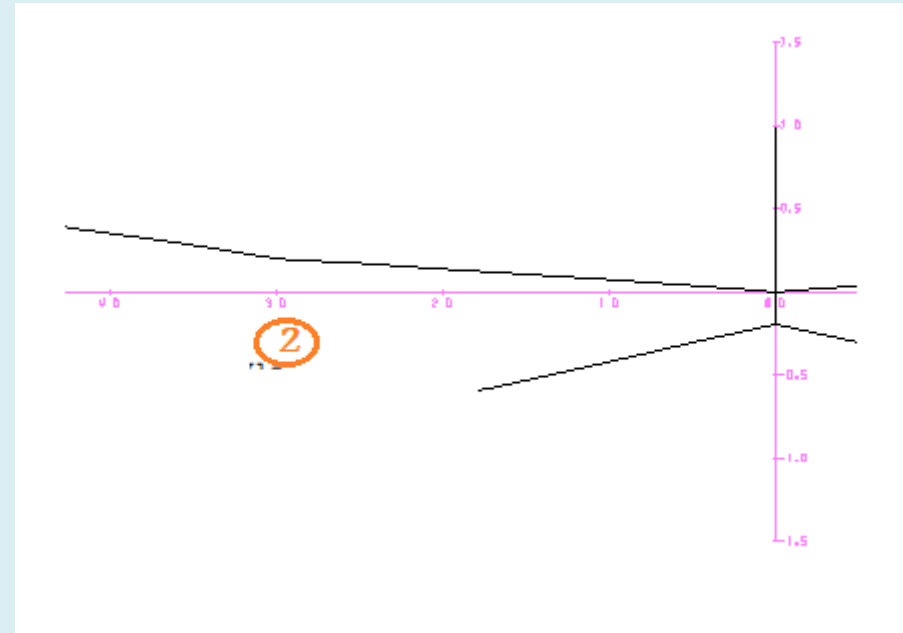
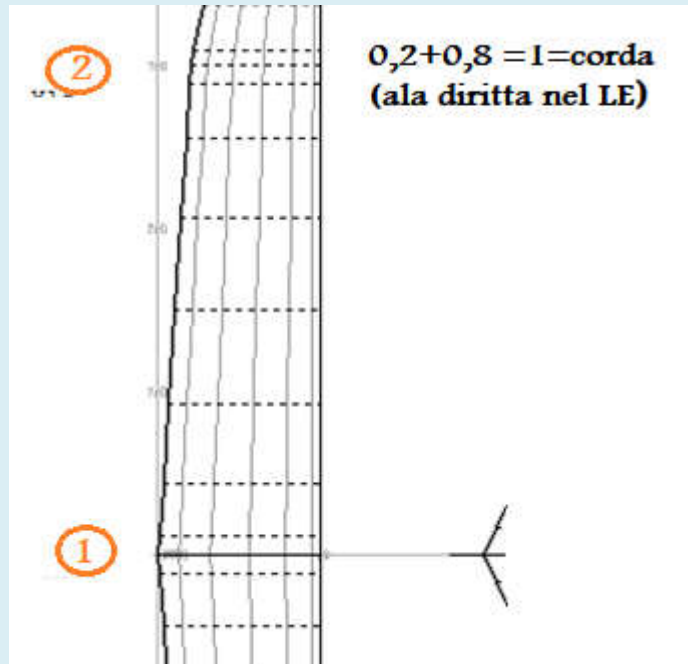
```

AFILE
ag38.dat
#
    
```

```

AIRFOIL  X1  X2  | (keyword)  [ optional x/c range ]
1.0  0.0  | x/c(1)  y/c(1)
0.98  0.002  | x/c(2)  y/c(2)
.    .    | .    .
.    .    | .    .
.    .    | .    .
1.0  -0.01  | x/c(N)  y/c(N)
    
```

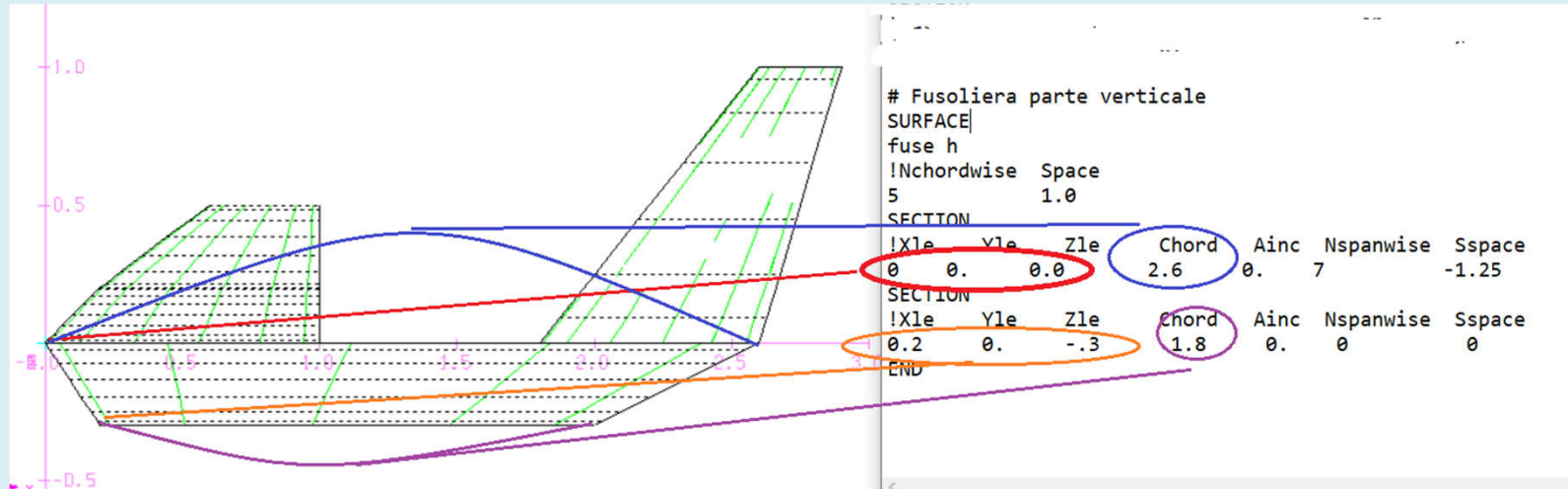
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili



ANGLE

La parola chiave ANGLE consente di modificare comodamente l'angolo di incidenza dell'intera superficie senza la necessità di modificare i valori di Ainc per tutte le sezioni di definizione.

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



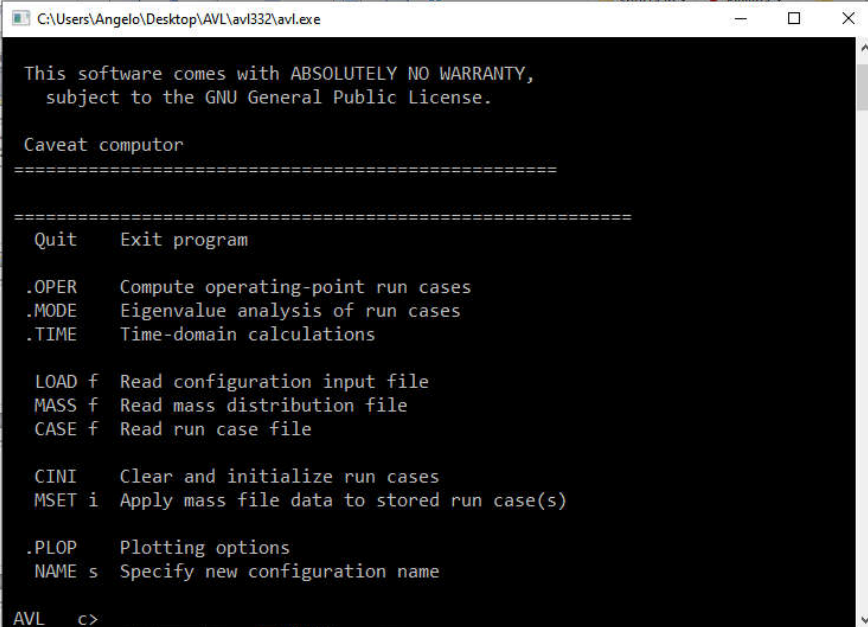
ANALISI DEL MODELLO

Come file di input viene utilizzato il file **sample.avl** presente come tanti altri nella cartella Sample Input Files **runs/ directory** del sito del MIT inizialmente indicato

Cliccando sull'icona avl.exe

Tutti i comandi vengono eseguiti con relativa spiegazione specificati nelle schermate.

Ad ogni comando digitato segue sempre la premuta del tasto invio.



```
C:\Users\Angelo\Desktop\AVL\avl332\avl.exe
This software comes with ABSOLUTELY NO WARRANTY,
subject to the GNU General Public License.

Caveat computer
=====

=====
Quit      Exit program

.OPER     Compute operating-point run cases
.MODE     Eigenvalue analysis of run cases
.TIME     Time-domain calculations

LOAD f    Read configuration input file
MASS f    Read mass distribution file
CASE f    Read run case file

CINI      Clear and initialize run cases
MSET i    Apply mass file data to stored run case(s)

.PLOP     Plotting options
NAME s    Specify new configuration name

AVL c>
```

Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale

Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

AVL c> load sample.avl

Reading file: sample.avl ...
Configuration: Sample Airplane

Building surface: **WING**
Building duplicate image-surface: WING (YDUP)
Building surface: **STAB**
Building duplicate image-surface: STAB (YDUP)
Building surface: **FIN**
* Line 52 ignored: END

Mach = 0.0000 (default)
Nbody = 0 Nsurf = 5 Nstrp = 51 Nvor = 285

Initializing run cases...

AVL c>

Le parole maiuscole nel menu sono comandi. Saranno anche mostrati in maiuscolo negli esempi seguenti, ma non fanno distinzione tra maiuscole e minuscole quando vengono digitati.

Il file dati viene letto ed elaborati e visualizzato

Nel caso in cui compaiono delle scritte con **error** probabilmente non si è compilato il file.avl in modo corretto ed il programma viene arrestato

Il comando OPER apre il menu operativo principale:

AVL c> oper

Operation of run case 1/1: -unnamed-

```
=====
variable      constraint
-----
```

```
A lpha  -> alpha  = 0.000
B eta   -> beta   = 0.000
R oll rate -> pb/2V = 0.000
P itch rate -> qc/2V = 0.000
Y aw rate -> rb/2V = 0.000
-----
```

Dati di default (non è stato assegnato nessun file name.run)

```
C1 set level or banked horizontal flight constraints
C2 set steady pitch rate (looping) flight constraints
```

```
M odify parameters
"#" select run case      L ist defined run cases
+ add new run case       S ave run cases to file
- delete run case        F etch run cases from file
N ame current run case   W rite forces to file
```

```
eX ecute run case        I nitialize variables
```

```
G eometry plot           T refftz Plane plot
```

```
ST stability derivatives FT total forces
SB body-axis derivatives FN surface forces
RE reference quantities  FS strip forces
DE design changes        FE element forces
O ptions                  FB body forces
                           HM hinge moments
                           VM strip shear,moment
```

C
O
M
A
N
D
I

.OPER (case 1/1) c>

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

CONTROLLO GEOMETRIA E PANNELLAZIONE

.OPER (case 1/1) c> g

=====

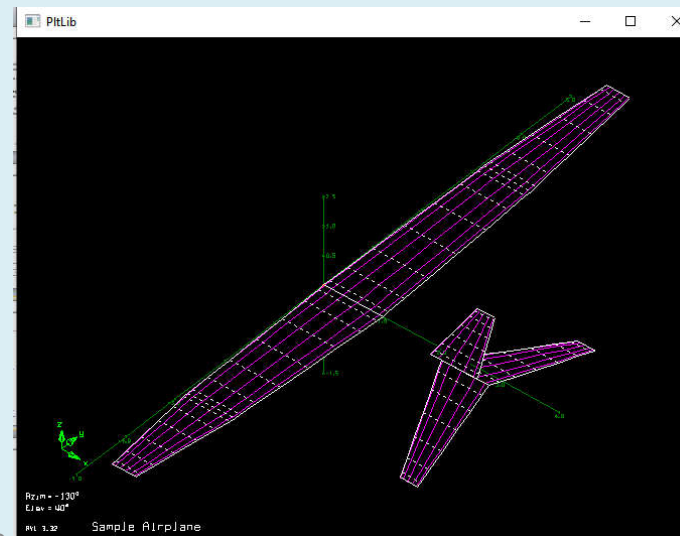
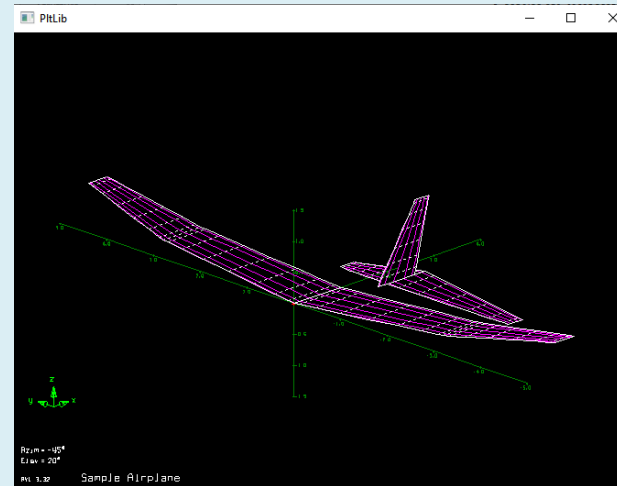
- | | | | |
|----|---------------|----|----------------|
| K | eystroke mode | V | iewpoint |
| A | nnotate plot | O | ptions |
| H | ardcopy plot | S | elect surfaces |
| Z | oom | U | nzoom |
| | | | |
| CH | ordline T | CA | amber F |
| CN | tlpoint F | TR | ailing legs F |
| BO | ound leg T | NO | rml vector F |
| LO | ading F | AX | es, xyz ref. T |

Geometry plot command: k

- Type keys in graphics window...
- | | | | | |
|---|----------------|---|-----------------|-------------|
| L | eft | R | ight | (Azimuth) |
| U | p | D | own | (Elevation) |
| C | lear | | | |
| P | an from cursor | Z | oom on cursor | |
| I | ngress | E | xpand on cursor | |
| O | utgress | N | ormal size | |
| H | ardcopy | A | nnotate plot | |

...<space> to exit

 X-window size changed to 11.00" x 8.09"



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

ANALISI - 2 : Carichi sulle surface

.OPER (case 1/1) c> x

Building normalwash AIC matrix...
Factoring normalwash AIC matrix...

...

.OPER (case 1/1) c> g

...

LOading F AX es, xyz ref. T

Geometry plot command: lo

.OPER (case 1/1) c> a

constraint	value
-> A alpha	= 0.000
B beta	= 0.000

Cambio dell'incidenza da 0 a 5 gradi

...

Select new constraint,value for alpha **c> A**

Enter specified alpha : 0.000

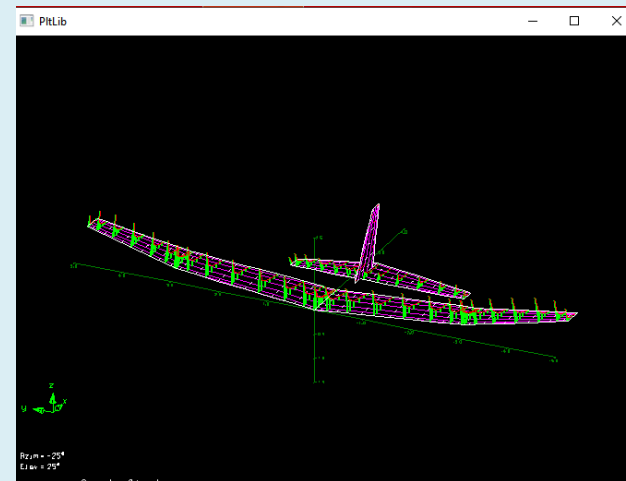
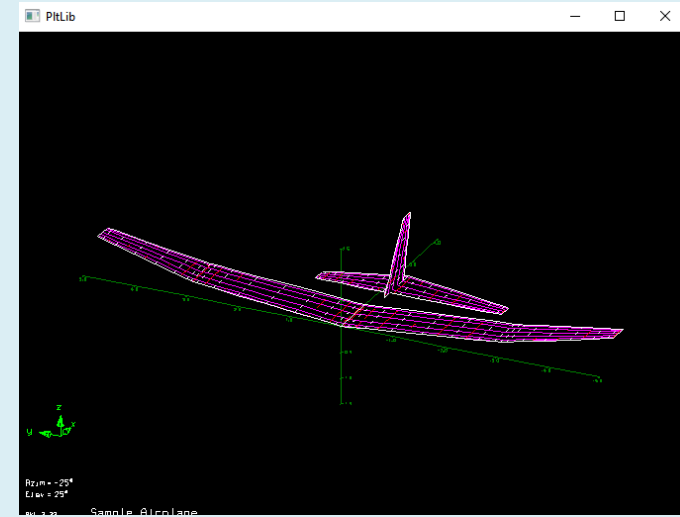
5

Operation of run case 1/1: -unnamed-

variable	constraint
A lpha	-> alpha = 5.000
B eta	-> beta = 0.000

.OPER (case 1/1) c> x

.OPER (case 1/1) c> g



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

ANALISI - 3 : Nel piano di Trefftz

.OPER (case 1/1) c> T

```
Operation of run case 1/1: -unnamed-
=====
variable   constraint
-----
A lpha    -> alpha    = 5.000
```

.OPER (case 1/1) c> a

```
constraint   value
-----
-> A alpha   = 5.000
```

Select new constraint,value for alpha
c> a

Cambio dell'incidenza da 5 a 1 grado

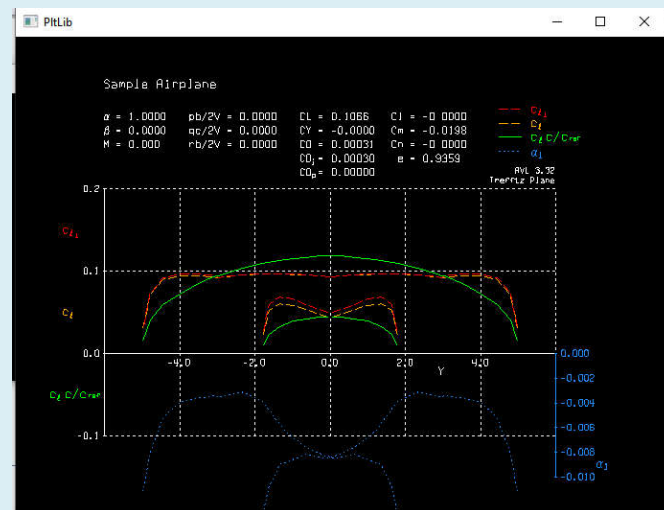
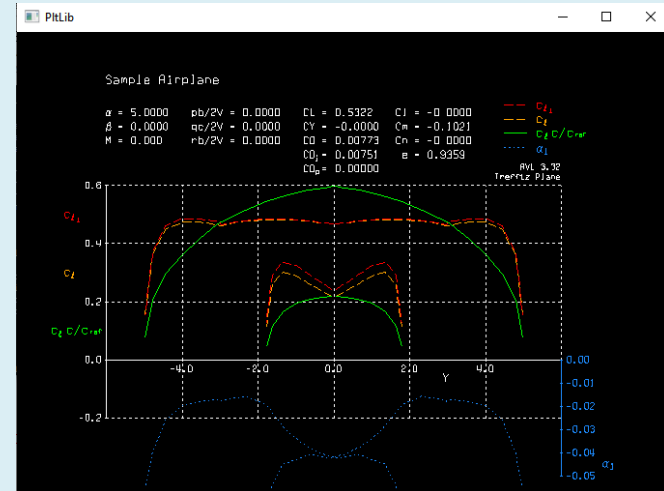
**Enter specified alpha :
1**

```
Operation of run case 1/1: -unnamed-
=====
variable   constraint
-----
A lpha    -> alpha    = 1.000
B eta     -> beta     = 0.000
```

.OPER (case 1/1) c> x

.OPER (case 1/1) c> g

.OPER (case 1/1) c> T



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

ANALISI - 4 : OUTPUT

Dal manuale avl del MIT

.OPER (case 1/1)

I comandi:

ST

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: MB339
Standard axis orientation, X fwd, Z down
Stability-axis derivatives...

SB (body-axis derivatives)

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: MB339
Standard axis orientation, X fwd, Z down
Geometry-axis derivatives...

Le forze per le singole superfici, strisce o elementi a vortice sono memorizzate in file con comandi FN, FS, FE.

- FT total forces
- FN surface forces
- FS strip forces →
- FE element forces

Le forze sui corpi possono essere visualizzate usando il comando FB.

FB body forces

```
The following standard normalizations are used, with Q = 0.5 rho V^2 ...

CD = F_x / (Q Sref)      drag
CY = F_y / (Q Sref)      side force
CL = F_z / (Q Sref)      lift

Cl = M_x / (Q Sref Bref)  roll moment
Cm = M_y / (Q Sref Cref)  pitch moment
Cn = M_z / (Q Sref Bref)  yaw moment

The CD,CY,CL forces are positive in the direction of the x,y,z axes,
respectively. The moments can be defined in four possible ways:

-----
|               |   Body axes   |   Stability axes   |
|-----|-----|-----|
| Geometric | X   Y   Z   | x   y   z         |
|-----|-----|-----|
| Standard  |-X  Y  -Z  |-x  y  -z         |
|-----|-----|-----|

Rates | p   q   r   | p'  q'  r'
Moments | Cl  Cm  Cn | Cl' Cm' Cn'

with the rates and moments positive by righthand rule about
the indicated axes.
```

```
FS_mb339.txt - Blocco note di Windows
File Modifica Formato Visualizza ?
-----
Surface and Strip Forces by surface

Forces referred to Sref, Cref, Bref about Xref, Yref, Zref
Standard axis orientation, X fwd, Z down

Surface # 1   Wing
# Chordwise = 8 # Spanwise = 12 First strip = 1
Surface area = 3.004106 Ave. chord = 1.000000
CLsurf = 0.45569   Clsurf = -0.18971
CYsurf = -0.02378   Cmsurf = -0.24285
CDsurf = 0.01132   Cnsurf = -0.00164
CDisurf = 0.01132   CDvsurf = 0.00000

Forces referred to Ssurf, Csurf about hinge axis thru LE
CLsurf = 0.45568   CDsurf = 0.01131
Deflect =

Strip Forces referred to Strip Area, Chord
j   Yle   Chord   Area   c cl   ai   cl_norm   cl   cd   cdv   cm_c/4   cm_LE   C.P.x/c
1   0.0128 1.1983  0.0613 0.6193 0.0609 0.5214 0.5159 0.0304 0.0000 -0.0531 -0.1808 0.353
2   0.1142 1.1848  0.1778 0.6188 0.0595 0.5267 0.5152 0.0197 0.0000 -0.0515 -0.1790 0.350
3   0.3100 1.1587  0.2766 0.6038 0.0569 0.5264 0.5209 0.0172 0.0000 -0.0502 -0.1791 0.346
4   0.5869 1.1218  0.3490 0.5872 0.0531 0.5289 0.5234 0.0149 0.0000 -0.0497 -0.1791 0.345
5   0.9260 1.0765  0.3900 0.5581 0.0488 0.5240 0.5185 0.0128 0.0000 -0.0496 -0.1778 0.346
6   1.3042 1.0261  0.3989 0.5163 0.0446 0.5086 0.5033 0.0108 0.0000 -0.0496 -0.1739 0.348
7   1.6958 0.9739  0.3786 0.4634 0.0416 0.4810 0.4760 0.0090 0.0000 -0.0492 -0.1668 0.353
8   2.0740 0.9235  0.3345 0.4014 0.0406 0.4394 0.4348 0.0076 0.0000 -0.0481 -0.1555 0.361
9   2.4131 0.8782  0.2732 0.3313 0.0425 0.3814 0.3775 0.0065 0.0000 -0.0455 -0.1387 0.371
10  2.6900 0.8413  0.2088 0.2521 0.0482 0.3029 0.2997 0.0055 0.0000 -0.0400 -0.1139 0.383
11  2.8858 0.8152  0.1223 0.1687 0.0573 0.1992 0.1972 0.0039 0.0000 -0.0292 -0.0778 0.398
12  2.9872 0.8017  0.0410 0.0560 0.0670 0.0706 0.0698 0.0014 0.0000 -0.0113 -0.0285 0.412
```

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

ANALISI - 5 : Post processing

Che possono essere post- processati con altri software

.OPER (case 1/1)

richiedono il nome del file nel quale vengono memorizzati i rispettivi valori

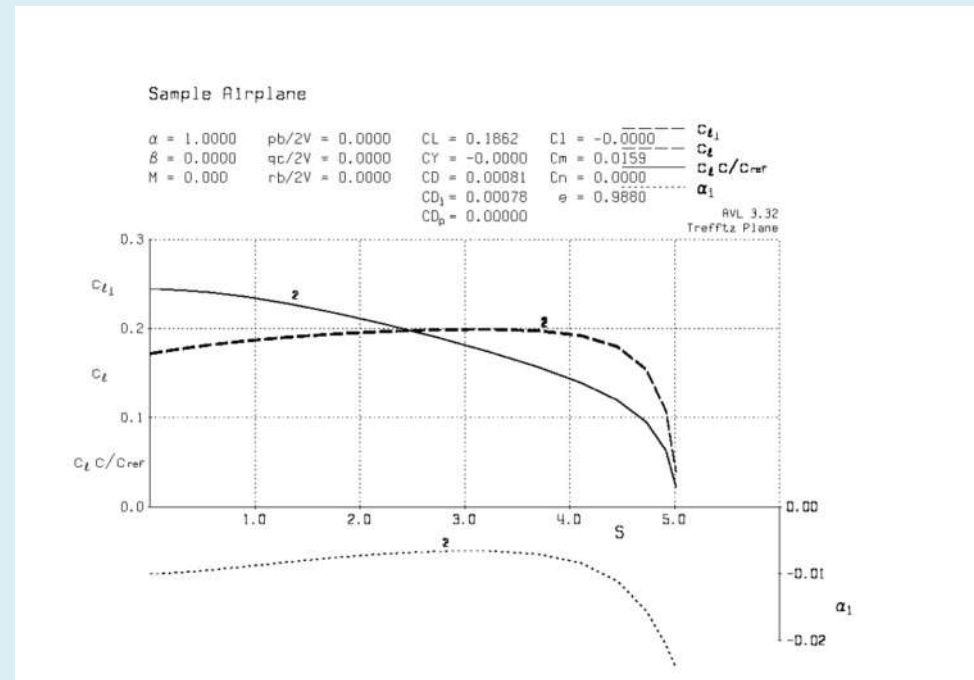
.OPER (case 1/1) c> fs

Enter filename, or <return> for screen output s> **FS_mb339_solo.txt**

Operation of run case 1/1: -unnamed-

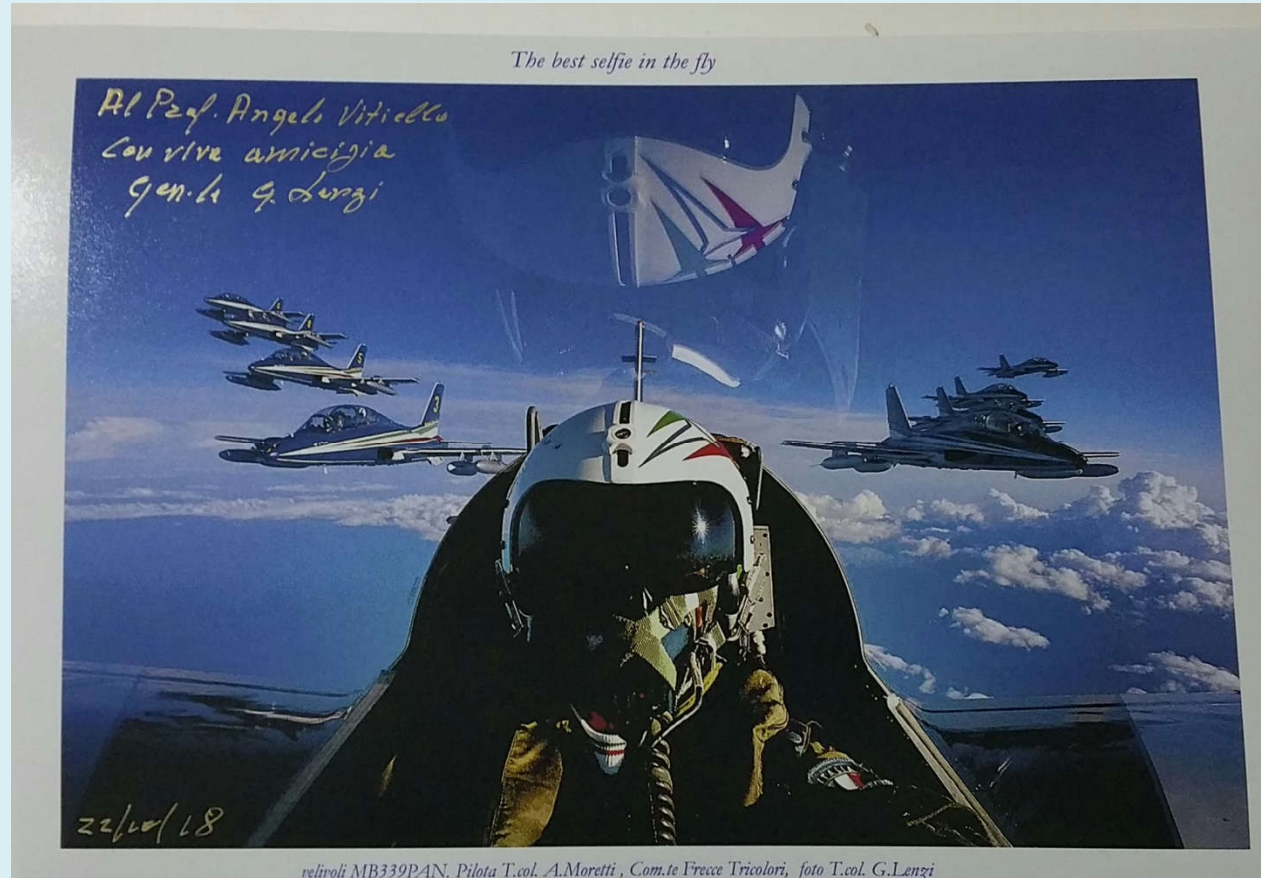
=====

variable	constraint
A lpha	-> alpha = 1.000
B eta	-> beta = 0.000



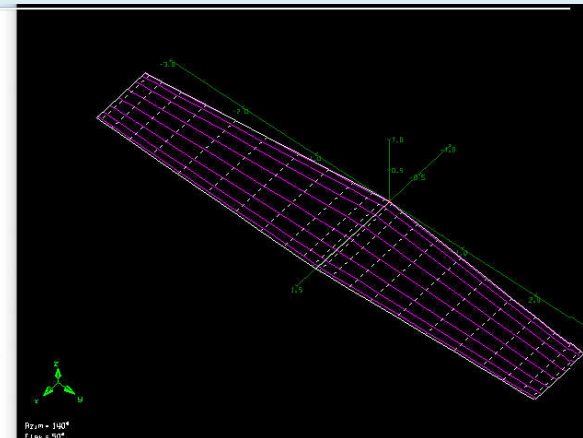
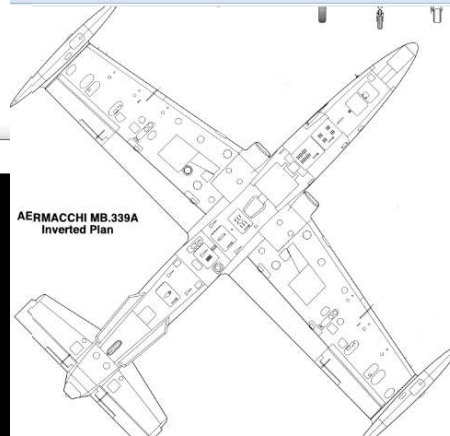
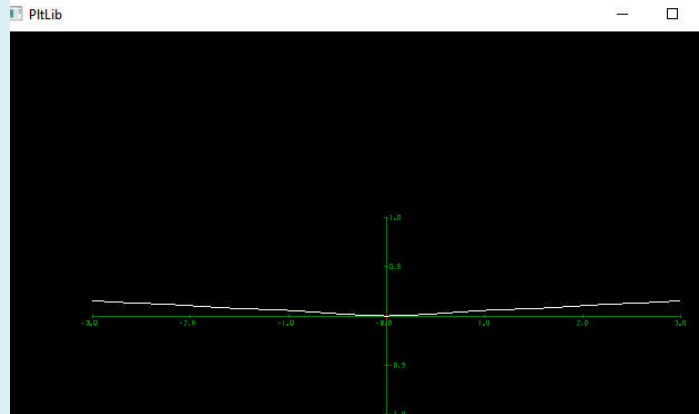
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 6 : Comandi e Volo in formazione



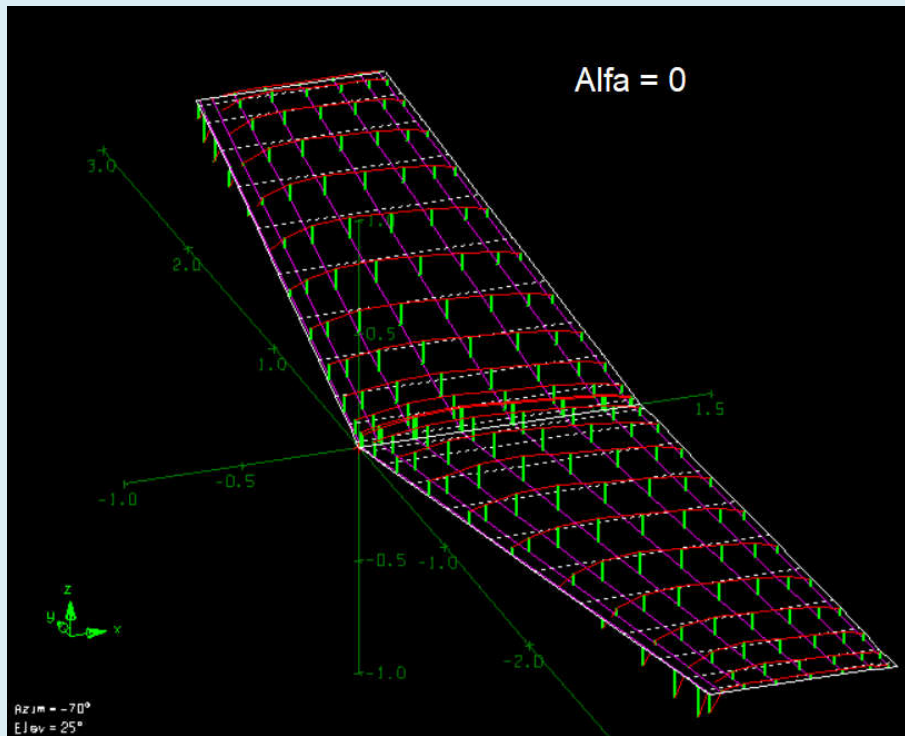
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 7 : ala isolata

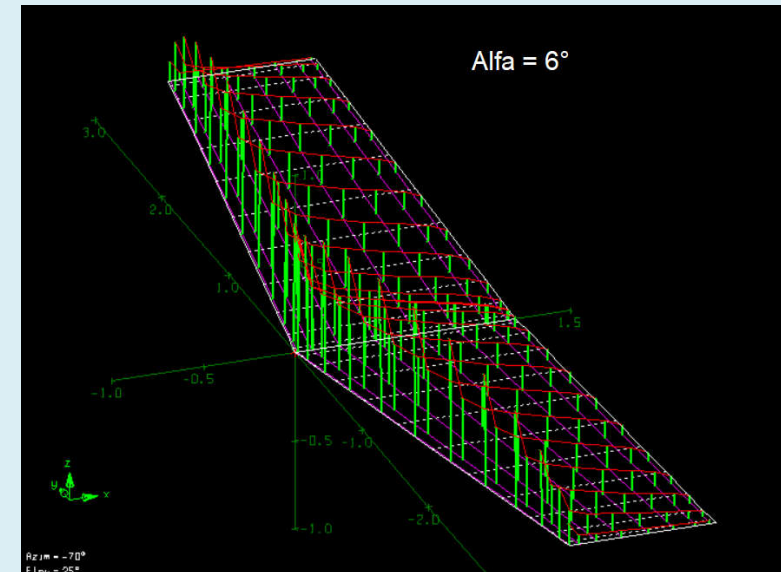


Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 7a : ala isolata

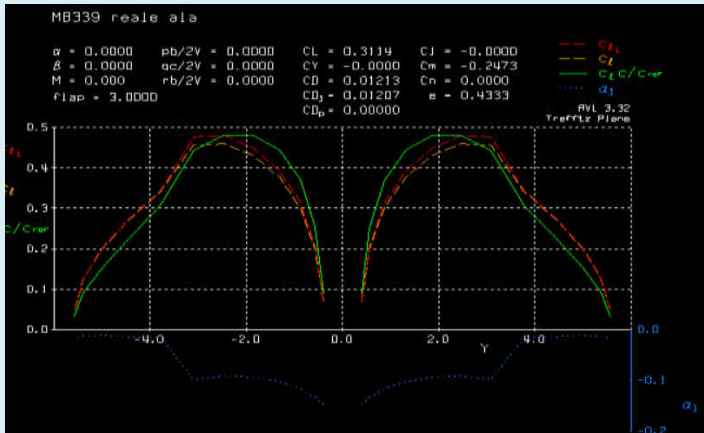


ala svergolata

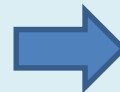


Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
 Corso di Aerodinamica degli Aeromobili
 ANALISI - 7b : superfici di controllo

- nome della superficie di controllo,
- gradi di deflessione
- posizione lungo la corda,
- posizionamento se sul LE o TE,
- casi di duplicazione



L'inserimento dei CONTROL nel file dati ne fa comparire l'input nella esecuzione



flap (D1) = 0.

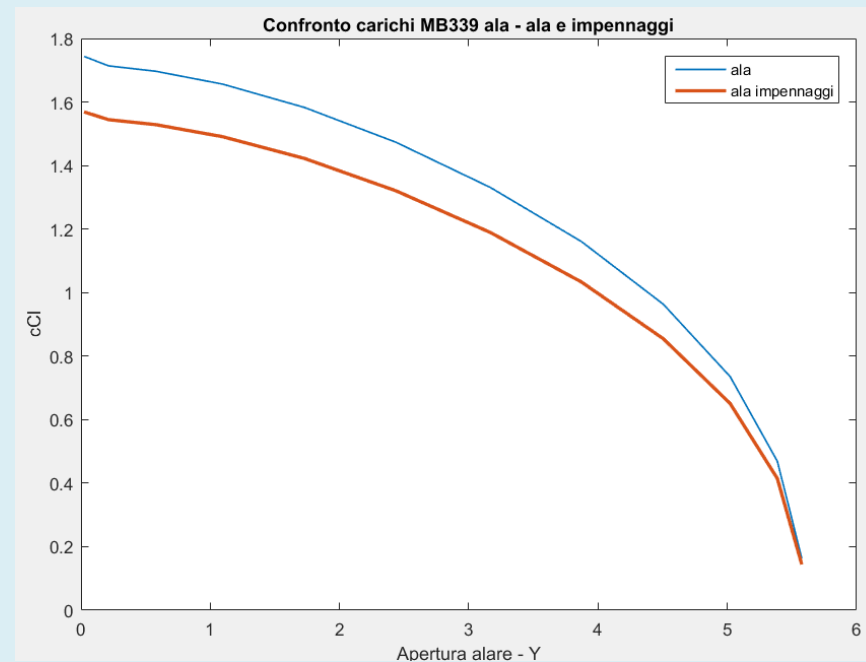
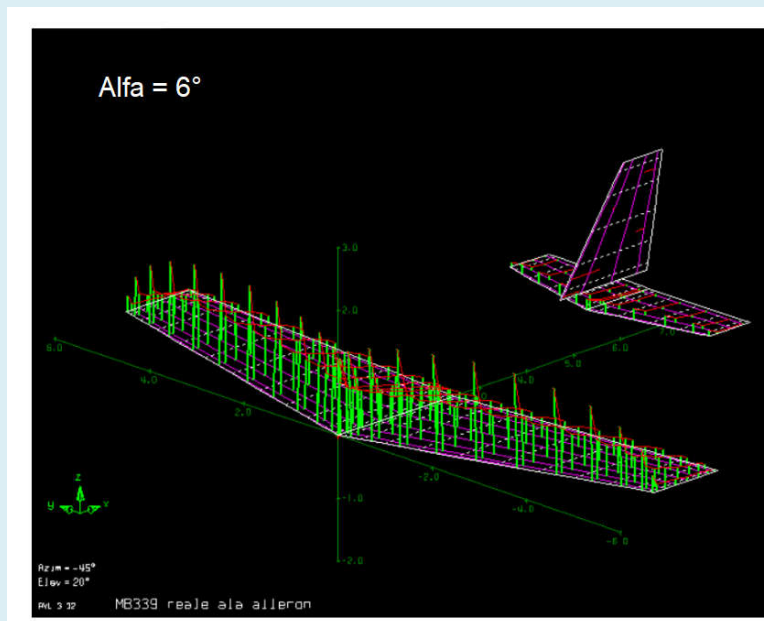
```

SURFACE
Wing
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
8. 1.0 12 1.0
YDUPLICATE
0.0
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0. 0.38 0.0 2.45 2.0 8 1.0
NACA
2414
CONTROL name, gain, Xhinge, XYZhvec, SgnDup
CONTROL
Flap 2.0 0.76 0. 0. 0. +1 |
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.8 3.4 0.0 1.78 2.0 8 1.0
NACA
2414
CONTROL name, gain, Xhinge, XYZhvec, SgnDup
CONTROL
Flap 2.0 0.76 0. 0. 0. +1
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
1.1 5.6 0.25 1.35 -1.0 0 0
NACA
2412
    
```

flap (D1) = 3.

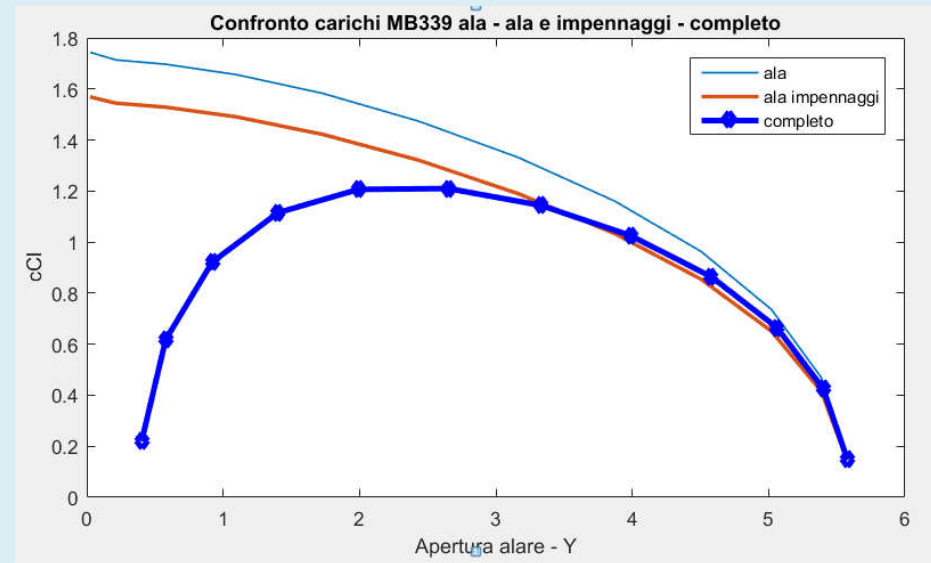
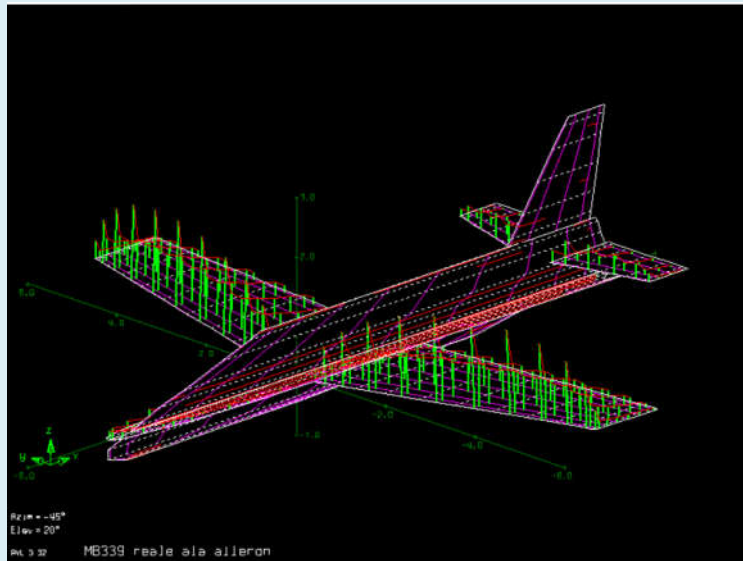
variable	constraint
A lpha	-> alpha = 0.000
B eta	-> beta = 0.000
R oll rate	-> pb/2V = 0.000
P itch rate	-> qc/2V = 0.000
Y aw rate	-> rb/2V = 0.000
D1 flap	-> flap = 0.000

ANALISI - 7c : Velivolo parziale



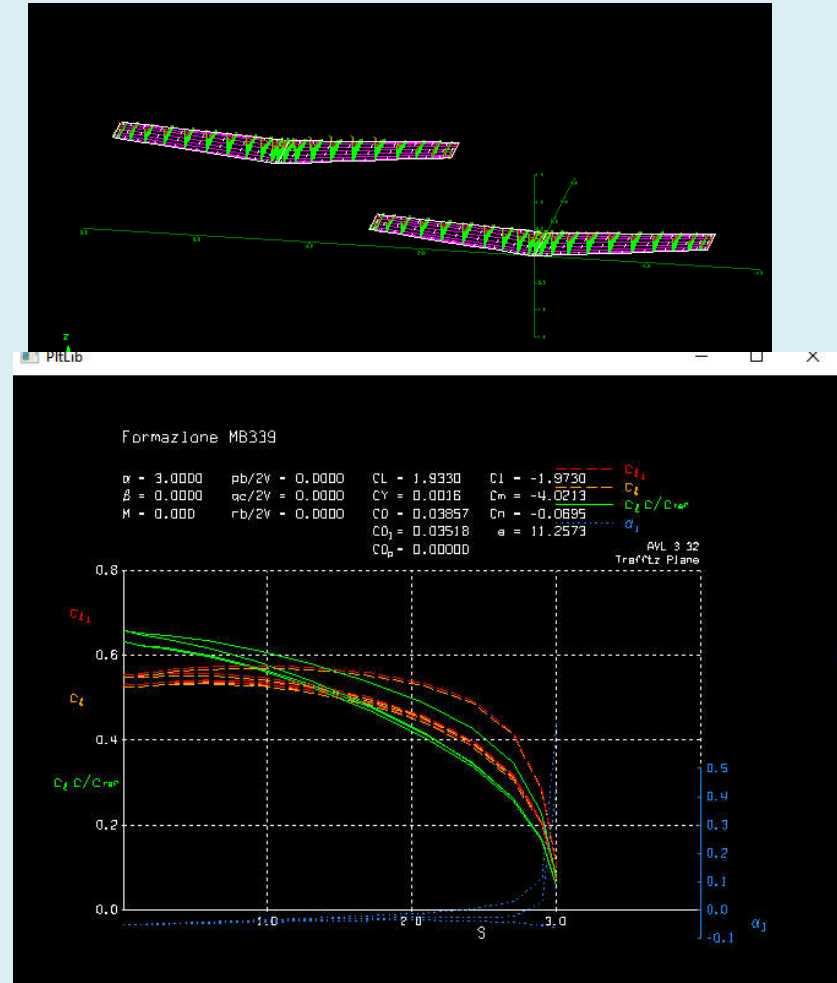
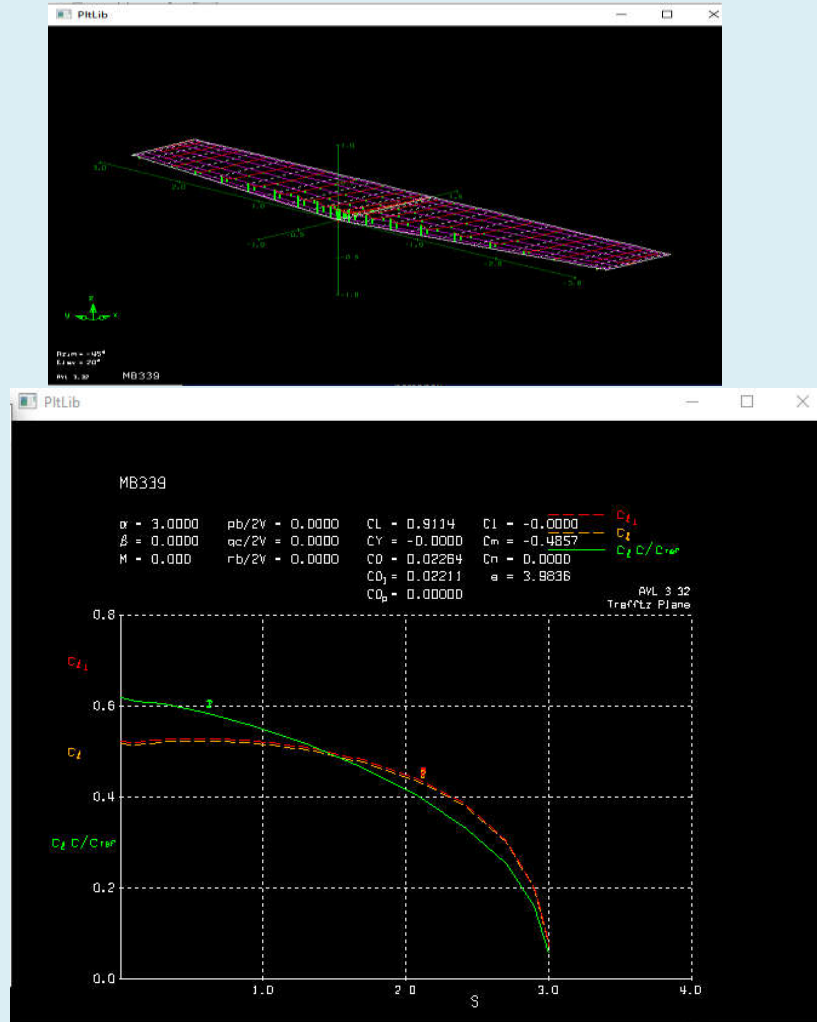
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 7d /(11) : Velivolo totale



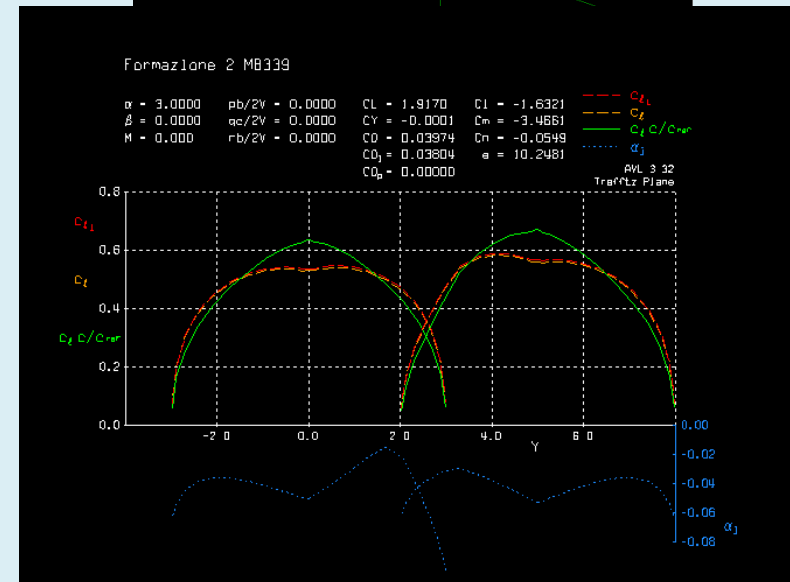
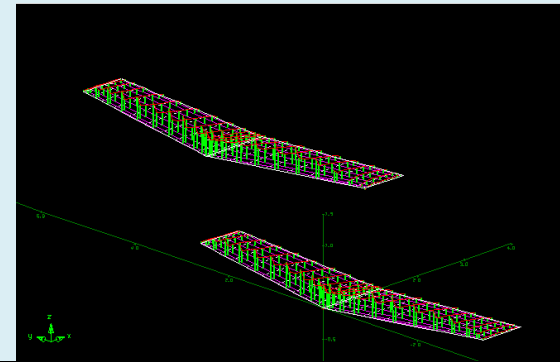
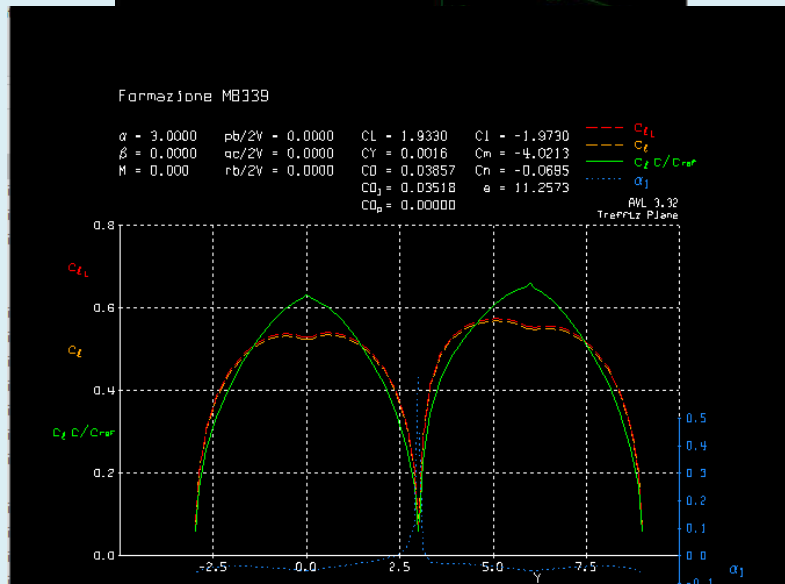
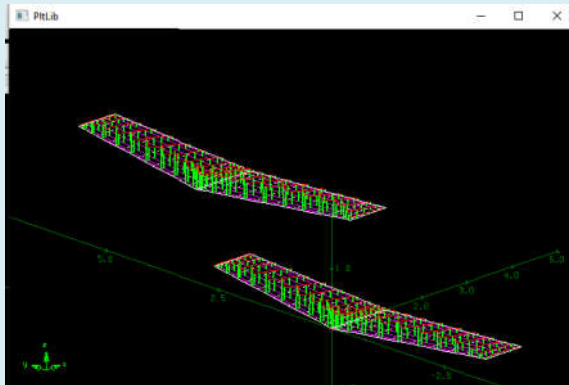
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
 Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 8 : ali in formazione (T S)



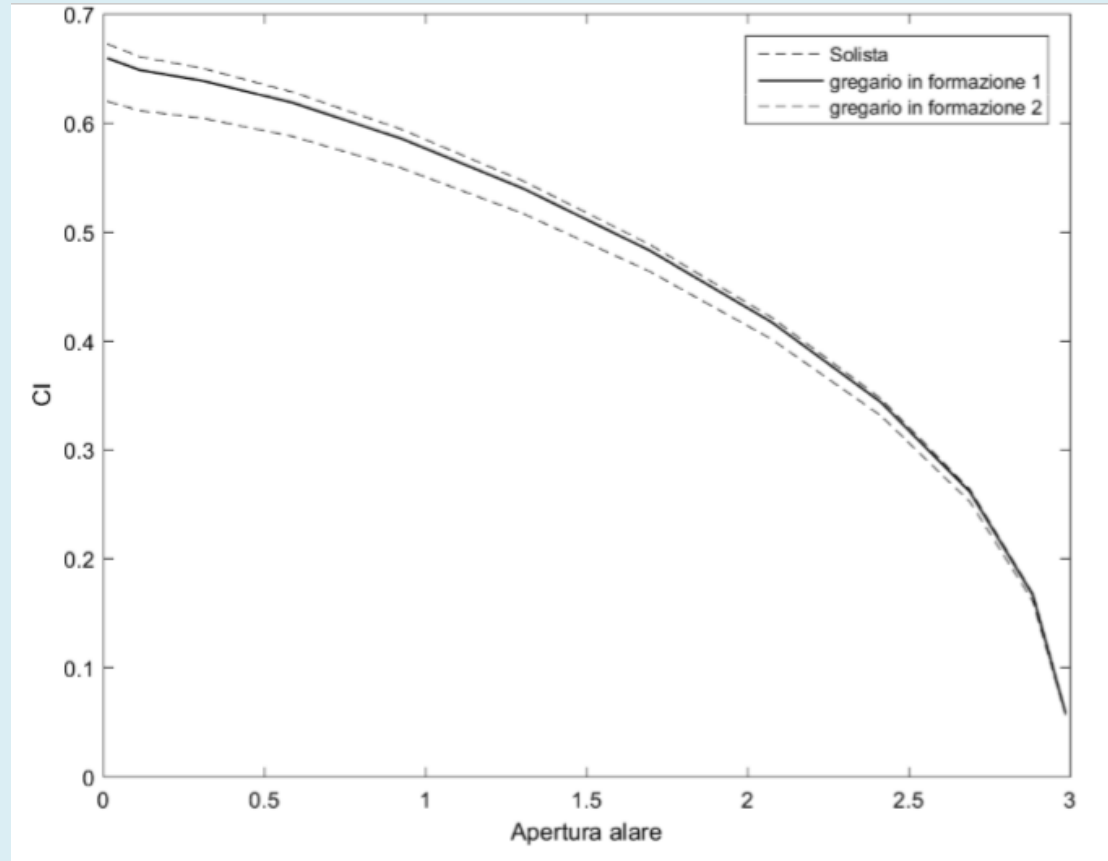
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
 Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 9 : effetto della posizione nella formazione (T)



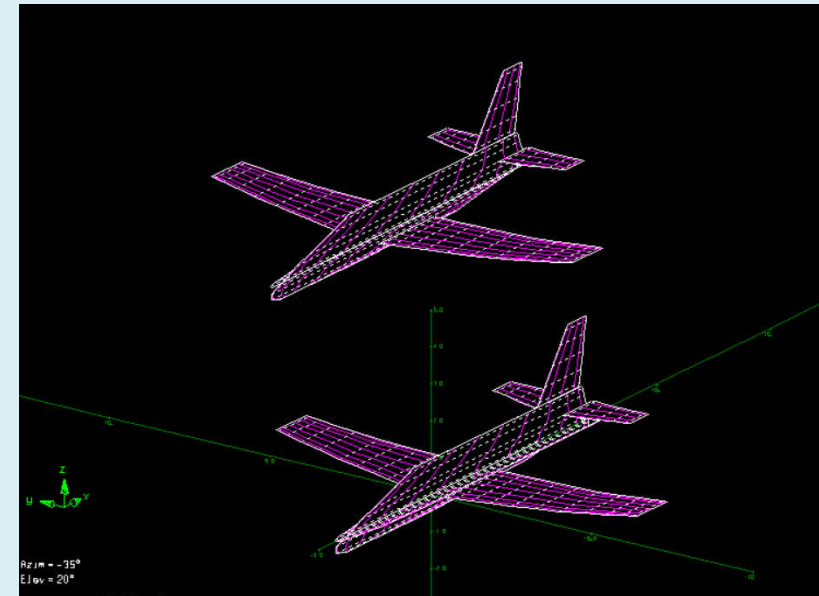
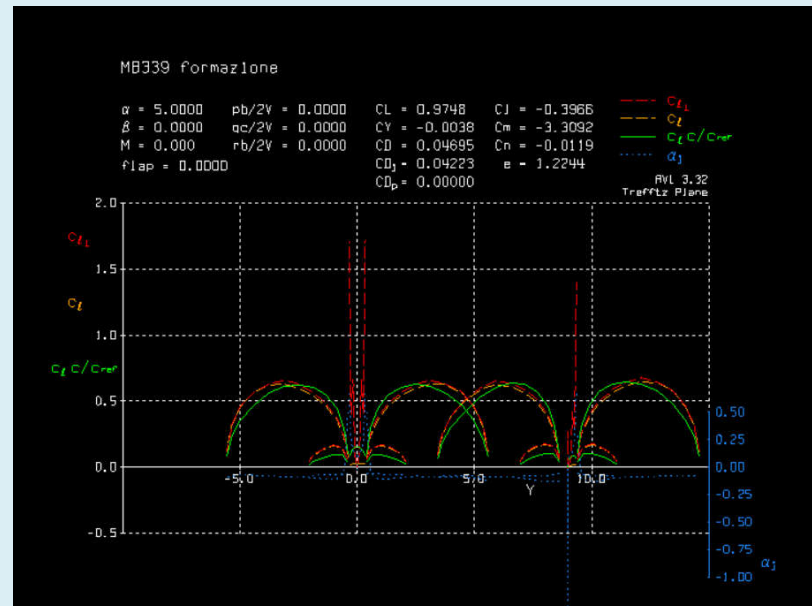
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 9a : Post processing



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

ANALISI - 10 : Velivolo in formazione



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

ANALISI - 11 : Fusoliera circolare

AVL utilizza i vortici a staffa per le superfici, inoltre fornisce la capacità di modellare anche corpi snelli come fusoliere e gondole utilizzando le singolarità **sorgente e doppiette** nel caso di **BODY..**

La parola chiave **BODY** dichiara che un corpo viene definito fino a alla prossima dichiarazione di SURFACE o BODY successiva o la fine del file.

Un corpo è modellato con una **linea sorgente + doppiette lungo il suo asse**, in accordo con la teoria slender-bpdy.

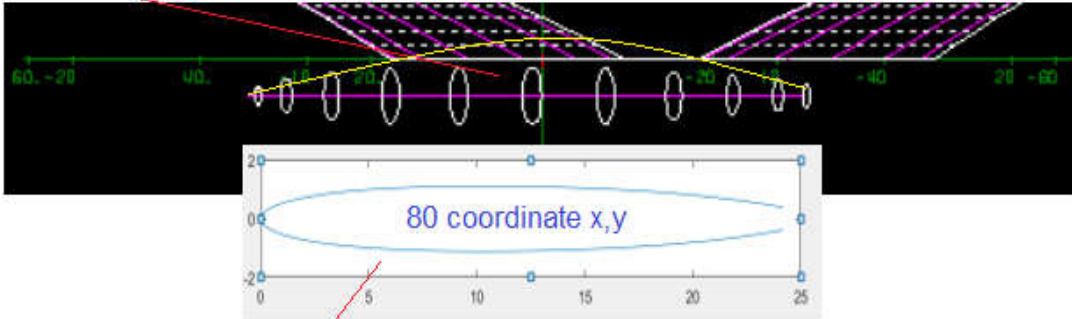
Nbody = numero di nodi della riga di origine

Bspace = parametro di spaziatura del nodo longitudinale (descritto più avanti)

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

ANALISI - 11b : Fusoliera circolare

BODY
Fuse pod nome della stringa dati
12 1.0 n di punti e modalità di spaziatura)coseno)



80 coordinate x,y

discretizzazione del profilo delle fusoliera (coda-punta-coda)

```
#  
TRANSLATE  
-12.5 0.0 -1.4  
#  
BFIL  
fuseBD.dat
```

*fuseBDppp.dat - Blocc... - □

File Modifica Formato Visualizza ?

BubbleDancer fuselage

24.168690	0.388517
23.900873	0.423880
23.262695	0.504717
22.538902	0.585219

0.231594	0.263610
0.126103	0.198154
0.057608	0.139453
0.017276	0.080239
0.001598	0.024989
0.001604	-0.024975
0.017295	-0.080221

22.539026	-0.579385
23.262798	-0.498696
23.900959	-0.417693
24.168774	-0.382260

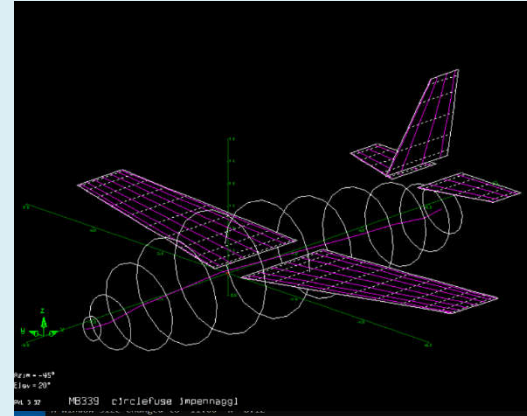
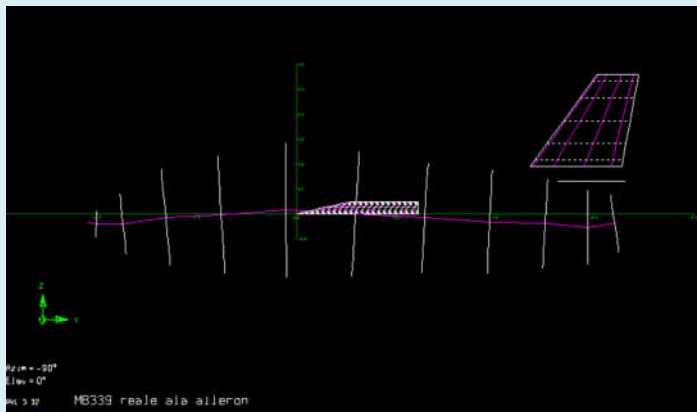
Università degli Studi Federico II – Napoli - Ingegneria Aerospaziale - Laurea Magistrale
Corso di Aerodinamica degli Aeromobili

ANALISI - 11c : Fusoliera circolare

Le coordinate x/c , y/c vanno assegnate dal TE, al LE, di nuovo al TE in entrambe le direzioni (come in Xfoil).

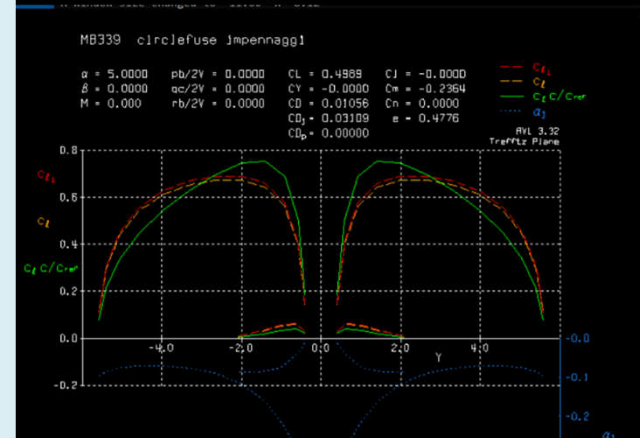
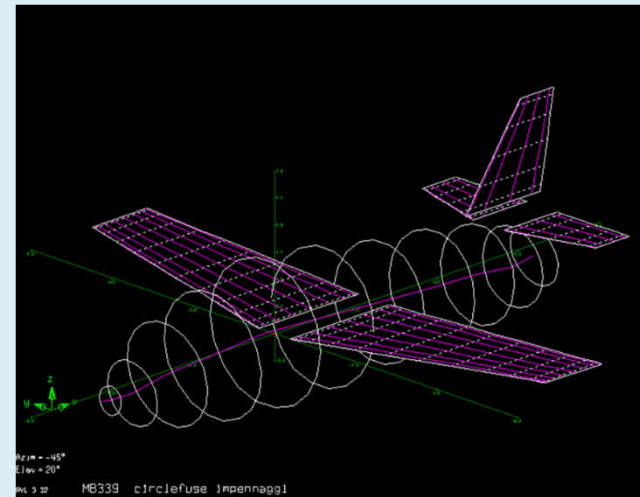
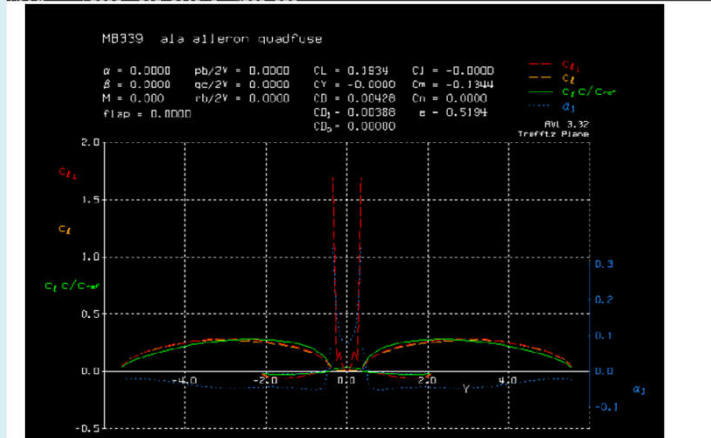
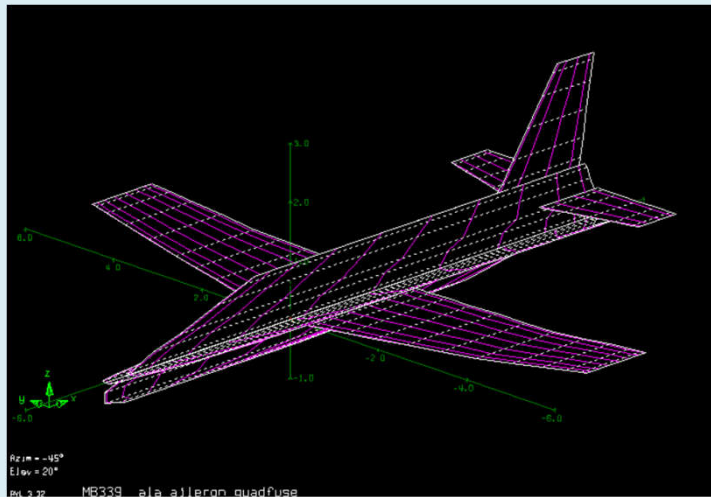
Queste coordinate devono poter essere interpolare da una funzione “spline” e la pendenza della curvatura $y(x)$ si ottiene dai valori medi y/c tra il dorso ed il ventre.

Il numero di punti N è determinato AVL quando incontra una riga vuota.



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

ANALISI - 11d : Esempi di calcolo – confronto



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

ANALISI - 11e : Esempi di calcolo - Ala corta

