



Prof. Agostino De Marco – agostino.demarco@unina

Ing. Manuela Ruocco – manuela.ruocco@unina.it

DINAMICA E SIMULAZIONE DI VOLO

1

IL CODICE DATCOM+

USAF DIGITAL DATCOM – PANORAMICA

United States Air Force

DATA COMpendium

- USAF Digital DATCOM è un programma che implementa metodi contenuti in USAF Stability and Control DATCOM

Collezione di metodi e conoscenze circa la **stabilità e il controllo** di un velivolo in configurazione tradizionale o non.

Anni '60 in poi

Sono perlopiù stime di coefficienti aerodinamici basate su risultati sperimentali ottenuti in galleria del vento su diverse configurazioni.

Utili in fase di progetto preliminare di un velivolo.

USAF DIGITAL DATCOM – PANORAMICA

United States Air Force

DATA COMpendium

- USAF Digital DATCOM è un programma che implementa metodi contenuti in USAF Stability and Control DATCOM
 - Scritto in FORTRAN IV
 - Implementa metodi circa:
 - Stabilità statica
 - Sistemi di ipersostentazione e controllo
 - Derivate dinamiche
 - Guida completa in 3 volumi
 - **I – User's Manual**
 - **II - Implementation of DATCOM Methods**
 - **III - Plot Module**

http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Digital_Datcom_Users_Manual_1.2.pdf

http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/DSV-DQV_Quaderno_9.pdf

USAF DIGITAL DATCOM – PANORAMICA

United States Air Force

DATA COMpendium

- USAF Digital DATCOM è un programma che implementa metodi contenuti in USAF Stability and Control DATCOM

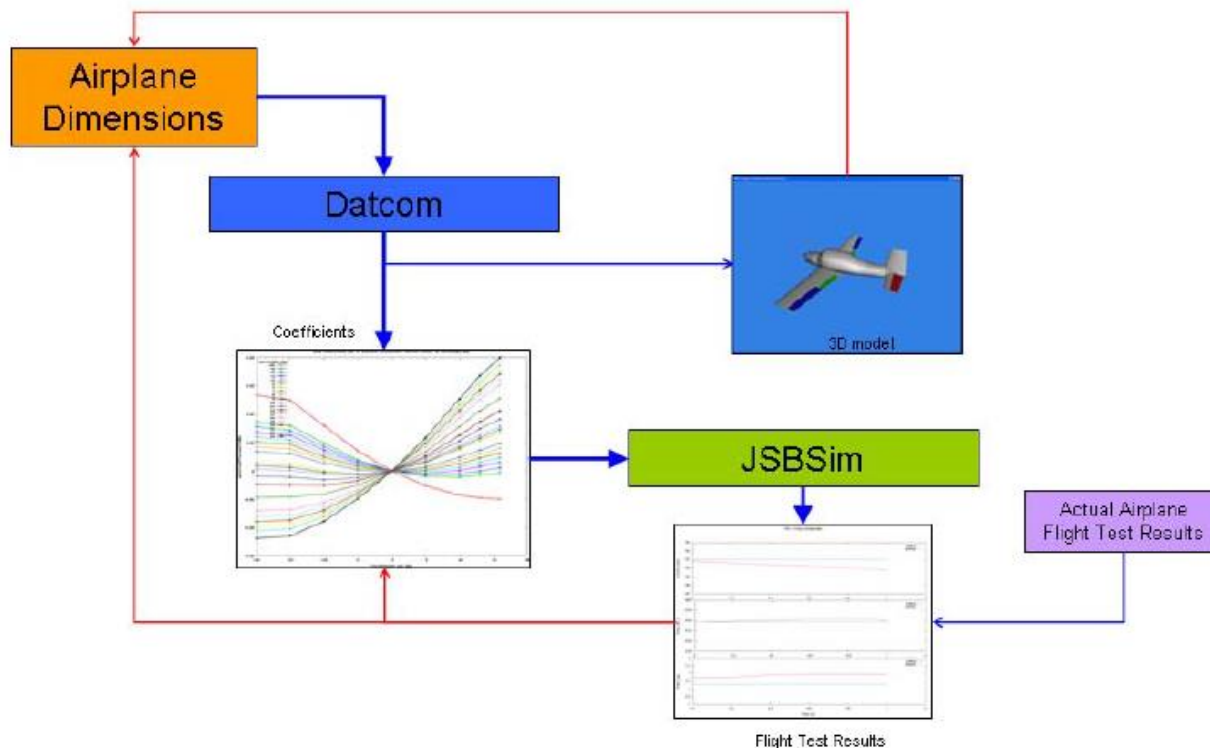
Utili in fase di **progetto preliminare di un velivolo** e nell'ottica delle **simulazioni di volo**.

Dalla versione Matlab 2008a sono state inserite funzioni predefinite per la lettura e l'elaborazione di file output di Digital DATCOM.

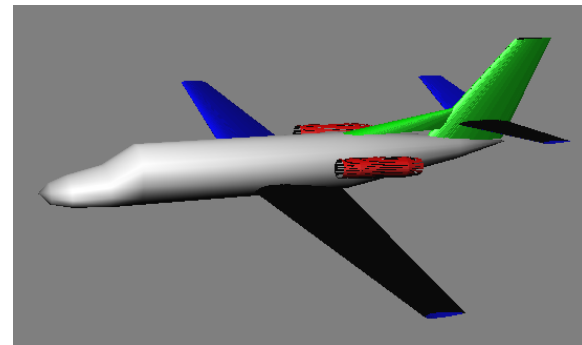
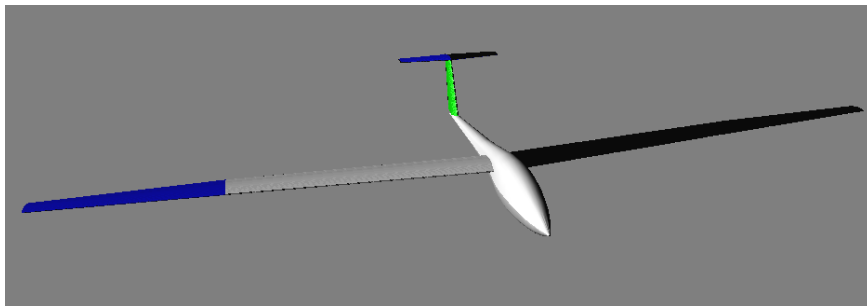
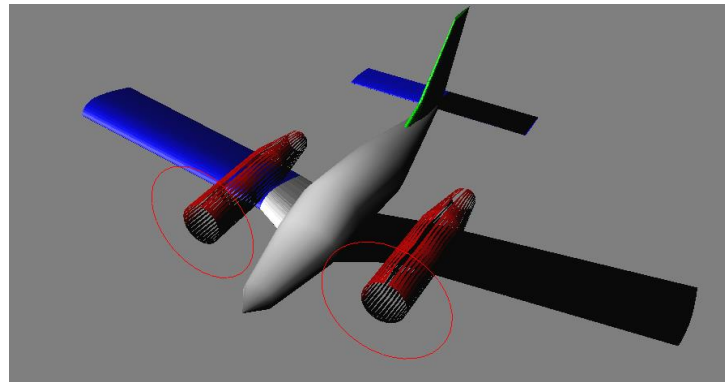
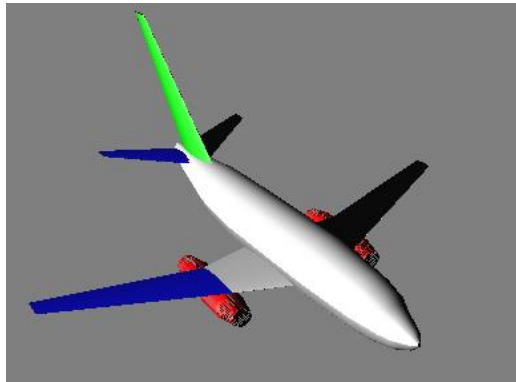
USAF DIGITAL DATCOM+ – PANORAMICA

- È una delle versioni più aggiornate di Digital DATCOM che permette di leggere in input un file formato .dcm e di produrre più output, anche per interfacciarsi con software di simulazione di volo.

Overall Modeling Process



USAF DIGITAL DATCOM+ – PANORAMICA



RIFERIMENTI PER OTTENERE IL SOFTWARE

<http://www.holycows.net/datcom/>



Datcom by Holy Cows, Inc.

Home

Demo videos

Buy/Download

FAQ



FREE VERSIONS

The free version is still available.

UTILIZZO DEL PROGRAMMA SU WINDOWS 10

Dopo l'installazione di Datcom+, occorre fare i seguenti passi per poter utilizzare il programma

- Modifica le variabili d'ambiente relative al sistema → variabili d'ambiente
- Doppio click sulla variabile DATCOMROOT ed eliminare gli apici iniziali e finali
- Nella directory di installazione Datcom/bin aprire il file datcom.bat con un editor di testo (e.g. Notepad ++)
- Rimuovere gli apici iniziali e finali alle righe 14, 15, 16 e salvare il file

STRUTTURA DEL PROGRAMMA

← → ▾ ↑ Questo PC > OS (C:) > Utenti > manue > Datcom



Nome

- bin
- doc
- examples
- uninstall.exe

Ultima modifica

- 01/03/2017 14:28
- 01/03/2017 14:28
- 01/03/2017 15:09
- 01/03/2017 14:28

Tipo

- Cartella di file
- Cartella di file
- Cartella di file
- Applicazione

doc

examples

bin

Nome

- DATCOM+_Install_and_Users_Guide_Linux.pdf
- DATCOM+_Install_and_Users_Guide_Windows.pdf
- Install.txt
- Predicted_Aero_Model.pdf

Nome

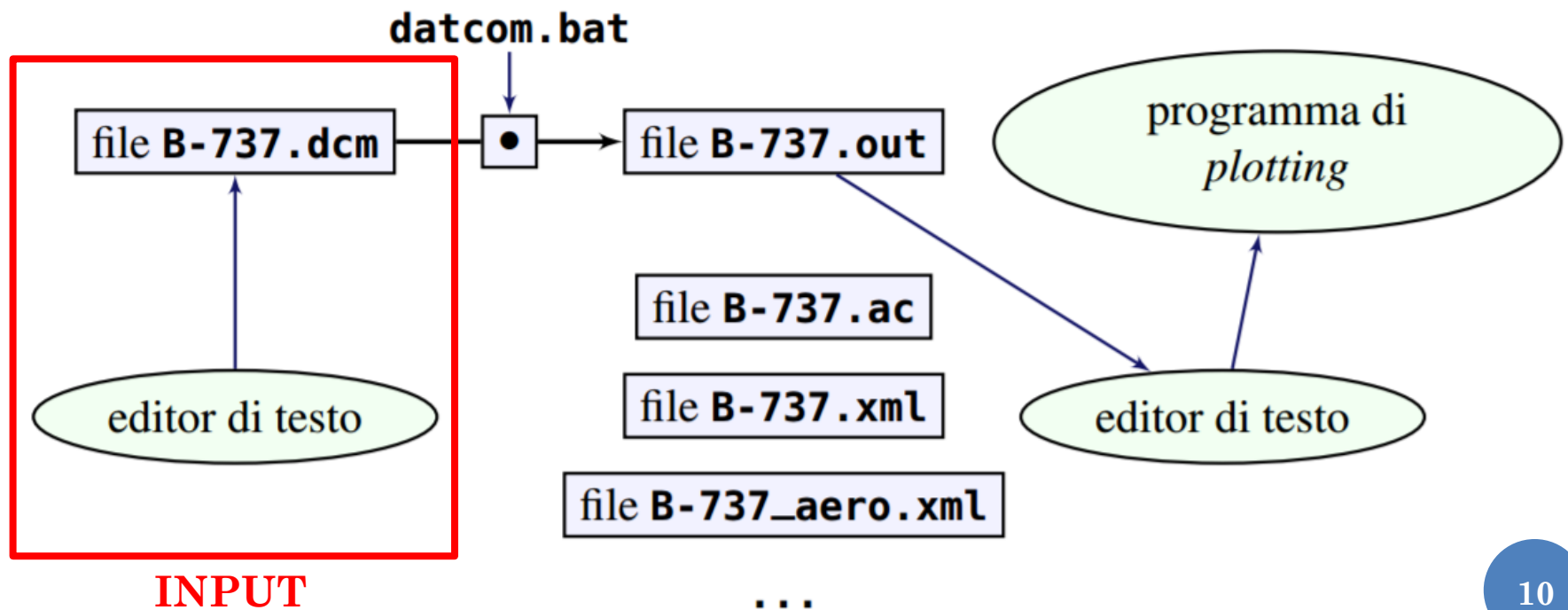
- ASW-20.dcm
- B-737.dcm
- canard.dcm
- Citation.dcm
- Citation_airfoil.dcm
- Citation_simple.dcm
- Navion.dcm
- README.txt
- Senecall.dcm

Nome

- ac3dview.exe
- ac3dview.ico
- cygwin1.dll
- datcom
- datcom.bat
- datcom.ico
- datcom-modeler.exe
- digdat.exe
- glut32.dll
- jiff
- jiff.bat

FUNZIONAMENTO DEL PROGRAMMA

DATCOM+ accetta come input un file in formato .dcm. Facendo doppio click su questo file verrà eseguito il programma il quale produrrà nella stessa cartella più file di output.



INPUT FILE

Per riempire un file di input per DATCOM+ è necessario usare un **editor di testo** come:

Wordpad

Notepad++

Vim

Il file da configurare per il modello del velivolo è del tipo:

`<nome_velivolo>.dcm`

All'interno dello stesso vi sono tutti i dati, in termini di condizioni operative e dati del velivolo, necessari per configurare le analisi.

Occorrerà quindi riempire il file seguendo delle regole di scrittura per poter avviare un'analisi con DATCOM+.

INPUT FILE

```
2 * File : CITATION_simple.dat
3
4 * Author : Bill Galbraith
5 *         Holy Cows, Inc.
6 *         billg (at) holycows.net
7
```

commenti

```
8 DIM FT
9 DERIV DEG
10 DAMP
11 PART
12
```

Opzioni di input ed output

Group IV p.63

```
13 $FLTCON WT=7000.0, LOOP=2.0,
14         NMACH=1.0, MACH(1)=0.4,
15         NALT=1.0, ALT(1)=0.0,
16         NALPHA=20.0,
17         ALSCHD(1)= -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 8.0, 9.0,
18                 10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0, 24.0,
19         STMACH=0.6, TSMACH=1.4, TR=1.0$
20
```

Condizioni di volo

Group I p. 25

```
21 $OPTINS SREF=320.8, CBARR=6.75, BLREF=51.7, ROUGFC=0.25E-3$
```

Parametri di riferimento

p.29

```
23 $SYNTHS XCG=21.9, ZCG=3.125,
24         XW=19.1, ZW=3.125, ALIW=2.5,
25         XH=39.2, ZH=7.75, ALIH=0.0,
26         XV=36.0, ZV=6.0,
27         XVF=28.0, ZVF=7.4,
28         SCALE=1.0, VERTUP=.TRUE.$
29
```

Input per configurazioni tradizionali
Fusoliera, Ala, Piani di coda

Group II p. 30

```
30 $BODY NX=8.0,
31        X(1)=0.0,1.0,2.7,6.0,8.8,28.5,39.4,44.8,
32        R(1)=0.0,1.25,2.1,2.7,2.76,2.7,1.25,0.0,
33        ZU(1)=3.5,4.3,4.8,5.5,7.4,7.4,6.5,5.7,
34        ZL(1)=3.5,2.5,2.25,2.1,2.0,2.2,4.3,5.7,
```

INPUT FILE - COMMENTI

```
2 *   File : CITATION_simple.dat  
3  
4 *   Author : Bill Galbraith  
5 *           Holy Cows, Inc.  
6 *           billg (at) holycows.net  
7
```

→ commenti

In DATCOM+ è possibile inserire commenti semplicemente mettendo il carattere * ad inizio riga.



INPUT FILE – OPZIONI DI INPUT ED OUTPUT

8	DIM FT	← Unità di misura lunghezze (FT/IN/M/CM)
9	DERIV DEG	← Unità di misura derivate (DEG/RAD)
10	DAMP	← Derivate dinamiche in output
11	PART	← Output ausiliari
569	CASEID	AILERONS: Citation II Model 550 Aircraft ← Nome della configurazione
570	SAVE	← Si salva la configurazione parziale cosicché nei successivi casi si possono aggiungere elementi
571	NEXT CASE	← Si passa al caso successivo

Questi comandi hanno lo scopo di controllare quanto concerne le opzioni di input ed output.

Molto spesso in fase di progetto è utile analizzare **più configurazioni di uno stesso velivolo** (configurazione parziale wing – body, configurazione wing – body – tail, configurazione completa ecc.)

Questo può essere gestito con un solo file di input tramite **differenti casi**.

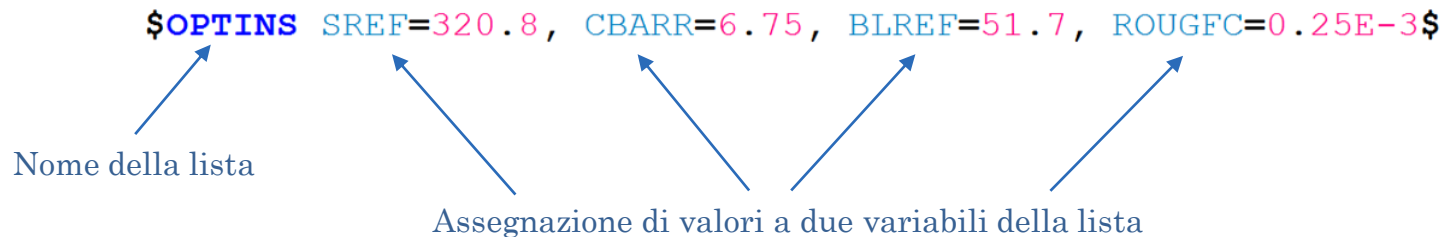
Ogni caso ha un proprio ID identificativo ed è possibile salvare i dati utilizzati in un caso (SAVE) per poter solo aggiungere o modificarne alcuni nel caso successivo.

A partire dal primo caso, DATCOM+ somma dei delta ai valori di output dovuti ai componenti aggiuntivi.

INPUT FILE – NAMELIST

```
13 $FLTCON WT=7000.0, LOOP=2.0,  
14          NMACH=1.0, MACH(1)=0.4,  
15          NALT=1.0, ALT(1)=0.0,  
16          NALPHA=20.0,  
17          ALSCHD(1)= -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 8.0, 9.0,  
18                10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0, 24.0,  
19          STMACH=0.6, TSMACH=1.4, TR=1.0$  
20  
21 $OPTINS SREF=320.8, CBARR=6.75, BLREF=51.7, ROUGFC=0.25E-3$
```

Una **namelist** è una lista di nomi di variabili non necessariamente ordinate. Le variabili e la namelist stessa hanno dei nomi ben precisi.



Un namelist statement ha la seguente struttura:

```
$ NOME_LISTA Var1 = valore , Var2 = valore, ... $
```

INPUT FILE – NAMELIST

```
13 $FLTCON WT=7000.0, LOOP=2.0,  
14     NMACH=1.0, MACH(1)=0.4,  
15     NALT=1.0, ALT(1)=0.0,  
16     NALPHA=20.0,  
17     ALSCHD(1)= -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 8.0, 9.0,  
18             10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0, 24.0,  
19     STMACH=0.6, TSMACH=1.4, TR=1.0$  
20  
21 $OPTINS SREF=320.8, CBARR=6.75, BLREF=51.7, ROUGFC=0.25E-3$
```

Una namelist statement può comparire anche più di una volta in un file di input. Ad esempio le due seguenti assegnazioni sono equivalenti.

```
$FLTCON NMACH=1.0, MACH(1)=0.4$  
$FLTCON NALT=1.0, ALT(1)=0.0 $
```

```
$FLTCON NMACH=1.0, MACH(1)=0.4, NALT=1.0, ALT(1)=0.0 $
```

N.B. Anche se la variabile che si vuole assegnare è un numero intero il formato di input prevede un'assegnazione con un numero in virgola mobile.

Es.

```
$FLTCON NMACH=1.0,
```



```
$FLTCON NMACH=1,
```



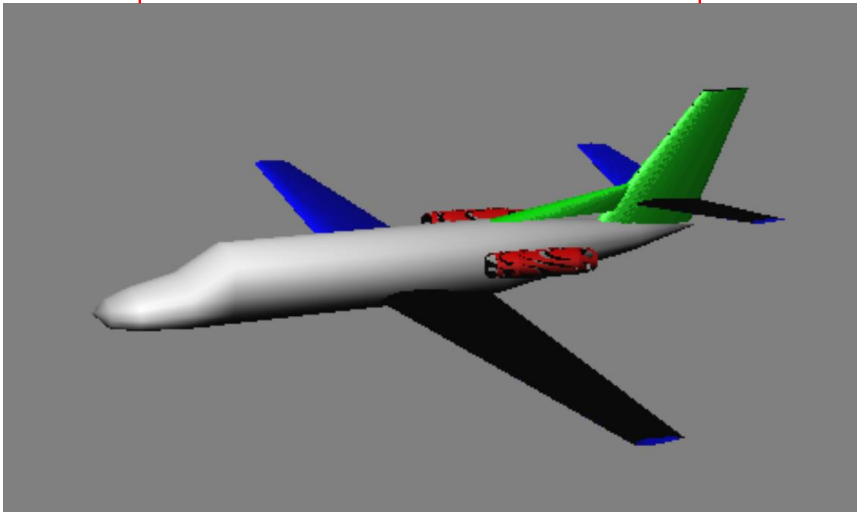
INPUT FILE – NAMELIST PRINCIPALI PER DATCOM +

- \$FLTCON...\$ *Flight condition*. Mach, Re, Quota.] → Condizioni di volo
 - \$OPTINS...\$ *Reference Parameter*. S,mac, b.] → Parametri di riferimento per le adimensionalizzazioni
 - \$SYNTHS...\$ *Synthesis Parameter*. Posizione dell'ala rispetto a fusoliera, baricentro per i momenti.
 - \$BODY...\$ *Body Configuration Parameter*. Definisce i parametri di fusoliera.
 - \$WGPLNF...\$ *Wing Planform variables*. Definisce la forma in pianta dell'ala
 - \$HTPLNF...\$ *Horizontal tail planform Parameters*. Piano orizzontale.
 - \$VTPLNF...\$ *Vertical tail planform Parameters*. Piano Verticale
 - \$VFPLNF...\$ *Vertical fin planform variables*. Pinna sul Verticale
 - \$GRNDEF...\$ *Ground Effects parameters*. Effetto suolo.
 - \$SYMFLP...\$ *Symmetrical Flap Deflection Parameters*. Definisce flap, elevator, rudder
 - \$ASYFLP...\$ *Asymmetrical Control Deflection parameters*. Definisce Alettoni e controlli asimmi.
 - \$PROPWR...\$ *Propulsion parameters for Propeller Power Effects*. parametri che definiscono un sistema di propulsione ad elica.
 - \$JETPWR...\$ *Jet Power Effects Parameters*. Parametri che definiscono un sistema di propulsione a getto
- Input per configurazioni tradizionali
Fusoliera, Ala,
Piani di coda

INPUT FILE - NAMELIST

Per vedere le variabili che possono essere assegnate in ogni namelist, è preso come esempio il file input **Citation.dcm** che è quello più completo ed è interamente commentato.

CESSNA CITATION



- FLIGHT CONDITION
- OPTIONS
- SYNTESIS
- BODY
- WING
- SAVE**
 - FLAP
- CASEID FLAP**
- NEXT CASE**
 - AILERONS
- CASEID AILERONS**
- SAVE**
 - ELEVATOR
- NEXT CASE**
- HORIZONTAL
- VERTICAL
- ENGINE
- CASEID TOTAL**

N.B. Fare riferimento al manuale

INPUT FILE – FLIGHT CONDITION

\$FLTCON WT=7000.0, ← Peso (lb)
 LOOP=2.0, ← Possibilità di gestire l'analisi di diverse combinazioni di Mach e quota
 NMACH=1.0, ← Numero di Mach che si vogliono analizzare
 MACH(1)=0.4, ← Numeri di Mach
 NALT=1.0, ← Numero di quote che si vogliono analizzare
 ALT(1)=0.0, ← Quote
 NALPHA=20.0, ← Numero di angoli di attacco
 ALSCHD(1) = -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, 0.0, 2.0, 4.0, 8.0, 9.0, 10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0
 STMACH=0.6, ← Limite superiore del range di Mach
 TSMACH=1.4, ← Limite inferiore del range di Mach
 TR=1.0\$ ← Resistenza di transizione

LOOP

LOOP può assumere solo tre valori (1.0, 2.0, 3.0) ognuno dei quali corrisponde ad una modalità di analisi di numero di Mach e quota.

- 1.0 → Varia Mach e quota insieme.
- 2.0 → Varia Mach a fissata quota.
- 3.0 → Fissato il Mach, varia la quota.

Esempio

M: m1, m2

A: a1, a2, a3

LOOP 1.0 → 1) m1 a1
2) m2 a2

Non considera a3

LOOP 2.0 → 1) m1 a1
2) m2 a1

3) m1 a2

4) m2 a2

5) m1 a3

6) m2 a3

LOOP 3.0 → 1) m1 a1
2) m1 a2
3) m1 a3

4) m2 a1

5) m2 a2

6) m2 a3

INPUT FILE – OPZIONI PER LE ADIMENSIONALIZZAZIONI

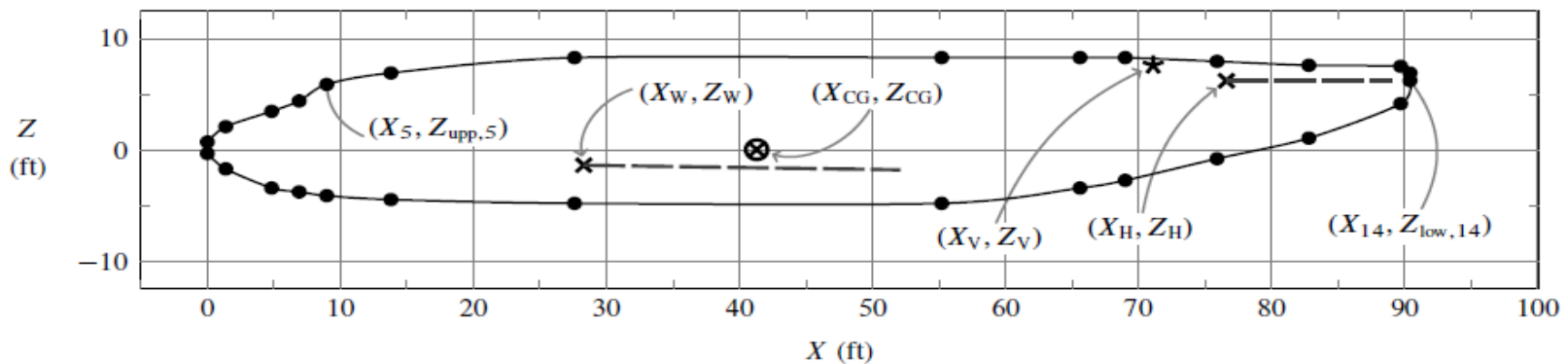
Questi valori servono per le adimensionalizzazioni.

\$OPTINS SREF=320.8, ← Superficie di riferimento (*Superficie alare*)
CBARR=6.75, ← Lunghezza longitudinale di riferimento (MAC)
BLREF=51.7, ← Lunghezza laterale di riferimento (Apertura Alare)
ROUGFC=0.25E-3\$ ← Fattore di Rugosità superficiale

INPUT FILE – DATI COMPONENTI

- `$SYNTHS XCG=21.9, ZCG=3.125,` ← Posizione del baricentro (Polo dei momenti).
`XW=19.1, ZW=3.125,` ← Posizione dell'apice dell'ala
`ALIW=2.5,` ← Angolo di calettamento della corda di radice dell'ala
`XH=39.2, ZH=7.75,` ← Posizione dell'apice del piano orizzontale di coda
`ALIH=0.0,` ← Angolo di calettamento della corda di radice del piano orizzontale
`XV=36.0, ZV=6.0,` ← Posizione dell'apice del piano verticale di coda
`XVF=28.0, ZVF=7.4,` ← Posizione dell'apice della pinna dorsale
`SCALE=1.0,` ← Fattore di scala (per modelli da galleria)
`VERTUP=.TRUE.$` ← Piano di coda verticale al di sopra dell'asse X

Profilo della fusoliera



INPUT FILE – DATI COMPONENTI - BODY

\$BODY NX=8.0,

X(1)=0.0,1.0,2.7,6.0,8.8,28.5,39.4,44.8,

R(1)=0.0,1.25,2.1,2.7,2.76,2.7,1.25,0.0,

ZU(1)=3.5,4.3,4.8,5.5,7.4,7.4,6.5,5.7,

ZL(1)=3.5,2.5,2.25,2.1,2.0,2.2,4.3,5.7,

BNOSE=1.0, BLN=8.8,

BTAIL=1.0, BLA=19.7,

ITYPE=1.0,

METHOD=1.0\$

- ← Numero di sezioni lungo x (massimo 20).
- ← Array dimensionale delle stazioni x.
A partire dal nose della fusoliera
- ← Metà altezza della sezione locale.
In alternativa può essere data la sezione (S)
- ← Posizione dimensionale lungo Z delle NX
sezioni, upper e lower

← Forma e lunghezza del nose

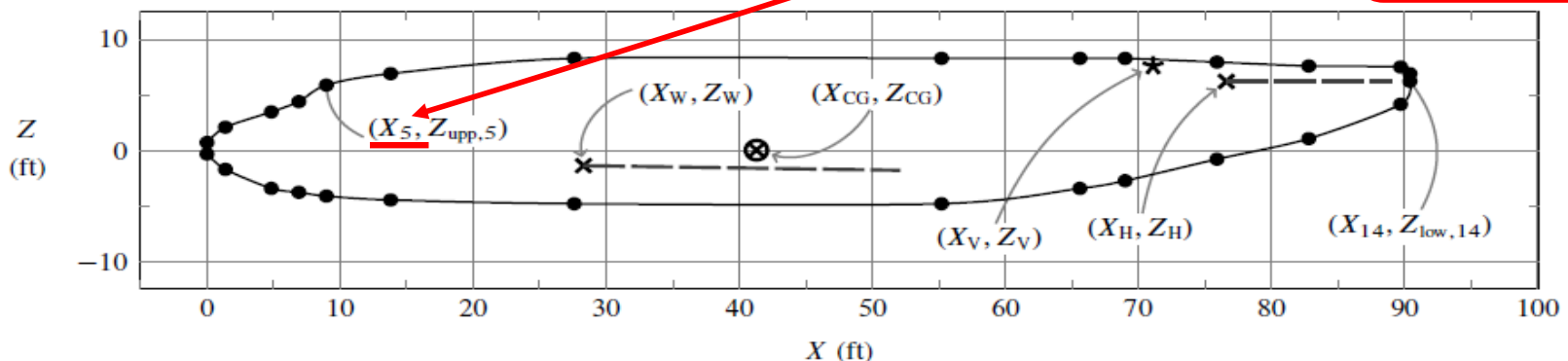
← Forma del cono di coda e lunghezza della parte cilindrica

← Forma dell'ala

← Metodo di analisi

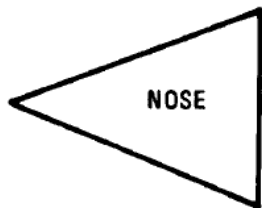
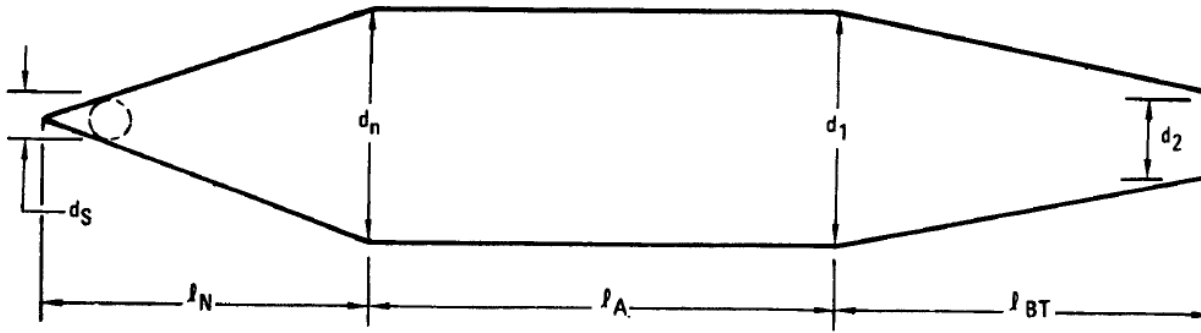
BNOSE e BTAIL
1.0 → conico
2.0 → ogiva

Profilo della fusoliera



INPUT FILE – DATI COMPONENTI - BODY

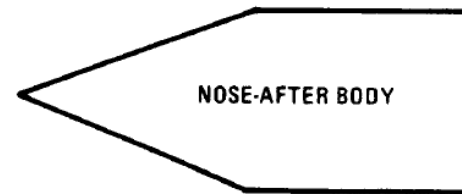
Attraverso la definizione dei i parametri di input è possibile definire le seguenti configurazioni in DATCOM+



$$l_N$$

$$l_A = l_{BT} = 0$$

$$d_N = d_1 = d_2$$



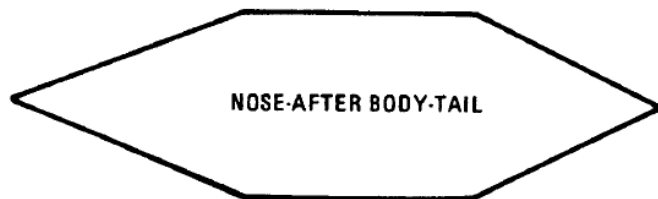
$$l_N$$

$$l_A$$

$$l_{BT} = 0$$

$$d_N$$

$$d_1 = d_2$$



$$l_N$$

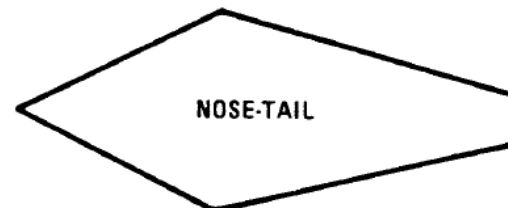
$$l_A$$

$$l_{BT}$$

$$d_N$$

$$d_1$$

$$d_2 = 0$$



$$l_N$$

$$l_A = 0$$

$$l_{BT}$$

$$d_N = d_1$$

$$d_2$$



INPUT FILE – DATI COMPONENTI - WING

<code>\$WGPLNF</code>	<code>CHRDR=9.4,</code>	←	Dimensione della corda di radice
	<code>CHRDTP=3.01,</code>	←	Dimensione della corda d'estremità
	<code>SSPN=25.85,</code>	←	Semiapertura alare
	<code>SSPNE=23.46,</code>	←	Semiapertura dell'ala esposta
	<code>SAVSI=1.3,</code>	←	Angolo di freccia
	<code>CHSTAT=0.25,</code>	←	Frazione di corda al quale si assegna l'angolo di freccia
	<code>TWISTA=-3.0,</code>	←	Angolo di svergolamento geometrico di estremità
	<code>DHDADI=3.6,</code>	←	Angolo diedro
	<code>TYPE=1.0\$</code>	←	Tipo di ala
<code>NACA W 5 23014</code>		←	Profilo alare

Non è possibile nella versione gratuita mettere diversi profili lungo la semi apertura

TYPE

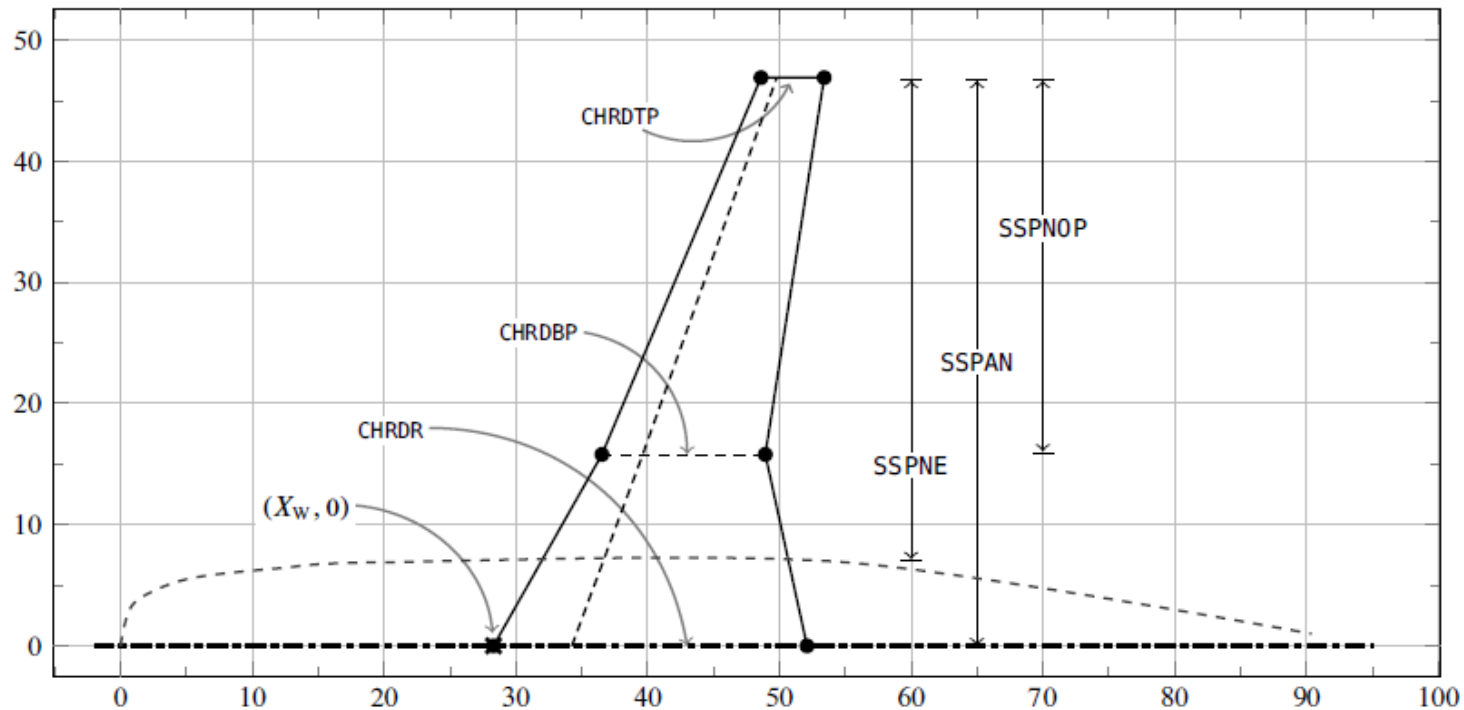
- 1.0 → Ala dritta rastremata
- 2.0 → Ala a doppio delta
- 3.0 → Ala cranked

Per un'ala cranked occorre definire più parametri in corrispondenza del break point. (vedi manuale)

INPUT FILE – DATI COMPONENTI - WING

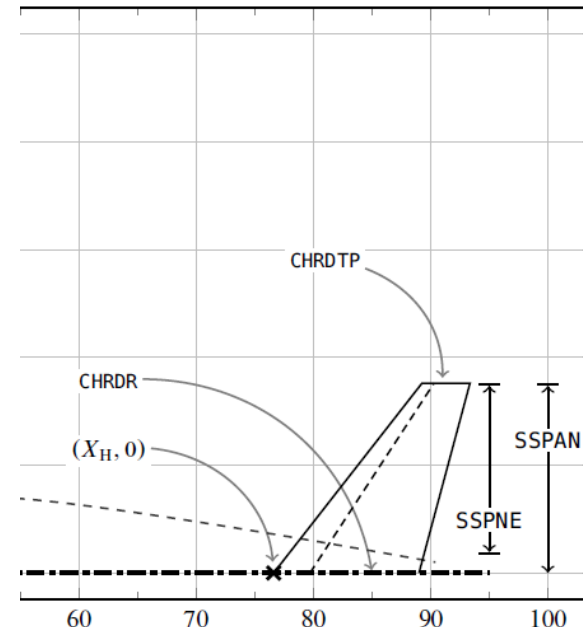
```
$WGPLNF CHRDR=9.4, CHRDTP=3.01,  
        SSPN=25.85, SSPNE=23.46,  
        SAVSI=1.3,  
        CHSTAT=0.25, WISTA=-3.0,  
        DHDADI=3.6, TYPE=1.0$
```

NACA W 5 23014



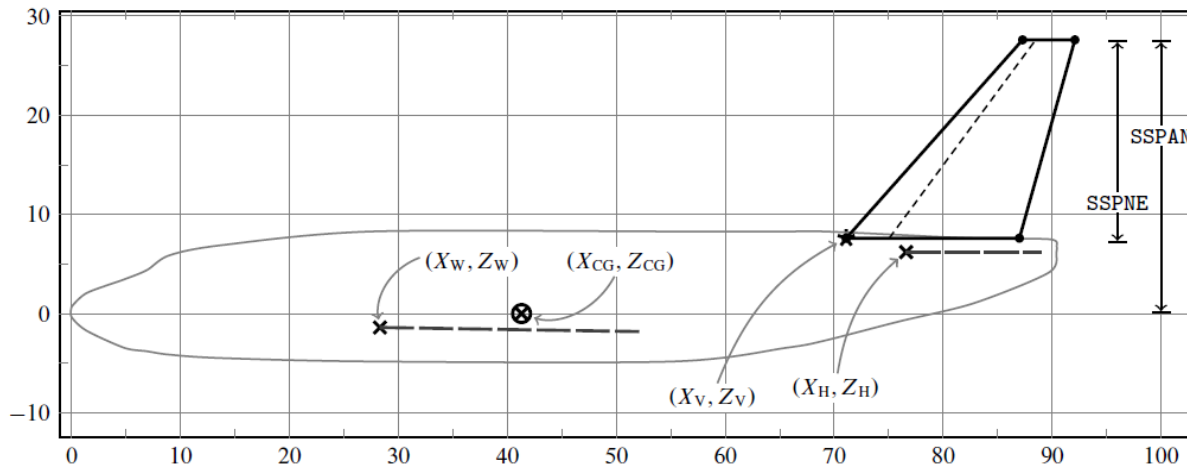
INPUT FILE – DATI COMPONENTI – HORIZONTAL TAIL

<code>\$HTPLNF</code>	<code>CHRDR=4.99,</code>	← Dimensione della corda di radice
	<code>CHRDTP=2.48,</code>	← Dimensione della corda d'estremità
	<code>SSPN=9.42,</code>	← Semiapertura alare
	<code>SSPNE=9.21,</code>	← Semiapertura dell'ala esposta
	<code>SAVSI=5.32,</code>	← Angolo di freccia
	<code>CHSTAT=0.25,</code>	← Frazione di corda al quale si assegna l'angolo di freccia
	<code>TWISTA=0.0,</code>	← Angolo di svergolamento geometrico di estremità
	<code>DHDADI=9.2,</code>	← Angolo diedro
	<code>TYPE=1.0\$</code>	← Tipo di superficie
<code>NACA H 4 0010</code>		← Profilo alare



INPUT FILE – DATI COMPONENTI – HORIZONTAL TAIL

- \$VTPLNF** CHRDR=8.3, ← Dimensione della corda di radice
- CHRDTP=3.63, ← Dimensione della corda d'estremità
- SSPNE=8.85, ← Semiapertura della parte esposta
- SSPN=9.42, ← Semiapertura
- SAVSI=32.3, ← Freccia
- CHSTAT=0.25, ← Frazione di corda al quale si assegna l'angolo di freccia
- TYPE=1.0\$ ← Tipo di superficie
- NACA V 4 0012** ← Profilo alare



Parametri simili sono per la pinna dorsale

INPUT FILE – DATI COMPONENTI – FLAP SIMMETRICO

Questa namelist è utilizzata sia per i flap che per l'elevatore.

```
$SYMFLP FTYPE=2.0, ← Tipo di flap  
NDELTA=9.0, ← Numero di deflessioni. (max 9)  
DELTA(1)=0.0,5.0,10.0,15.0,20.0,25.0,30.0,35.0,40.0,  
CHRDFI=2.0, ← Corda del flap alla stazione interna  
CHRDFO=1.6, ← Corda del flap alla stazione esterna  
SPANFI=5.78, ← Stazione dimensionale di inizio flap  
SPANFO=15.3, ← Stazione dimensionale di fine flap  
NTYPE=1.0$ ← Tipo di nose
```

FTYPE

1. Plain flaps
2. Single slotted flaps
3. Fowler flaps
4. Double slotted flaps
5. Split flaps
6. Leading edge flap
7. Leading edge slats
8. Krueger

NTYPE

1. Round nose flap
2. Elliptic nose flap
3. Sharp nose flap

Parametri simili sono per gli alettoni, ricordando che la deflessione non è simmetrica, pertanto ci saranno due vettori di deflessioni della superficie.

INPUT FILE – DATI COMPONENTI – MOTORI

Motore a getto

\$JETPWR NENGSJ=2.0, ← Numero di motori

AIETLJ=2.0, ← Angolo di inclinazione del motore in gradi

THSTCJ=0.0, ← Coefficiente di spinta $2T/(\rho V^2 S_{ref})$

JIALOC=25.8,
JELLOC=4.33,
JEVLOC=5.625,
JEALOC=33.3, ← Posizione del motore

JINLTA=2.243, ← Superficie del motore

AMBTMP=59.7, ← Temperatura statica ambiente

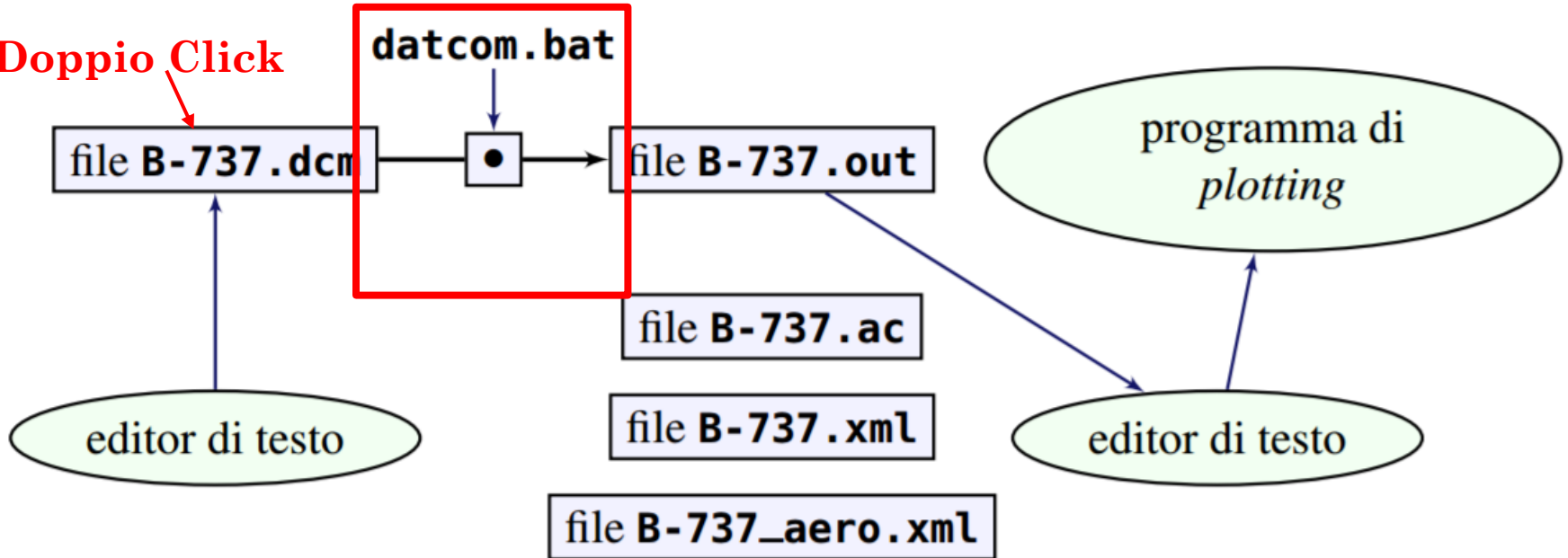
AMBSTP=2116.8, ← Pressione statica ambiente

JERAD=0.755\$ ← Raggio dell'uscita

CALCOLO

MODULO DI CALCOLO

Doppio Click



PROCEDURA WINDOWS 10

...

1) in **MODIFICA VARIABILI D'AMBIENTE**, pannello **VARIABILI DI SISTEMA**, scheda **PATH** inserire il percorso dove è stata inserita nel PC la cartella di installazione di datcom, cartella BIN:

ESEMPIO: **C:\Users\...\Datcom\bin**

2) installare il programma **console 2** (shell a 32 bit) dal quale poi si può lanciare datcom.

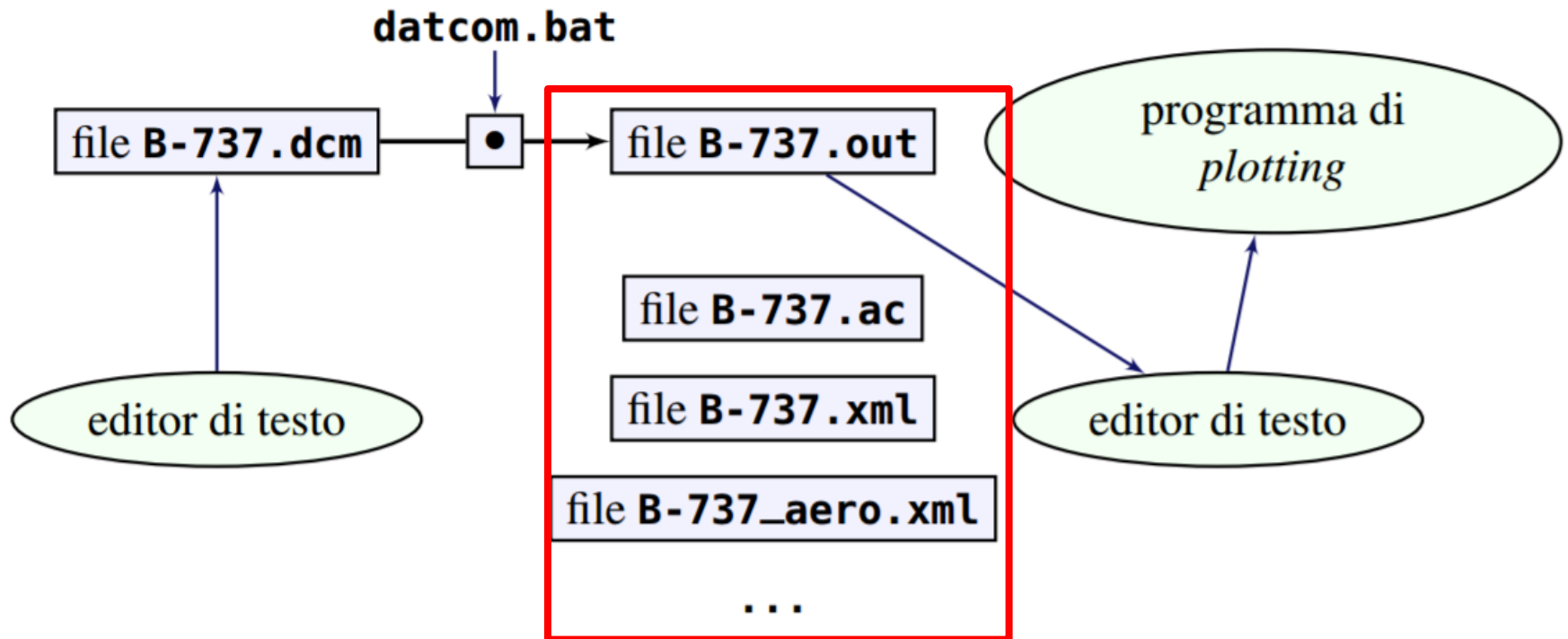
3) in console 2, è ora possibile lanciare datcom come:

a) posizionarsi nella cartella dove c'è il velivolo da analizzare <nome_velivolo.dcm>

b) lanciare il velivolo come:








datcom.bat <nome_velivolo.dcm>

OUTPUT



Facendo doppio click sul file di input, DATCOM+ produrrà nella stessa cartella più file di output.

OUTPUT

	Citation.out	→	Output originale di DATCOM(conf., derivate ecc.)
	Citation.xml	→	File .xml configurazione per JSBSim
	Citation_aero.xml	→	File .xml configurazione aerodinamica per JSBSim
	Citation.1.ac	→	Output formato per ac 3D...DOPPIO CLICK!
	Citation.2.ac	→	Output formato per ac 3D...DOPPIO CLICK!
	Citation.csv	→	Output formato separatore di virgola
	Citation.lfi	→	Output grafico formato nativo

L'OUTPUT

B-737.out

```
*****
*   USAF STABILITY AND CONTROL  DIGITAL DATCOM   *
*   PROGRAM REV. JAN 96   DIRECT INQUIRIES TO:   *
*   WRIGHT LABORATORY (WL/FIGC)  ATTN: W. BLAKE  *
*   WRIGHT PATTERSON AFB, OHIO  45433           *
*   PHONE (513) 255-6764,   FAX (513) 258-4054  *
*****
```

```
1          CONERR - INPUT ERROR CHECKING
0 ERROR CODES - N* DENOTES THE NUMBER OF OCCURENCES OF EACH ERROR
0 A - UNKNOWN VARIABLE NAME
0 B - MISSING EQUAL SIGN FOLLOWING VARIABLE NAME
0 C - NON-ARRAY VARIABLE HAS AN ARRAY ELEMENT DESIGNATION - (N)
0 D - NON-ARRAY VARIABLE HAS MULTIPLE VALUES ASSIGNED
0 E - ASSIGNED VALUES EXCEED ARRAY DIMENSION
0 F - SYNTAX ERROR
```

----- FLIGHT CONDITIONS -----						----- REFERENCE DIMENSIONS -----					
MACH NUMBER	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS NUMBER	REF. AREA	REFERENCE LENGTH	MOMENT	REF. CENTER		
	FT	FT/SEC	LB/FT**2	DEG R	1/FT	FT**2	LONG.	LAT.	HORIZ	VERT	
.200	1500.00	222.11	2.0040E+03	513.321	2.0121E+07	1329.900	14.300	93.000	41.300	.000	
-----DERIVATIVE (PER RADIAN)-----											
ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP	CLA	CMA	CYB	CNB	CLB
-16.0	.091	-1.089	.7422	-1.072	-.212	-.693	3.303E+00	-2.541E+00	-9.548E-01	1.786E-01	-1.296E-01
-8.0	.033	-.561	.4066	-.561	-.045	-.725	4.124E+00	-2.506E+00			-1.339E-01
-6.0	.024	-.411	.3199	-.411	-.019	-.778	4.239E+00	-2.470E+00			-1.360E-01
-4.0	.018	-.260	.2370	-.260	-.001	-.911	4.225E+00	-2.383E+00			-1.380E-01
-2.0	.014	-.110	.1564	-.110	.010	-1.417	4.170E+00	-2.305E+00			-1.395E-01
.0	.013	.037	.0789	.037	.013	2.105	4.157E+00	-2.256E+00			-1.408E-01
2.0	.014	.186	.0018	.187	.008	.010	4.193E+00	-2.247E+00			-1.419E-01
4.0	.018	.336	-.0751	.337	-.005	-.223	4.216E+00	-2.265E+00			-1.431E-01
8.0	.035	.637	-.2334	.636	-.054	-.367	4.206E+00	-2.352E+00			-1.452E-01
9.0	.041	.712	-.2740	.710	-.071	-.386	4.184E+00	-2.372E+00			-1.456E-01
10.0	.048	.786	-.3149	.783	-.089	-.402	3.976E+00	-2.314E+00			-1.459E-01
12.0	.061	.914	-.3896	.907	-.130	-.430	3.240E+00	-2.113E+00			-1.448E-01
14.0	.074	1.018	-.4598	1.005	-.175	-.457	2.544E+00	-1.993E+00			-1.415E-01
16.0	.086	1.097	-.5262	1.078	-.220	-.488	1.681E+00	-1.475E+00			-1.358E-01
18.0	.096	1.140	-.5603	1.114	-.261	-.503	1.276E+00	-1.947E+00			-1.271E-01
19.0	.102	1.165	-.6019	1.134	-.283	-.531	1.575E+00	-2.883E+00			-1.222E-01
20.0	.109	1.197	.0113	1.163	-.307	.010	1.183E+00	NA			-1.179E-01
21.0	.114	1.208	.0118	1.169	-.327	.010	-5.549E-01	NA			-1.119E-01
22.0	.114	1.180	.0123	1.137	-.336	.011	-1.697E+00	NA			-1.023E-01
24.0	.115	1.120	.0132	1.070	-.350	.012	-1.853E+00	NA			-8.282E-02

L'OUTPUT

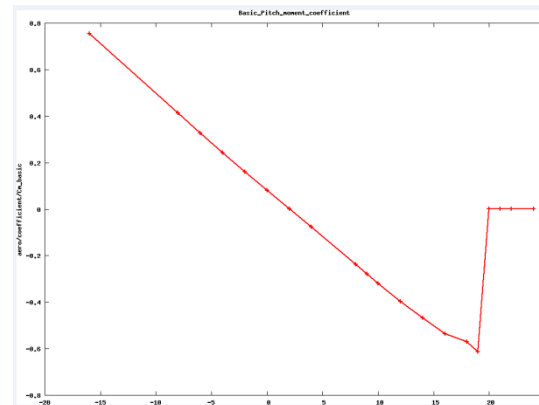
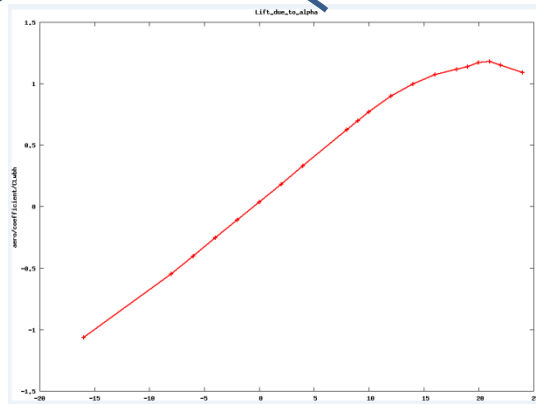
B-737.xml



Doppio click



B-737.jiff



ESERCIZIO

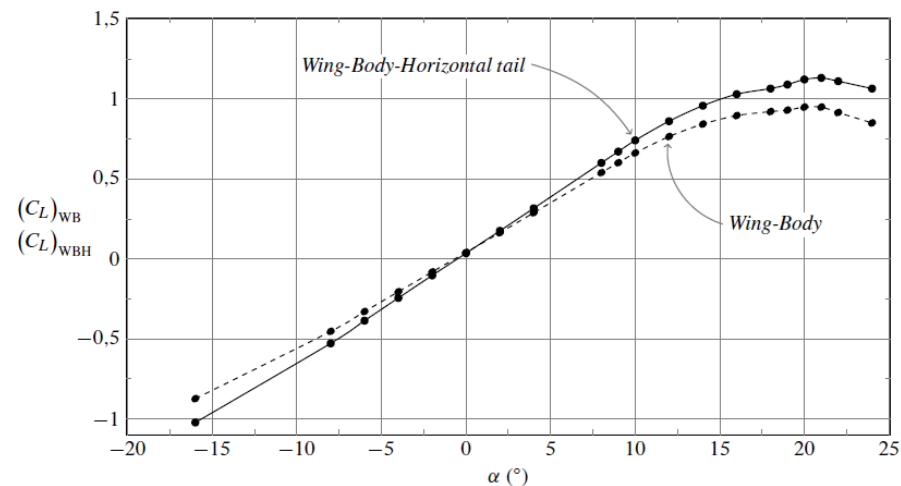
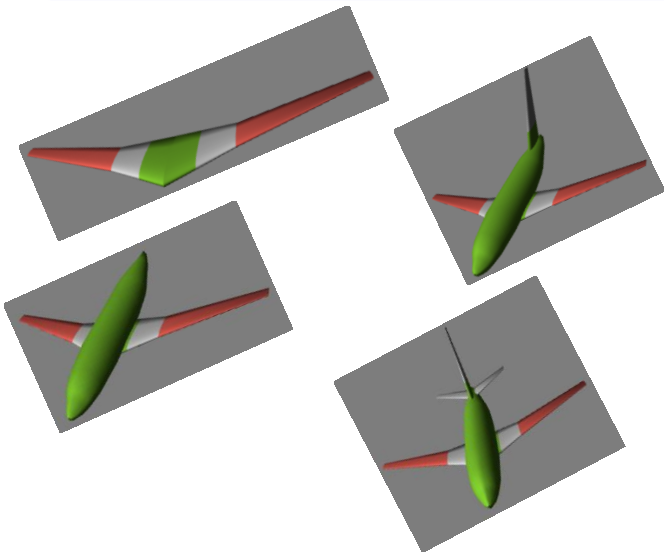
Esercizio 9.1: Caratteristiche aerodinamiche con Digital DATCOM+



Si scelga uno dei velivoli presenti nella cartella degli esempi di Digital DATCOM+.

Si esegua il programma di analisi aerodinamica per le diverse configurazioni: (a) *Wing*, (b) *Wing-Body*, (c) *Wing-Body-Vertical Tail*, (d) velivolo completo.

Si confrontino le caratteristiche aerodinamiche delle suddette configurazioni. Si riportino in grafico i coefficienti di forza e momento in funzione di α_B o di β (ove applicabile).



ESERCIZIO

Esercizio 9.2: Caratteristiche aerodinamiche del velivolo Tecnam P2006T

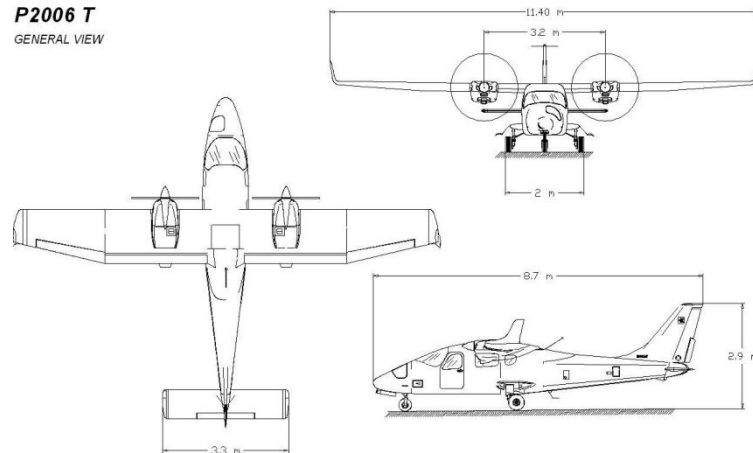


Creare un file di input per Digital DATCOM+ con le caratteristiche geometriche del velivolo Tecnam P2006T. Fare riferimento ai dati contenuti nel seguente documento:
http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Dati_P2006T.pdf.

Analizzare l'output e riportare i grafici come richiesto nell'esercizio precedente.

Lunghezza della fusoliera	$l_B = 8,34 \text{ m}$
Larghezza massima della fusoliera	$b_B = 1,20 \text{ m}$
Altezza massima della fusoliera	$h_B = 1,36 \text{ m}$
Apertura alare	$b = 10,6 \text{ m}$
Superficie alare	$S = 14,23 \text{ m}^2$
Corda di radice	$c_r = 1,44 \text{ m}^2$
Corda media aerodinamica	$\bar{c} = 1,36 \text{ m}^2$
Angolo di calettamento dell'ala	$i_W = 1,5^\circ$
Distanza del bordo d'attacco della radice dal piano costruttivo $y_c z_c$	$l_1 = 2,96 \text{ m}$
Distanza del bordo d'attacco della radice dal piano costruttivo $x_c y_c$	$z_0 = 0,98 \text{ m}$

P2006 T
GENERAL VIEW



DINAMICA E SIMULAZIONE DI VOLO

37

IL CODICE DATCOM+