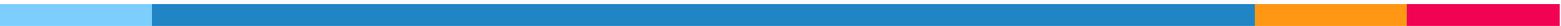


Prof. Agostino De Marco – agostino.demarco@unina.it

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

Corso di:

Dinamica e Simulazione di Volo



IL PROGRAMMA DIGITAL DATCOM

1

Introduzione: USAF DATCOM

the **U**nited **S**tates **A**ir **F**orce stability and control **D**ATa **C**OMpendium

COSA È DIGITAL DATCOM

Digital Datcom è un programma che implementa **metodi di calcolo semi-empirici per il calcolo delle caratteristiche aerodinamiche dei velivoli**. →

In particolare permette di calcolare per un velivolo: l'aerodinamica, la stabilità statica, le caratteristiche di alta portanza e le derivate dinamiche.

A partire dal 1960 tutti i metodi contenuti nei manuali USAF DATCOM sono stati implementati in Fortran IV per un totale di più di 60000 linee di codice

METODI DI CALCOLO IN DATCOM

Le metodologie implementate nel codice Digital Datcom sono una collezione di metodi ottenuti per lo più da prove sperimentali in galleria del vento.

Le prove sono state fatte su varie configurazioni che tengono conto di:

- Interferenza tra componenti;
- Viscosità;
- Comprimibilità;

Questi metodi e formula di avvanprogetto sono state sviluppate tra il 1940 e il 1950 dai ricercatori americani della United States Air Force, e pubblicate negli anni '60 in collaborazione con la McDonnell Douglas.

MANUALI

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

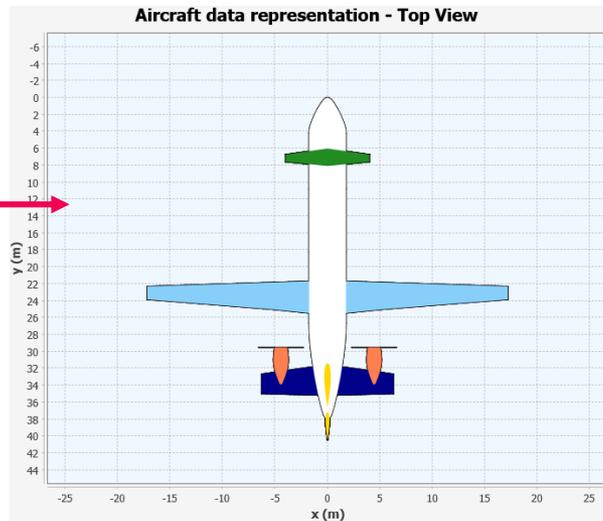
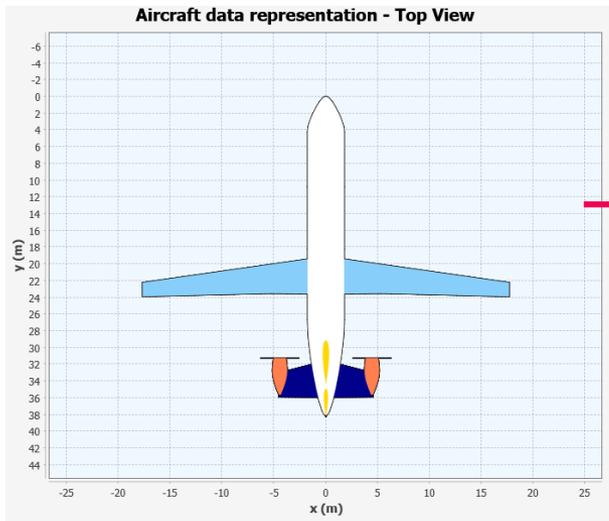
http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/DSV-DQV_Quaderno_9.pdf

Perché un tool di avanprogetto

Nelle prime fasi di progettazione di un velivolo sono spesso richieste **analisi rapide** e con un sufficiente livello di **accuratezza** essendo il progetto non ancora congelato.

Ciò consente di poter fare *trade-off studies* su differenti configurazioni di un velivolo in tempi compatibili con le necessità di queste fasi di design.

Attualmente sono disponibili moltissimi software di progettazione aeronautica (SUAVE, Piano, CEASIOM, PACELAB, JPAD). Digital Datcom presenta il vantaggio di interfacciarsi con software per simulazione dinamica (JSBSim)



2

Come ottenere Digital Datcom

Datcom by Holy Cows, Inc.

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



Datcom by Holy Cows, Inc.

[Home](#)

[Demo videos](#)

[Buy/Download](#)

[FAQ](#)



FREE VERSIONS

The free version is still available.

Downloads here:

[Windows version 2.8.5](#)

[Linux version 2.8.4](#)

[Digital Datcom User's Manual](#)

Utilizzo di Digital Datcom 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 della cartella Datcom

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

Nome	Ultima modifica	Tipo
bin	01/03/2017 14:28	Cartella di file
doc	01/03/2017 14:28	Cartella di file
examples	01/03/2017 15:09	Cartella di file
uninstall.exe	01/03/2017 14:28	Applicazione

doc

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

examples

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

bin

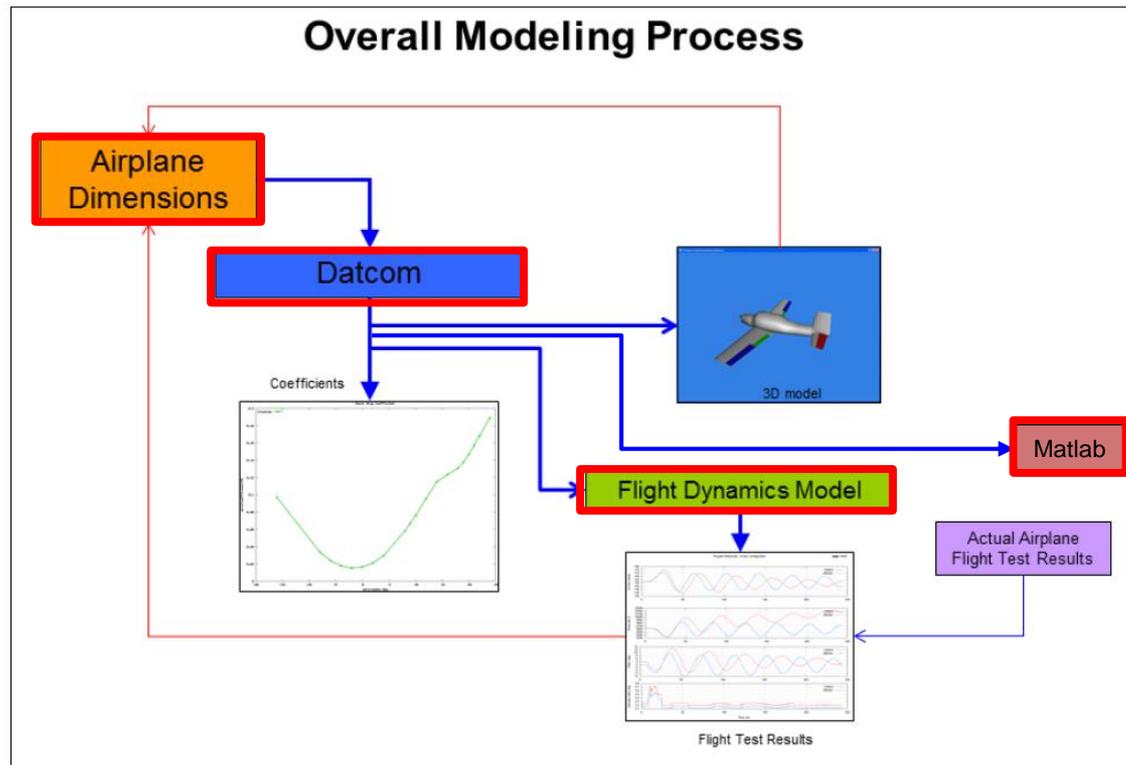
- ac3dview.exe
- ac3dview.ico
- cygwin1.dll
- datcom
- datcom.bat
- datcom.ico
- datcom-modeler.exe
- digdat.exe
- glut32.dll
- jiff
- jiff.bat

3

Struttura di Digital Datcom

Struttura del processo di analisi

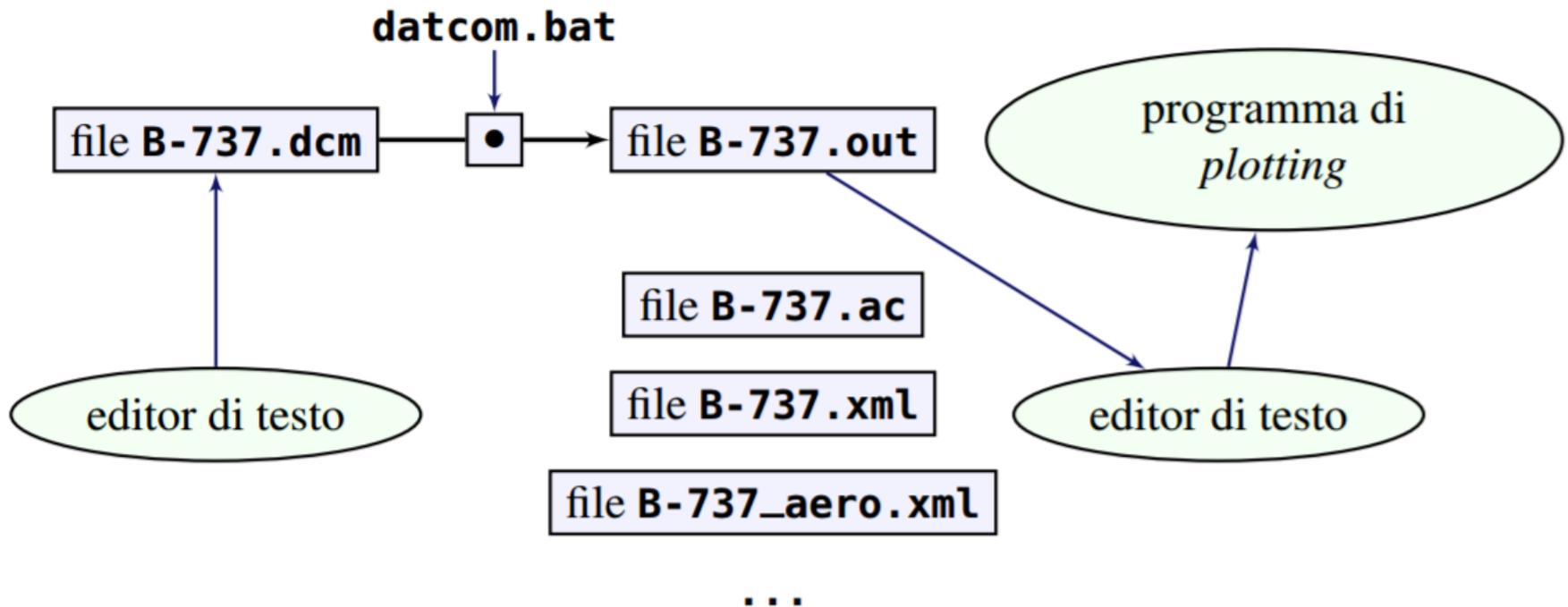
Dopo aver definito la geometria (o le geometrie) del velivolo e le condizioni operative, viene eseguito il programma Digital Datcom che produce in output i coefficienti aerodinamici e le caratteristiche di stabilità statica e dinamica. Con l'introduzione di Datcom +, gli output possono facilmente interfacciarsi con JSBSim (una libreria software per la simulazione di volo a 6 dof, inclusa anche nei simulatori di volo FlightGear e OpenEagles) e Matlab (dalla versione 2008°, la libreria Aerospace Blockset mette a disposizione la funzione `datcomimport` per importare gli output Datcom)



Struttura del codice Datcom

Il programma è mandato in esecuzione in modalità batch, semplicemente facendo doppio click sul file di input nomeAereo.dcm che manda in esecuzione il bat

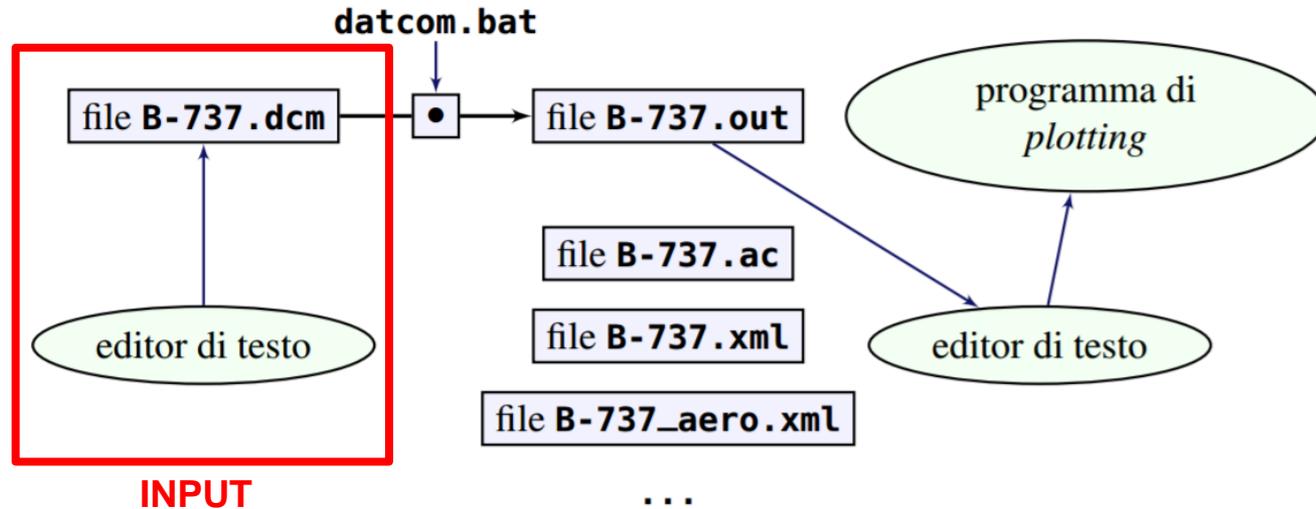
Nella stessa cartella, Datcom produrrà i file di output.



4

Il file di **INPUT**

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
8 DIM FT
9 DERIV DEG
10 DAMP
11 PART
12
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 $OPTINS SREF=320.8, CBARR=6.75, BLREF=51.7, ROUGFC=0.25E-3$
22
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
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,
```

Commenti

Opzioni di input ed output

Dati

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 e output

```
8  DIM FT      ← Unità di misura lunghezze (FT/IN/M/CM) – default FT
9  DERIV DEG   ← Unità di misura derivate di stabilità statica e dinamica (DEG/RAD) – default DEG
10 DAMP        ← Derivate dinamiche in output. Se non c'è questo comando non sono presenti nel file .out

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 e output**. Alcuni dei comandi opzione servono a definire le unità di misura che si richiedono in output (DIM, DERIV).

Il comando **CASEID** serve per definire diverse configurazioni dello stesso velivolo.

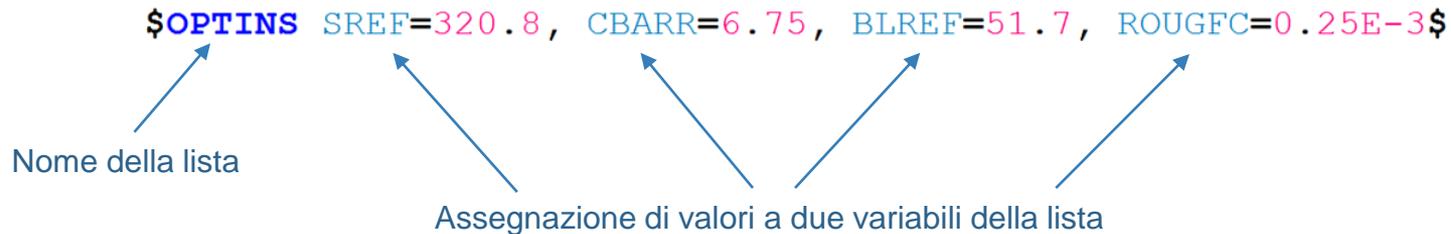
Dopo aver definito le caratteristiche di un velivolo si può dare un nome alla configurazione (CASEID), salvare i dati inseriti (SAVE) e procedere ad aggiungere altri elementi (NEXT CASE).

Datcom è in grado di gestire una sola superficie di controllo per volta (\$SYMFLP\$) e di default questa è associata all'orizzontale. Pertanto se si vuole creare una configurazione con ala flap, orizzontale ed equilibratore occorre farlo in due casi separati: il primo con ala e con un \$SYMFLP\$ che sarà il flap, salvare il caso, aggiungere l'orizzontale ed aggiungere un nuovo \$SYMFLP\$ che questa volta sarà associato al piano orizzontale di coda.

Input file – dati (Namelist statement)

```
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.



Una **namelist statement** ha la seguente struttura:

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

Input file – dati (Namelist statement)

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

Un 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.

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



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



Input file – dati (Namelist statement)

- \$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.] → Parametri globali
 - \$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] → Dati delle superfici di controllo simmetriche
 - \$ASYFLP...\$ *Asymmetrical Control Deflection parameters*. Definisce Alettoni e controlli asimmm.] → Dati delle superfici di controllo asimmetriche
 - \$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
-] → Propulsione

Input file – dati (FLTCON)

\$FLTCON WT=7000.0, ← Peso (lb)
LOOP=2.0, ← Possibilità di gestire l'analisi combinazioni di Mach quote.
NMACH=1.0, ← Numero di Mach che si vogliono analizzare
MACH (1)=0.4, ← Numeri di Mach NMACH
NALT=1.0, ← Numero di quote che si vogliono analizzare
ALT (1)=0.0, ← Quote
NALPHA=20.0, ← Numero di angoli d'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, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0,
STMACH=0.6, ← Limite superiore del numero di Mach
TSMACH=1.4, ← Limite inferiore del numero 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

LOOP 3.0 → 1) m1 a1
2) m1 a2
3) m1 a3

3) m1 a2
4) m2 a2

5) m1 a3
6) m2 a3

4) m2 a1
5) m2 a2
6) m2 a3

Input file – dati (OPTINS)

\$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 (SYNYTHS)

`$SYNTHS` $X_{CG}=21.9$, $Z_{CG}=3.125$, ← Posizione del baricentro (Polo dei momenti).

$X_W=19.1$, $Z_W=3.125$, ← Posizione dell'apice dell'ala

$ALIW=2.5$, ← Angolo di calettamento della corda di radice dell'ala (deg)

$X_H=39.2$, $Z_H=7.75$, ← Posizione dell'apice del piano orizzontale di coda

$ALIH=0.0$, ← Angolo di calettamento della corda di radice del piano orizzontale

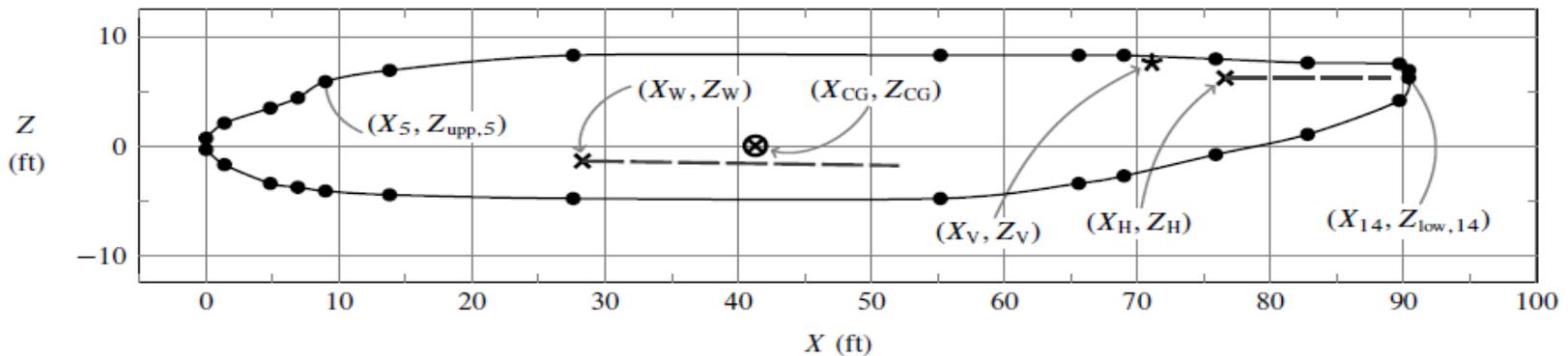
$X_V=36.0$, $Z_V=6.0$, ← Posizione dell'apice del piano verticale di coda

$X_{VF}=28.0$, $Z_{VF}=7.4$, ← 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 (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

← Raggio locale.

← In alternativa può essere data la **sezione (S)** o perimetro

← Posizione dimensionale lungo Z delle NX sezioni, upper e lower

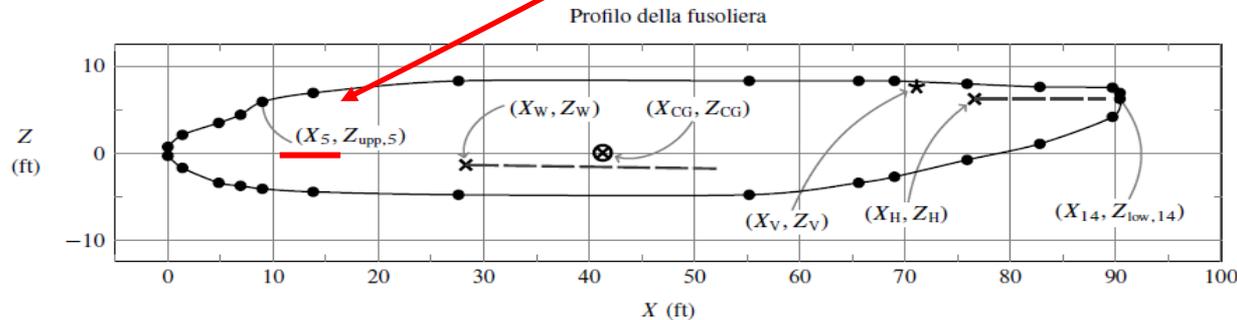
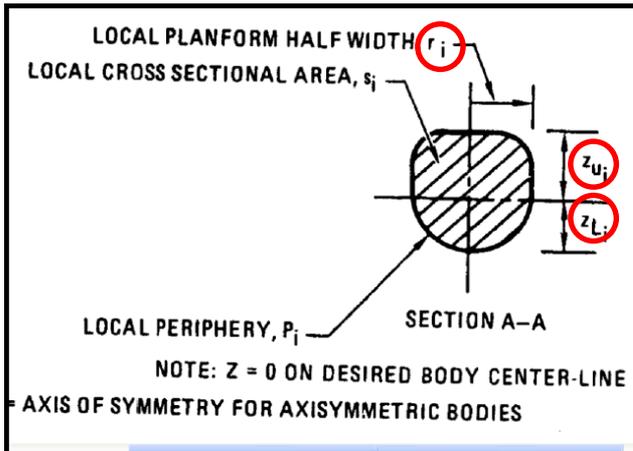
← Forma e lunghezza del nose

← Forma del cono di coda e lunghezza della parte cilindrica

← Forma dell'ala per il calcolo della drag.

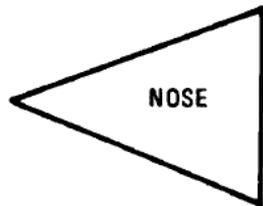
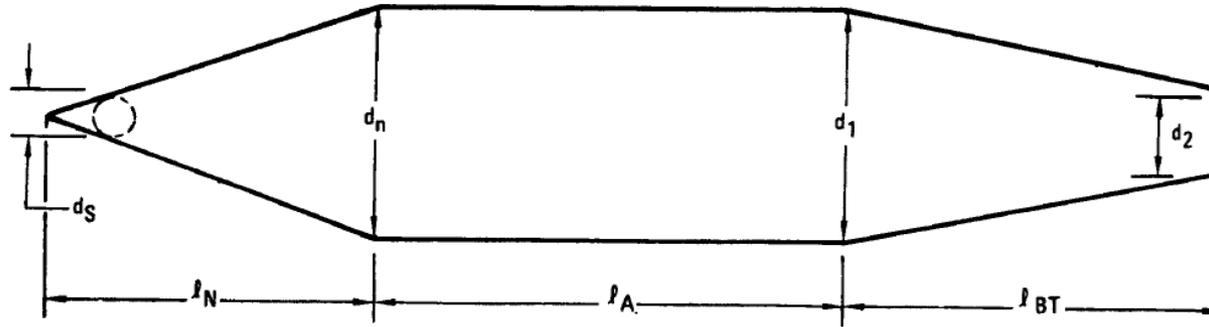
← Metodo di analisi

BNOSE e BTAIL
1.0 → conico
2.0 → ogiva

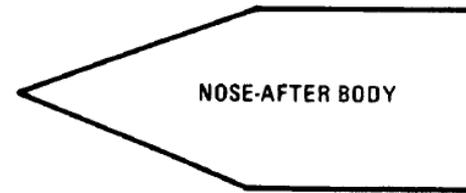


Input file – dati (BODY)

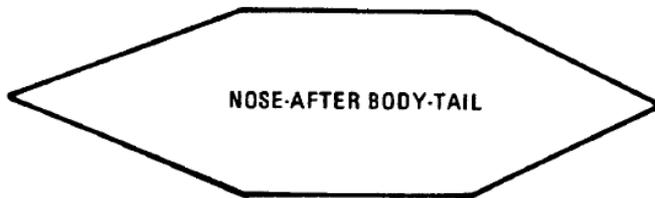
Attraverso la definizione dei i parametri di input è possibile definire le seguenti configurazioni in DATCOM+



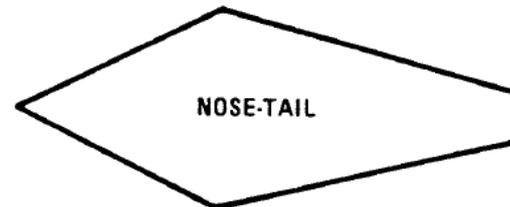
$$\begin{aligned}
 &l_N \\
 &l_A = l_{BT} = 0 \\
 &d_N = d_1 = d_2
 \end{aligned}$$



$$\begin{aligned}
 &l_N \\
 &l_A \\
 &l_{BT} = 0 \\
 &d_N \\
 &d_1 = d_2
 \end{aligned}$$



$$\begin{aligned}
 &l_N \\
 &l_A \\
 &l_{BT} \\
 &d_N \\
 &d_1 \\
 &d_2 = 0
 \end{aligned}$$



$$\begin{aligned}
 &l_N \\
 &l_A = 0 \\
 &l_{BT} \\
 &d_N = d_1 \\
 &d_2
 \end{aligned}$$

Input file – dati (WING)

`$WGPLNF CHRDR=9.4,`

← Dimensione della corda di radice

`CHRDTP=3.01,`

← Dimensione della corda d'estremità

`SSPN=25.85,`

← Semiapertura alare

`SSPNE=23.46,`

← Semiapertura dell'ala esposta

`SAVSI=1.3,`

← Angolo di freccia

`CHSTAT=0.25,`

← Frazione di corda al quale si assegna l'angolo di freccia

`TWISTA=-3.0,`

← Angolo di svergolamento geometrico di estremità

`DHDADI=3.6,`

← Angolo diedro

`TYPE=1.0$`

← Tipo di ala

← Profilo alare

`NACA W 5 23014`

W - wing
H - horizontal tail
V - vertical tail

4 - NACA 4 cifre
5 - NACA 5 cifre
6 - sesta serie
S - supersonici

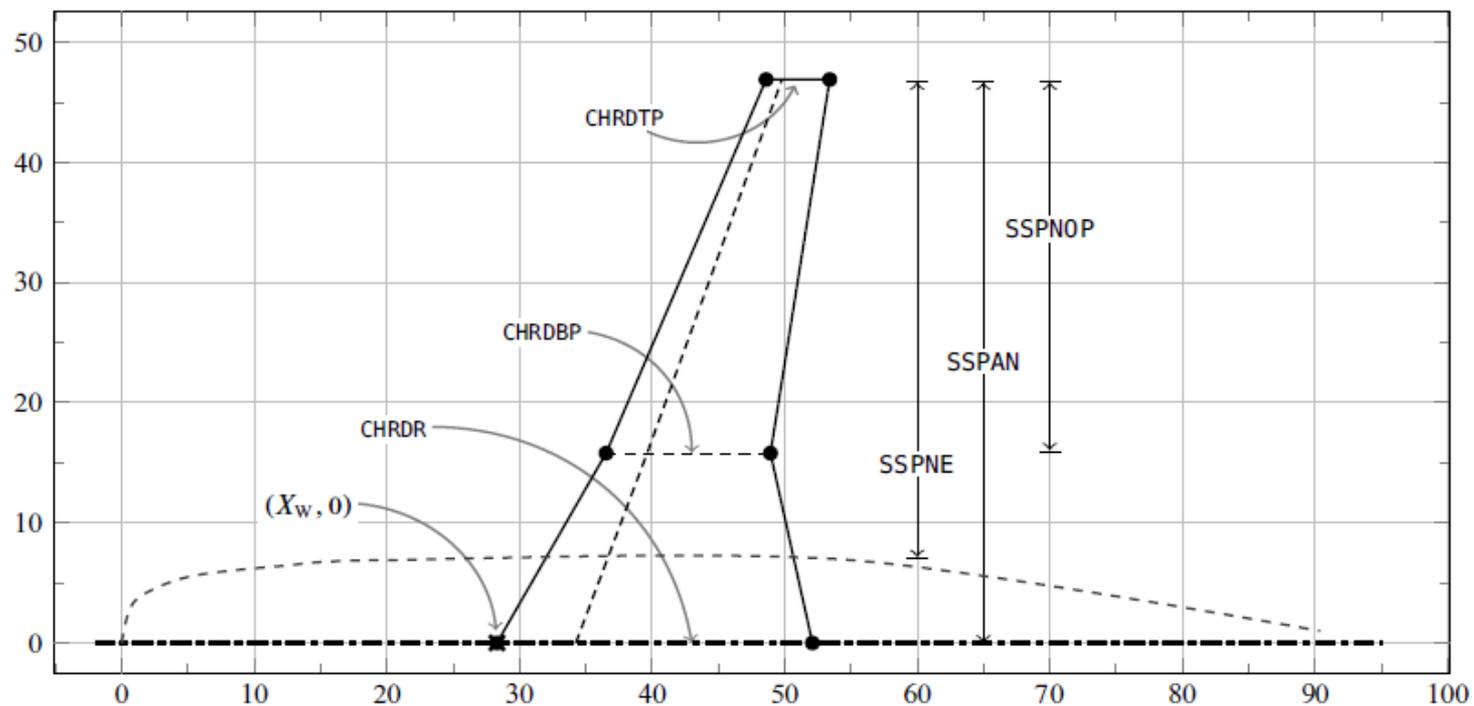
TYPE

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

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

Per un'ala cranked occorre definire più parametri in corrispondenza del break point.
(CHRDBP – è la corda al break point)

Input file – dati (WING)



Input file – dati (HORIZONTAL TAIL)

\$HTPLNF CHRDR=4.99,

CHRDTP=2.48,

SSPN=9.42,

SSPNE=9.21,

SAVSI=5.32,

CHSTAT=0.25,

TWISTA=0.0,

DHDADI=9.2,

TYPE=1.0\$

NACA H 4 0010

← Dimensione della corda di radice

← Dimensione della corda d'estremità

← Semiapertura alare

← Semiapertura dell'ala esposta

← Angolo di freccia

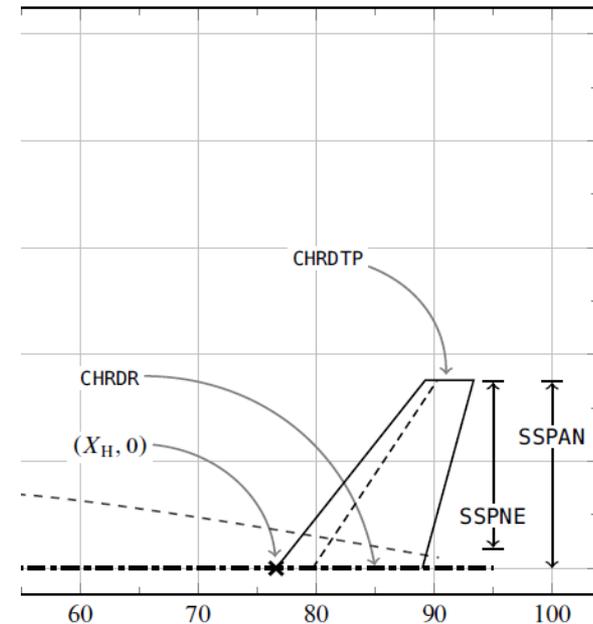
← Frazione di corda al quale si assegna l'angolo di freccia

← Angolo di svergolamento geometrico di estremità

← Angolo diedro

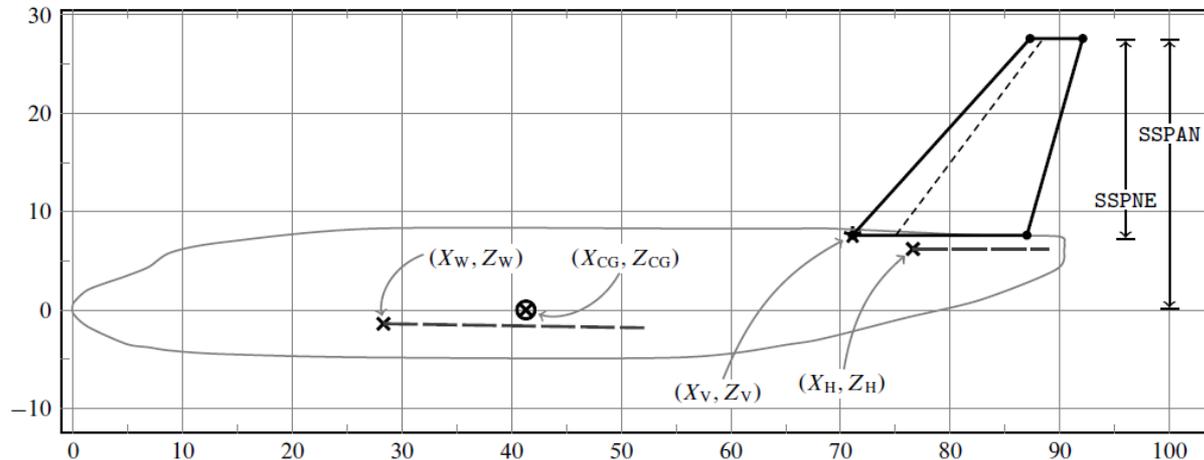
← Tipo di superficie

← Profilo alare



Input file – dati (VERTICAL 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



Input file – dati (SYMMETRIC FLAP)

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

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

Motore a getto

\$JETPWR NENGSJ=2.0, ← Numero di motori (1 o 2)

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

THSTCJ=0.0, ← Coefficiente di spinta $2T/(\rho V^2 \cdot S_{ref})$. La spinta è di tutti i motori

JIALOC=25.8, ← inlet

JELLOC=4.33, ← Posizione laterale

JEVLOC=5.625, ← Posizione del motore

JEALOC=33.3, ← Posizione verticale

JINLTA=2.243, ← fine

JINLTA=2.243, ← Superficie del motore

AMBTMP=59.7, ← Temperatura statica ambiente

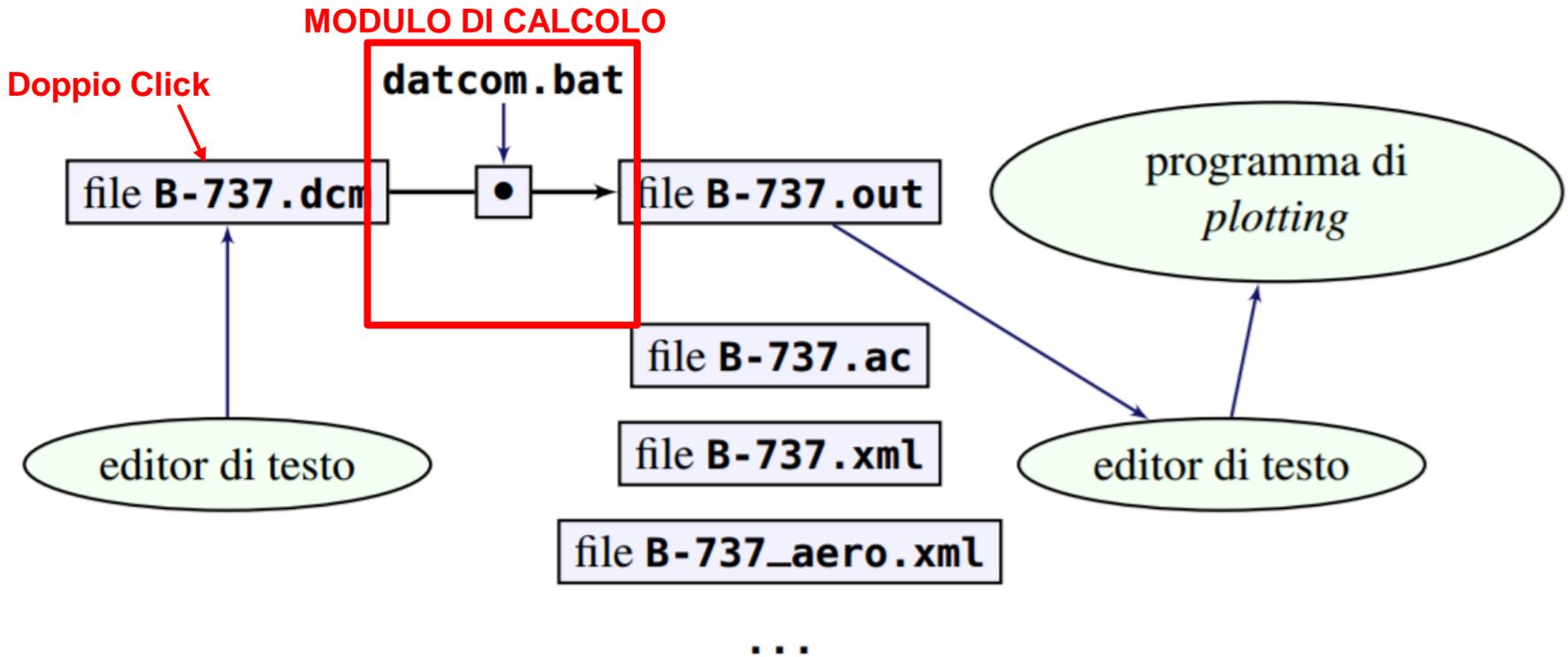
AMBSTP=2116.8, ← Pressione statica ambiente

JERAD=0.755\$ ← Raggio dell'uscita

5

L'ESECUZIONE

L'esecuzione

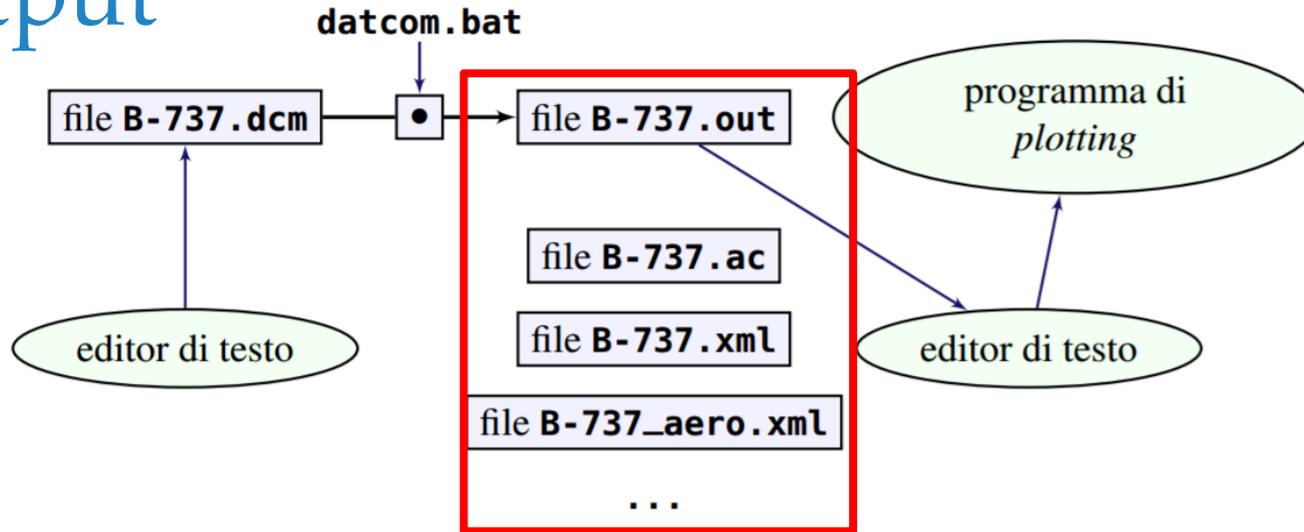


Per eseguire il modulo di calcolo di Datcom, occorre semplicemente cliccare due volte sul file di input. In questo modo saranno eseguiti i calcoli e nella stessa cartella di input saranno salvati i file di output.

6

L'OUTPUT

L'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



7

Un esempio applicativo