



DINAMICA E SIMULAZIONE DI VOLO

IL CODICE DATCOM+ (v2.8.4)

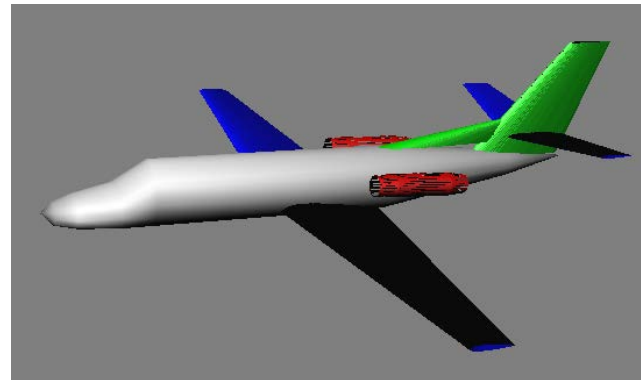
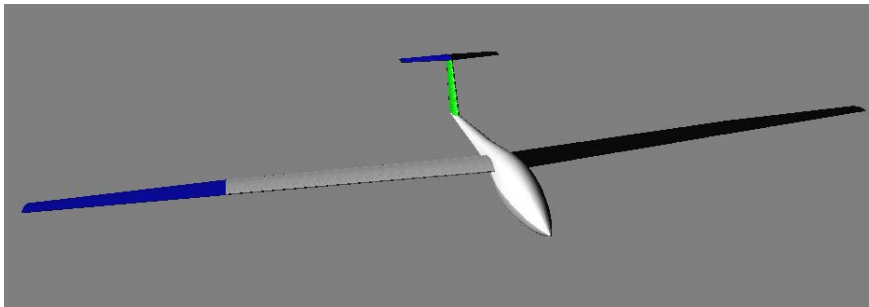
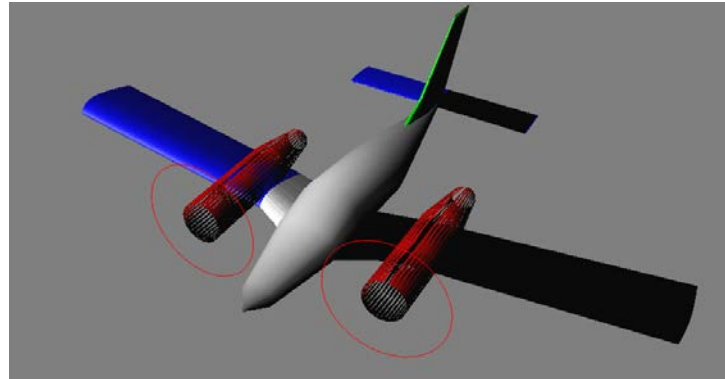
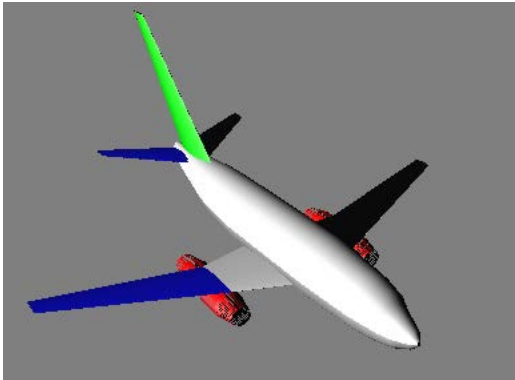
RIFERIMENTI DATCOM

- <http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Quaderno 9>
- <http://www.holycows.net/datcom/>
FREE version 2.8.4



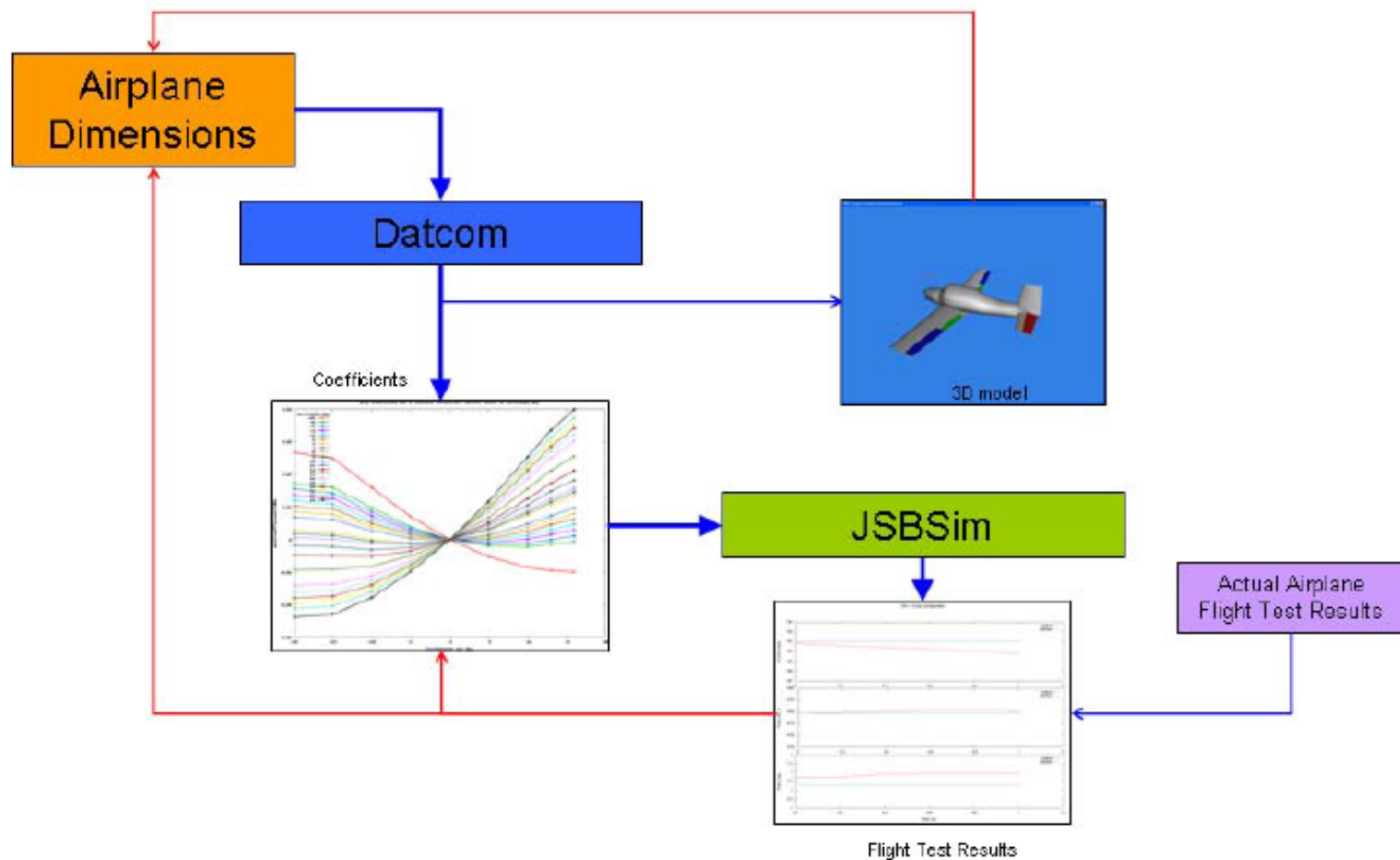
SCOPO DI DIGITAL DATCOM

- Fornire strumento *rapido* per la stima di stabilità e controllo

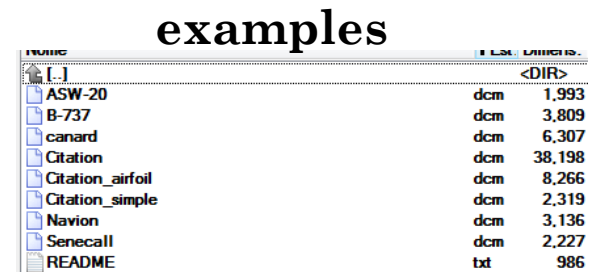
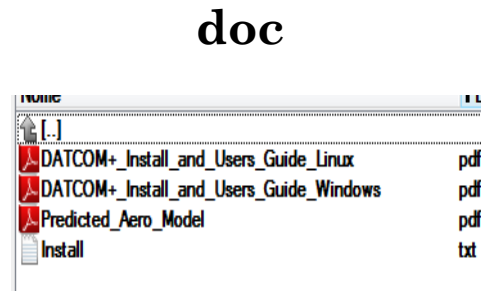
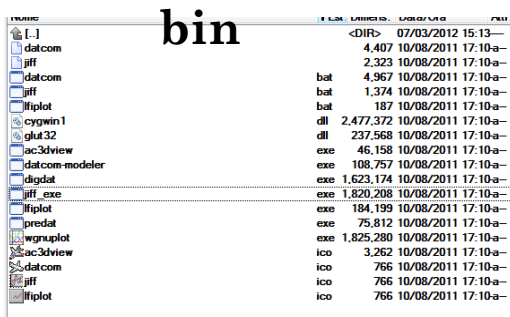
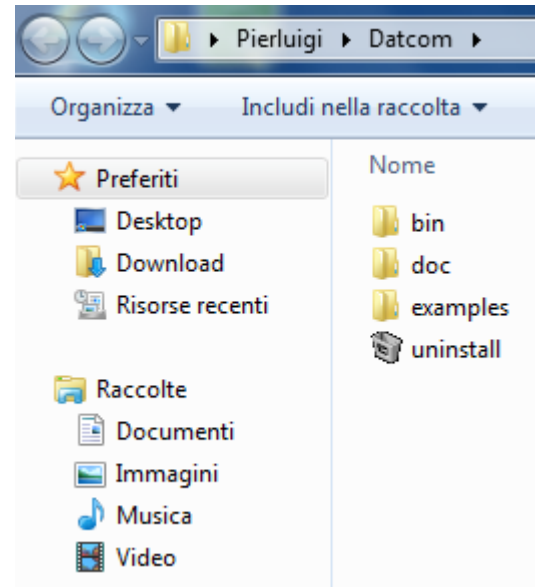
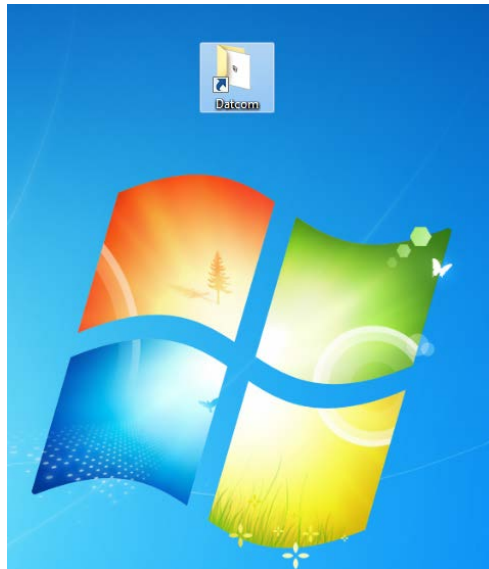


FLUSSO COMPLETO DI LAVORO

Overall Modeling Process



STRUTTURA DEL PROGRAMMA



NAMELIST E CONFIGURAZIONE

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

<nome_velivolo>.dcm

- E' preferibile utilizzare un editor di testo:
Wordpad; *Notepad++;* *Vim;*
- La configurazione è basata su una *namelist statement*:
lista di nomi di variabili non necessariamente ordinate.
- I commenti sono accettati dalla versione DATCOM+ con
il simbolo

*

NAMELIST E CONFIGURAZIONE

Un semplice esempio chiarisce questo concetto e ne mostra la semplicità.

```
$FLTCN NMACH=3.0,MACH(1)=0.1,0.3,0.5$
```

Questa *namelist* è denominata FLTCN, che sta per *Flight Condition*, ed è delimitata dal carattere di dollaro (\$). L'istruzione su riportata assegna, in particolare, due delle variabili della *namelist*, cioè NMACH e MACH. Con la prima assegnazione l'utente richiede di effettuare tre calcoli delle caratteristiche aerodinamiche, uno per ciascun numero di Mach. Con la seconda l'utente assegna i diversi valori dei numero di Mach di volo: 0,1, 0,3 e 0,5. Si osservi che la variabile MACH è del tipo *array* di numeri in virgola mobile.

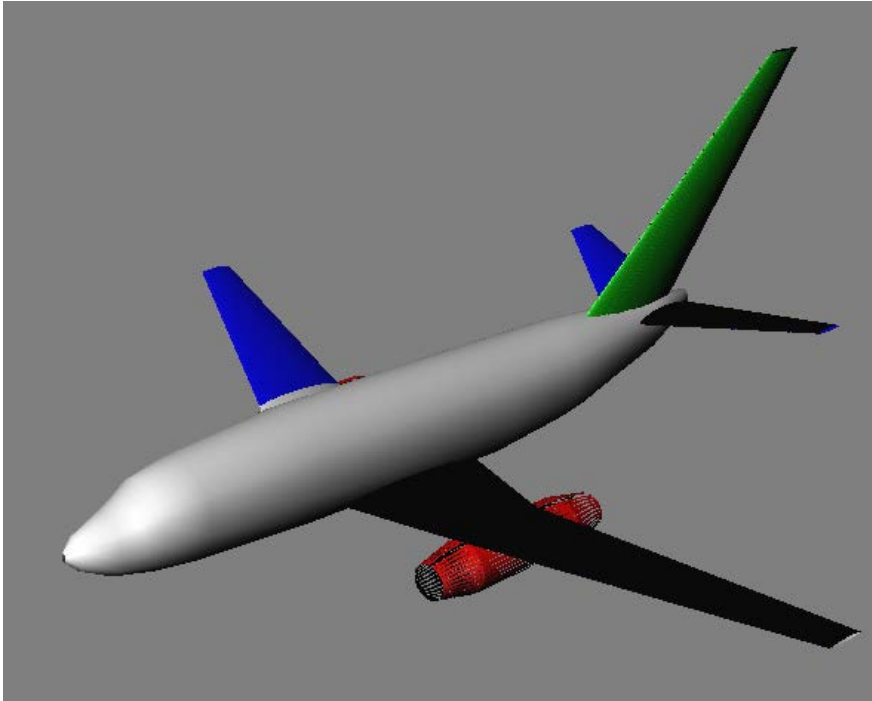
N.B formato virgola mobile → NMACH=3.0

NAMELIST E CONFIGURAZIONE

- \$FLTCON...\$ *Flight condition*. Mach, Re, Quota.
- \$OPTINS...\$ *Reference Parameter*. S,mac, b.
- \$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
- \$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.
- \$HTPLNF...\$ *Horizontal tail planform Parameters*. Piano orizzontale.
- \$VTPLNF...\$ *Vertical tail planform Parameters*. Piano Verticale
- \$VFPLNF...\$ *Vertical fin planform variables*. Pinna sul Verticale
- \$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

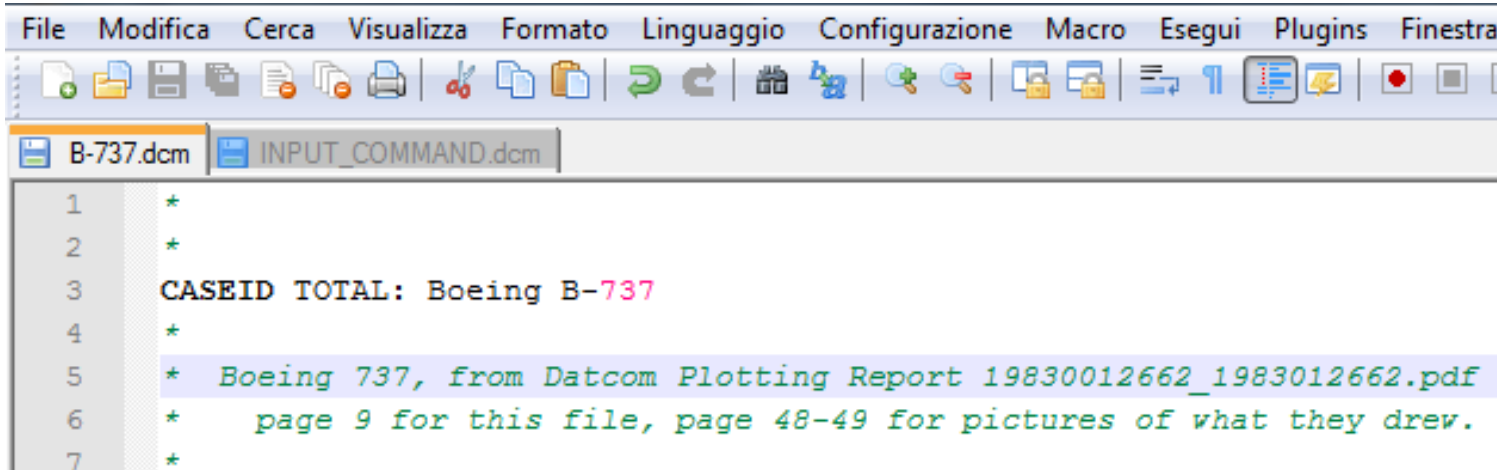
N.B. Seguire il MANUALE!

EXAMPLES – BOEING 737



- CASE ID
- FLIGHT CONDITION
- OPTIONS
- SYNTHESIS
- BODY
- WING
- HORIZONTAL
- VERTICAL
- ENGINE
- CONTROL SURFACE

CASE ID AND DIMENSIONS



```
File  Modifica  Cerca  Visualizza  Formato  Linguaggio  Configurazione  Macro  Esegui  Plugins  Finestra
B-737.dcm  INPUT_COMMAND.dcm
1      *
2      *
3      CASEID TOTAL: Boeing B-737
4      *
5      * Boeing 737, from Datcom Plotting Report 19830012662_1983012662.pdf
6      *   page 9 for this file, page 48-49 for pictures of what they drew.
7      *
```

```
16     *****
17     *   List of Command Card
18     *****
19     DIM FT
20     *DAMP
21     DERIV RAD
22     PART
23
```

FLIGHT CONDITIONS

```
*****
*   Flight Conditions   *
*****
* $FLTCON WT=115000.0$   Removed for compatibility with Matlab

$FLTCON
WT=115000.,           ← peso (lb)
NMACH=1.0, MACH(1)=.2, ←  $M_\infty$ 
NALT=1., ALT(1)=1500., ← altitudine  $h$  (ft)
NALPHA=20.0,          ← n. di angoli d'attacco  $N_\alpha$ 
ALSCHD(1)= -16.0,     ← alpha angles in ascending order
                    -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 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, 24.0, ← array  $\alpha_1, \dots, \alpha_{N_\alpha}$  (°)
GAMMA=0.,             ← angolo di rampa  $\gamma$  (°)
RNNUB(1)=1.07E6,      ← numero di Reynolds per piede,  $Re/l_{ref}$  (ft-1)
LOOP=2.0$
```

N.B. Seguire il MANUALE!

6.5.2 FLTCON: LOOP – Program Loop Control

LOOP is the Program Looping Control. DIGDAT has the ability to analyze several combinations of altitude and Mach numbers

- 1 = vary altitude and mach together (default)
- 2 = vary Mach, at fixed altitude
- 3 = vary altitude, at fixed Mach

OPTIONS

```
*****
```

```
* Reference Parameters *    pg 29
```

```
*****
```

\$OPTINS

BLREF=93.0,

← apertura alare b (ft)

SREF=1329.9,

← superficie alare S (ft²)

CBARR=14.3\$

← corda media aerodinamica alare \bar{c} (ft)

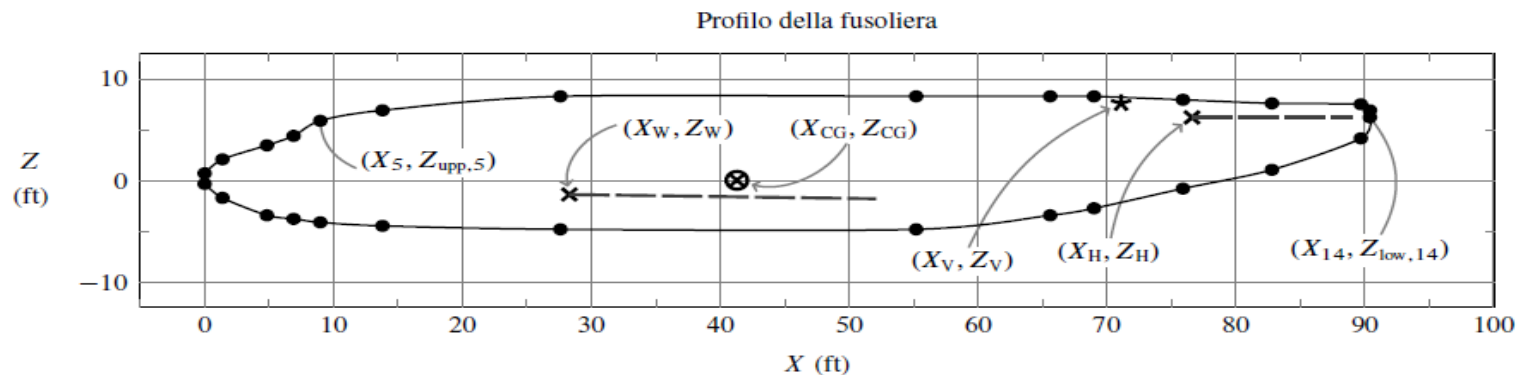
N.B. Servono per le adimensionalizzazioni!

SYNTHESIS

* Group II Synthesis Parameters * page 33

\$SYNTHS ← riferimento (X, Y, Z) di origine opportuna, cfr. figura 9.2

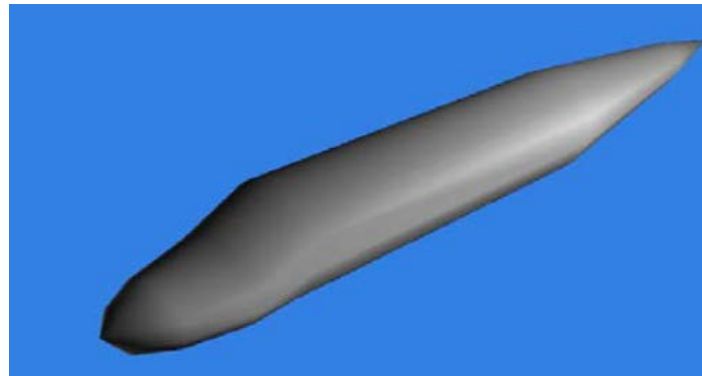
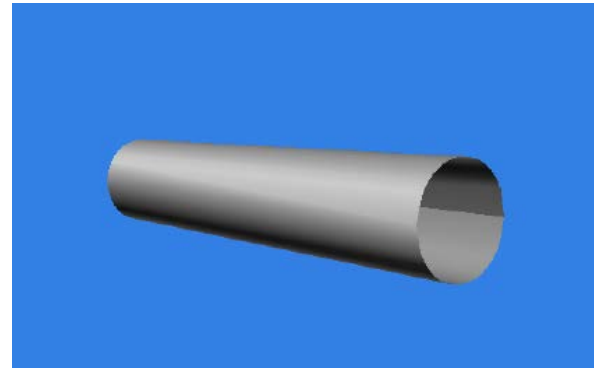
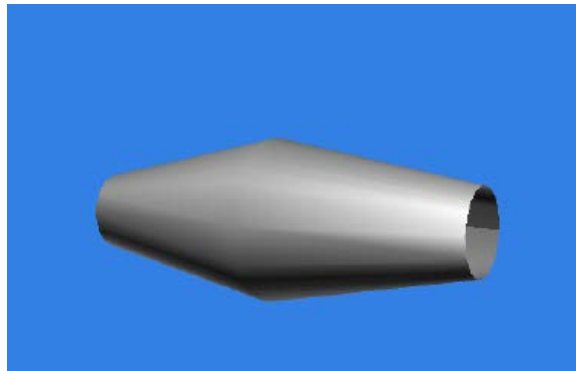
$XW=28.3, ZW=-1.4,$	← posizione dell'apice dell'ala (ft, ft)
$ALIW=1.0,$	← calettamento della corda di radice alare, i_W (°)
$XCG=41.3, ZCG=0.0,$	← posizione del baricentro (ft, ft)
$XH=76.6, ZH=6.2,$	← posizione dell'apice del piano orizzontale (ft, ft)
$ALIH=0.0,$	← calettamento della corda di radice del piano orizzontale, i_H (°)
$XV=71.1, ZV=7.6,$	← posizione dell'apice del piano verticale (ft, ft)
$XVF=66.2, ZVF=13.1,$	← posizione dell'apice della pinna ventrale (ft, ft)
$VERTUP=.TRUE.$	← piano di coda verticale al di sopra dell'asse X



BODY

Fuselage bodies are all axisymmetric, meaning that the left side is a mirror of the right side. Fuselage body cross-sections can be one of three shapes:

- Circular
- Elliptical
- Other



BODY

\$BODY ← parametri della fusoliera, cfr. figura 9.2

NX=14., ← numero di sezioni N_X

BNOSE=2., ← tipo di forma della parte anteriore

BTAIL=2., ← tipo di forma della parte posteriore

BLA=20.0, ← lunghezza dell'*afterbody* (ft)

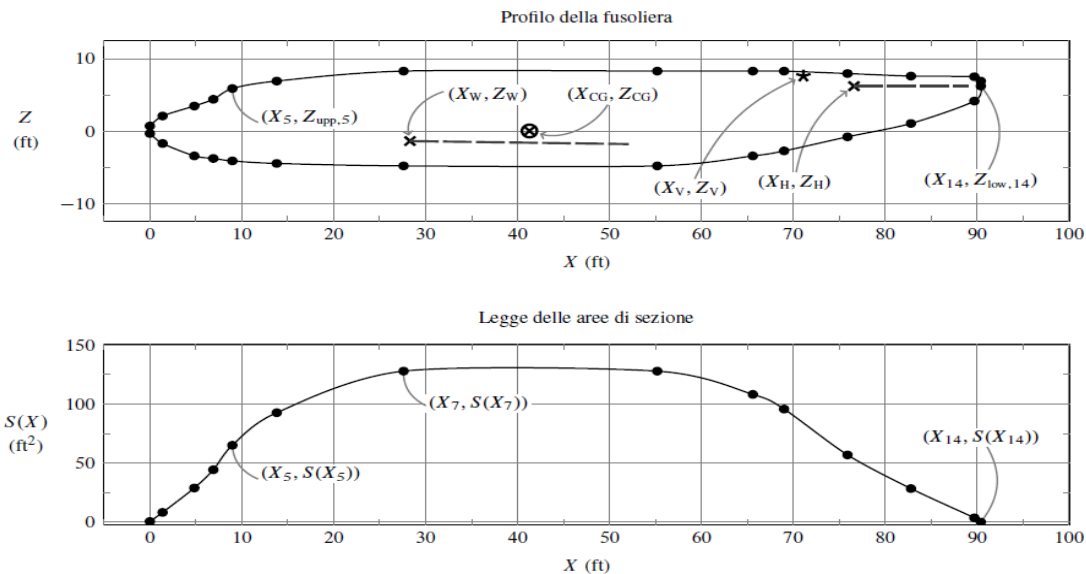
X(1)=0., ← N.B. origine sul muso della fusoliera

1.38, 4.83, 6.90, 8.97, 13.8, 27.6, 55.2,
65.6, 69.0, 75.9, 82.8, 89.7, 90.4, ← array X_1, \dots, X_{N_X}

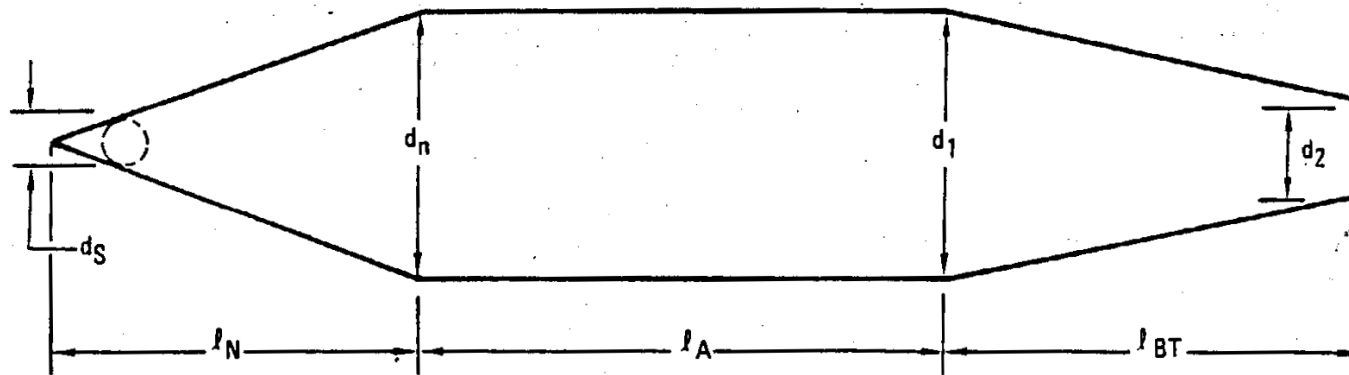
ZU(1)=.69, 2.07, 3.45, 4.38, 5.87, 6.90, 8.28,
8.28, 8.28, 8.28, 7.94, 7.59, 7.50, 6.9, ← array $Z_{u,1}, \dots, Z_{u,N_X}$

ZL(1)=-.35, -1.73, -3.45, -3.80, -4.14, -4.49, -4.83,
-4.83, -3.45, -2.76, -0.81, 1.04, 4.14, 6.21, ← array $Z_{l,1}, \dots, Z_{l,N_X}$

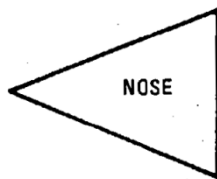
S(1)=.55, 8.23, 28.89, 44.31, 65.06, 92.63, 127.81,
127.81, 108.11, 95.68, 56.88, 28.39, 3.64, 0.11\$ ← array S_1, \dots, S_{N_X}



...BODY



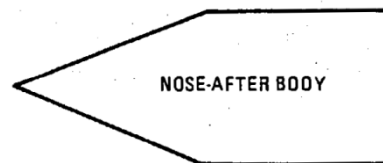
	\triangle BNØSE	-	(NEGATIVE WHEN BELOW CENTERLINE)	
	\triangle BTAIL	-	BNØSE = 1.0 CONICAL NOSE, BNØSE = 2.0 OGIVE NOSE	-
		-	BTAIL = 1.0 CONICAL TAIL, BTAIL = 2.0 OGIVE TAIL	-
		-	OMIT FOR $l_{BT} = 0$	
l_N	\triangle BLN	-	LENGTH OF BODY NOSE	l
l_A	\triangle BLA	-	LENGTH OF CYLINDRICAL AFTERBOODY SEGMENT	l



$$l_N$$

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

$$d_N = d_1 = d_2$$



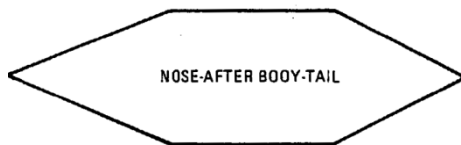
$$l_N$$

$$l_A$$

$$l_{BT} = 0$$

$$d_N$$

$$d_1 = d_2$$



$$l_N$$

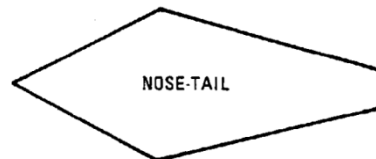
$$l_A$$

$$l_{BT}$$

$$d_N$$

$$d_1$$

$$d_2 = 0$$



$$l_N$$

$$l_A = 0$$

$$l_{BT}$$

$$d_N = d_1$$

$$d_2$$

WING

\$WGPLNF ← parametri della forma in pianta alare, cfr. figura 9.3

CHDR=23.8, ← corda di radice (ft)

CHDTP=4.8, ← corda di estremità (ft)

CHDBP=12.4, ← corda al *breakpoint* (ft)

SSPN=46.9, ← semiapertura alare $b/2$ (ft)

SSPNOP=31.1, ← semiapertura alare del tronco alare esterno (*outboard panel*) (ft)

SSPNE=40.0, ← semiapertura $b^*/2$ del tronco alare esposto (*exposed panel*) (ft)

CHSTAT=.25, ← frazione di corda per la quale si assegna l'angolo di freccia

TWISTA=0., ← angolo di svergolamento geometrico d'estremità (°)

TYPE=1., ← designa un'ala a bordi dritti

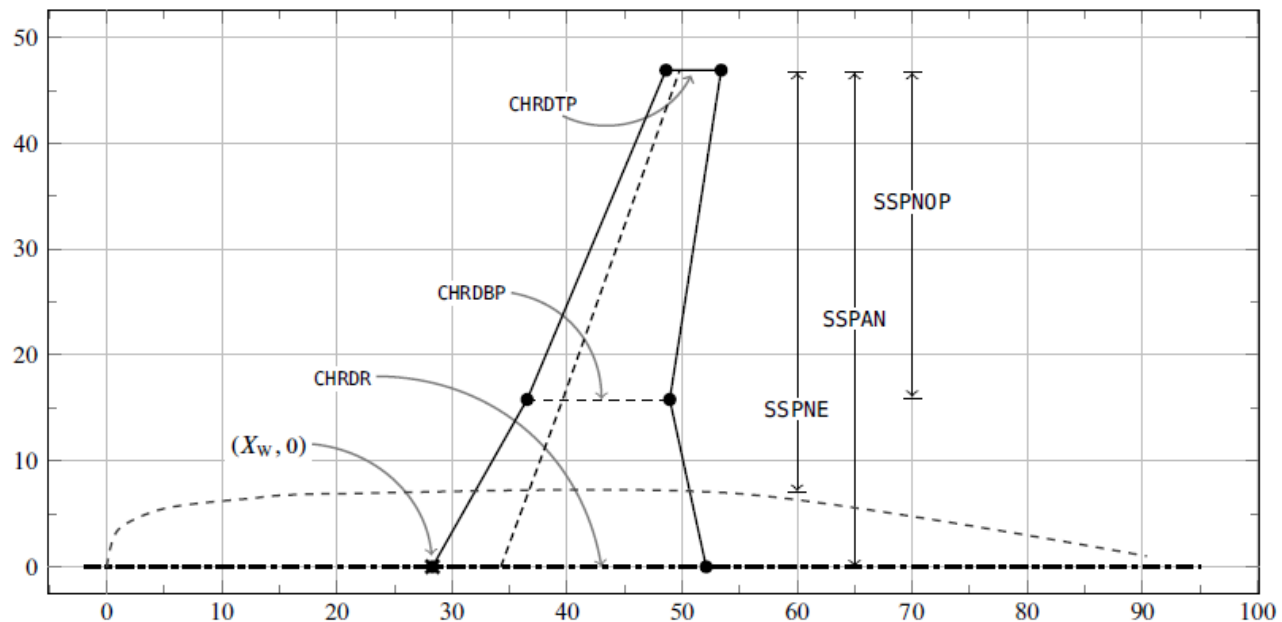
SAVSI=29.0, ← angolo di freccia del tronco alare interno (°)

SAVSO=26.0, ← angolo di freccia del tronco alare esterno (°)

DHDADI=0., ← angolo diedro del tronco alare interno (°)

DHDADO=4.5, ← angolo diedro del tronco alare esterno (°)

NACA-W-4-0012-25 ← designazione del profilo alare



HORIZONTAL

\$HTPLNF

← parametri del piano di coda orizzontale

CHDR=12.4, ← corda di radice (ft)

CHDTP=4.1, ← corda di estremità (ft)

SSPN=17.6, ← semiapertura $b_H/2$ (ft)

SSPNE=15.87, ← semiapertura $b_H^*/2$ della parte esposta (ft)

CHSTAT=.25, ← frazione di corda per la quale si assegna l'angolo di freccia

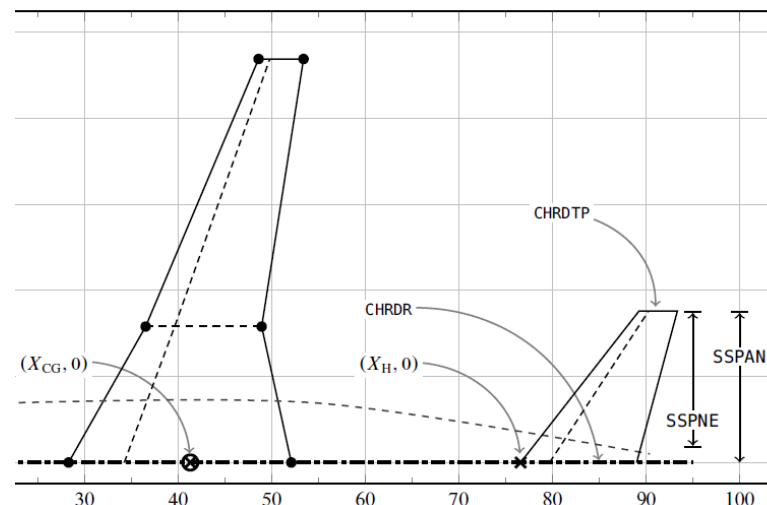
TWISTA=0., ← angolo di svergolamento geometrico d'estremità (°)

TYPE=1., ← designa un piano orizzontale a bordi dritti

SAVSI=31., ← angolo di freccia (°)

DHDADI=9. \$ ← angolo diedro (°)

NACA-H-4-0012-25 ← designazione del profilo del piano orizzontale

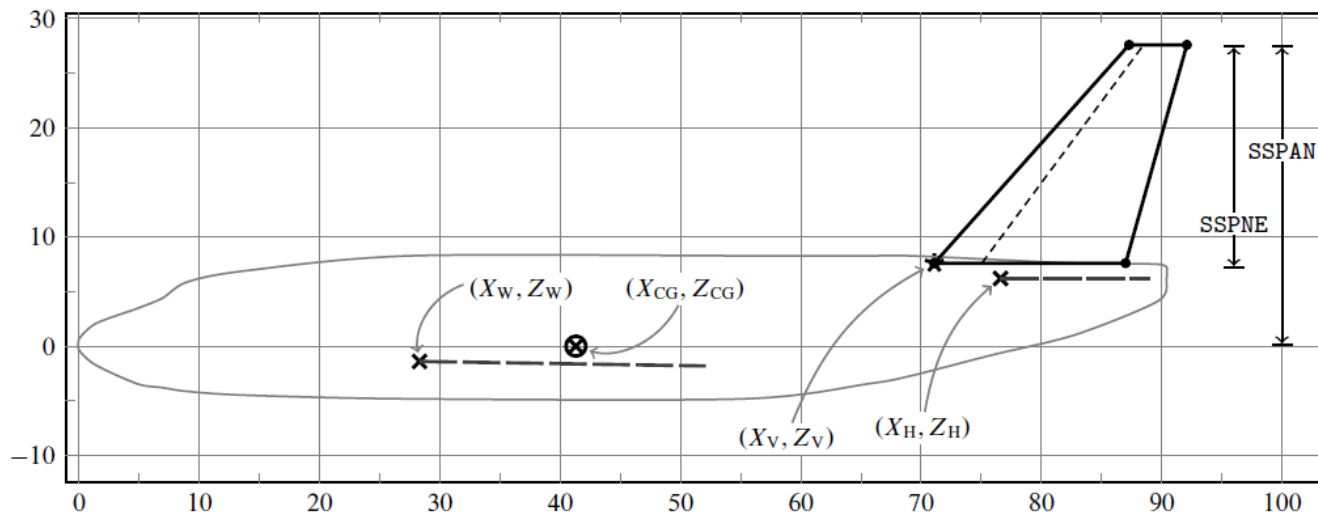


VERTICAL

\$VTPLNF

- ← parametri del piano di coda verticale
- CHRD_R=15.9, ← corda di radice (ft)
- CHRD_T=4.8, ← corda di estremità (ft)
- SAVSI=33., ← angolo di freccia del tronco interno (*inboard panel*) (°)
- SSPN=27.6, ← semiapertura $b_V/2$ (ft)
- SSPNOP=0., ← semiapertura del tronco esterno (*outboard panel*) (ft)
- SSPNE=20.7, ← semiapertura $b_V^*/2$ della parte esposta (ft)
- CHSTAT=.25, ← frazione di corda per la quale si assegna l'angolo di freccia
- TWISTA=0., ← angolo di svergolamento geometrico d'estremità (°)
- TYPE=1.\$

NACA-V-4-0012-25 ← designazione del profilo del piano verticale



ENGINE

* Jet Power Effects parameters

```
$JETPWR      AIETLJ=-2.0,      * $JETPWR abilita il motore a getto;
              AMBSTP=2116.8,    * |gli effetti del motore sono considerati nei coefficienti longitudinali
              AMBTMP=59.7,      * - NENGJSJ devinisce il numero di motori, 1.0 o 2.0
              JEALOC=42.25,     * POSIZIONE
              JEALOC=58.0,      * - AIETLJ è l'angolo di inclinazione del motore in "gradi"!
              JELLOC=15.9,      * - JIALOC è la posizione assiale in x dell'asse dell'inlet
              JERAD=2.065,      * - JEALOC è la posizione assiale in x dell'asse dell'exhaust
              JEVLOC=-5.2,      * - JELLOC è la posizione laterale dell'asse del motore(per 2 motori)
              JIALOC=34.5,      * - JEVLOC è la posizione verticale dell'asse del motore
              JINLTA=13.4,      * DIMENSIONE
              NENGJSJ=2.0,      * - JINLTA è la superficie frontale del motore
              THSTCJ=0.0,      * - JEANGL è l'angolo di inclinazione del getto
              JEANGL=-2.0$     * - JERAD è il raggio dell'uscita
                              * PARAMETRI MOTORE
                              * - JEVELO è la velocità di uscita del getto
                              * - JESTMP è la temperatura statica in uscita del getto
                              * - JETOTP è la pressione totale in uscita del getto
                              * - AMBTMP è la temperatura ambiente
                              * - AMBSTP è la pressione statica ambiente
                              * - THSTCJ è il coefficiente di spinta calcolato come: THSTCJ=2*THURST/(rho*v^2*Sref)
```

```
* Nel caso di motori a getto dal DATCOM:
* effetto sul momento di beccheggio dovuto all'asse della spinta
* effetto sul CL dovuto al vettore spinta
* effetto sul CL dovuto all'inclinazione della linea di spinta
* effetto sul momento di beccheggio dovuto alla componente
* normale di forza all'inlet del motore
* effetto sul momento di beccheggio dovuto alla variazione
* dell'angolo d'attacco del piano orizzontale
* hp: il getto non varia la resistenza indotta poichè
* non provoca variazioni di portanza
* non ci sono effetti del motore sulla resistenza
```

FLAP SIMMETRICO

- Elevatore
- Flap









\$SYMFLP

FTYPE=1., ← parametri per la deflessione (simmetrica) di parti mobili: elevatore
NDELTA=9., ← indica che l'elevatore è un *plain flap*
DELTA(1)=-40., ← numero di deflessioni (massimo di 9)
-30., -20., -10., 0., 10., 20., 30., 40., ← vettore delle deflessioni (°)
SPANFI=0., ← estremo interno dell'elevatore nel senso dell'apertura (ft)
SPANFO=14., ← estremo esterno dell'elevatore (ft)
CHRDFI=1.72, ← corda del flap all'estremo interno (ft)
CHRDFO=1.72, ← corda del flap all'estremo esterno (ft)
NTYPE=1.0, ← indica che l'elevatore bordo d'attacco arrotondato
CB=.50, ← estensione media nel senso della corda della parte antecedente la cerniera (ft)

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

L'OUTPUT

- Dopo un semplice click sul file *B-737.dcm* si otterranno i seguenti files di output:

	B-737_aero	xml	→	File .xml configurazione aerodinamica per JSBSim
	B-737	out	→	Output originale di DATCOM(conf., derivate ecc.)
	B-737	xml	→	File .xml configurazione per JSBSim
	B-737	csv	→	Output formato separatore di virgola
	B-737.1	ac	→	Output formato per ac 3D...DOPPIO CLICK!
	B-737	lfi	→	Output grafico formato nativo
	B-737.2	ac	→	Output formato per ac 3D...DOPPIO CLICK!
	B-737	dcm		

L'OUTPUT

B-737.out

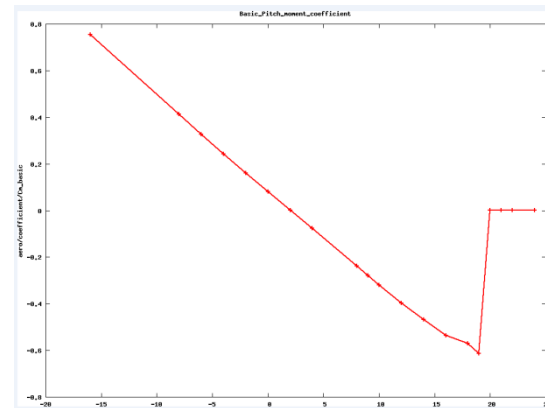
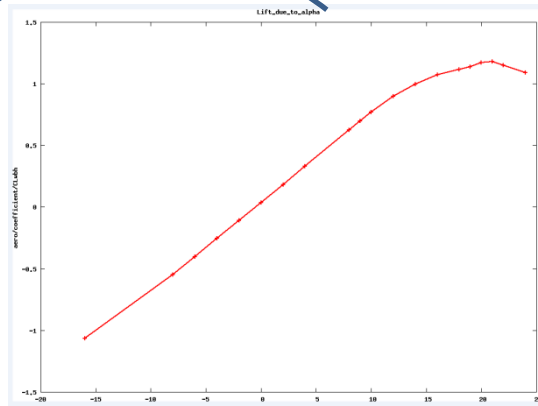
```
*****
*   USAF STABILITY AND CONTROL DIGITAL DATCOM   *
*   PROGRAM REV. JAN 96   DIRECT INQUIRIES TO:   *
*   WRIGHT LABORATORY (WL/FIGC)  ATTN: W. BLAKE  *
*   WRIGHT PATTERSON AFB, OHIO  45433           *
*   PHONE (513) 255-6764,   FAX (513) 258-4054   *
*****
```

```
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
```

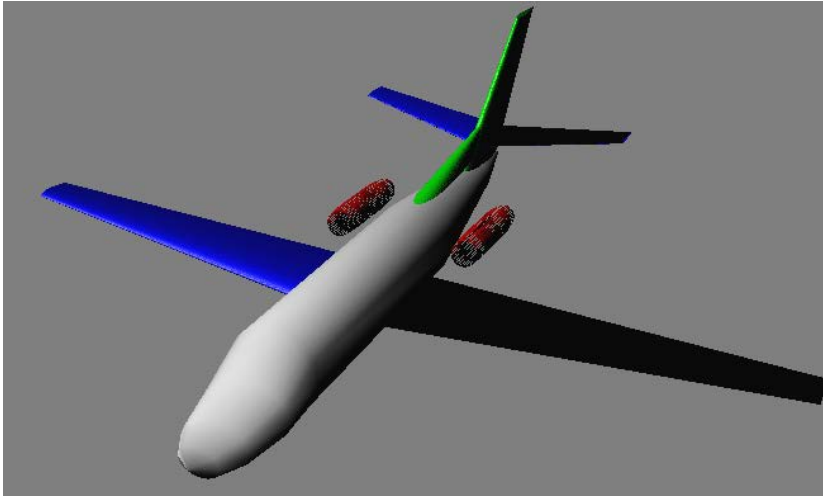
----- FLIGHT CONDITIONS -----						----- REFERENCE DIMENSIONS -----					
MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.	REFERENCE LENGTH	MOMENT	REF. CENTER		
NUMBER					NUMBER	AREA	LONG.	LAT.	HORIZ	VERT	
	FT	FT/SEC	LB/FT**2	DEG R	1/FT	FT**2	FT	FT	FT	FT	
.200	1500.00	222.11	2.0040E+03	513.321	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



EXAMPLES: CITATION II



- FLIGHT CONDITION

- OPTIONS

- SYNTHESIS

- BODY

- WING

SAVE

→ FLAP

CASEID FLAP

NEXT CASE

→ AILERONS

CASEID AILERONS

SAVE

NEXT CASE

- HORIZONTAL

→ ELEVATOR

- VERTICAL

- ENGINE

CASEID TOTAL

CITATION II

```
* ORIGINAL      File : CITATION.dat
*
```

```
DIM FT
```

```
DERIV DEG
```

```
DAMP → Derivate dinamiche
```

```
PART → Output parziale per  
* DUMP IOM caso e ad ogni Mach
```

```
*****
```

```
* Flight Conditions *
```

```
*****
```

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

CITATION II

```
*****
* Reference Parameters *   pg 29
*****

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

*****
* Group II      Synthesis Parameters *   pg 33
*****

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

*****
* Body Configuration Parameters *   pg 36
*****

$BODY NX=8.0,
      X(1)=0.0,1.0,2.7,6.0,8.8,28.5,39.4,44.8,
      R(1)=0.0,1.25,2.1,2.7,2.76,2.7,1.25,0.0,
      ZU(1)=3.5,4.3,4.8,5.5,7.4,7.4,6.5,5.7,
      ZL(1)=3.5,2.5,2.25,2.1,2.0,2.2,4.3,5.7,
      BNOSE=1.0, BLN=8.8,
      BTAIL=1.0, BLA=19.7,
      ITYPE=1.0, METHOD=1.0$
```

CITATION II

```
*****
*      Wing planform variables      pg 37-38
*****

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

*****
* Wing Sectional Characteristics Parameters * pg 39-40
*****

NACA W 5 23014
```

SAVE

Definita la configurazione WB, si effettua il salvataggio in maniera tale che i successivi casi tengano conto di quanto già fatto!

...CITATION II

```
*****  
*   Symetrical Flap Deflection parameters  
*****
```

```
$SYMFLEP FTYPE=2.0,   NDELTA=9.0,  
          DELTA(1)=0.0,5.0,10.0,15.0,20.0,25.0,30.0,35.0,40.0,  
          PHETE=0.0522, PHETEP=0.0391,  
          CHRDFI=2.0,   CHRDFO=1.6,  
          SPANFI=5.78,  SPANFO=15.3,  
          CPRMEI(1)=8.1,8.1,8.2,8.2,8.3,8.3,8.3,8.4,8.4,  
          CPRMEO(1)=3.7,3.7,3.8,3.8,3.9,3.9,3.9,4.0,4.0,  
          NTYPE=1.0$
```

→ CORDA TOTALE
AL VARIARE DELLA
DEFLESSIONE IN E
OUTBOARD

```
* At this point, we are going to terminate the case so that we can get  
* the flap effects. We can't save this data, as we are  
* also going to do control surfaces on the horizontal tail.
```

CASEID FLAPS: Citation II Model 550 Aircraft
NEXT CASE

Si salva il CASEID dei flaps e si passa ad un altro CASO

CITATION II

```
*****  
*   Asymmetrical Control Deflection parameters : Ailerons  
*****
```

1. Flap spoiler on wing
2. Plug spoiler on wing
3. Spoiler-slot-deflection on wing
4. Plain Flap aileron
5. Differentially-deflected all moveable horizontal tail

```
$ASYFLP STYPE=4.0, NDELTA=9.0,  
    DELTAL(1)=-32.0,-20.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,20.0,32.0,  
    DELTAR(1)=32.0,20.0,10.0,5.0,0.0,-5.0,-10.0,-20.0,-32.0,  
    SPANFI=15.2, SPANFO=24.0,  
    PHETE=0.05228,  
    CHRDFI=1.87, CHRDFO=1.2$
```

```
*   Terminates the reading of input cards and begins execution of  
*   the case. Case data are destroyed following execution of a case,  
*   unless the SAVE card is present.
```

CASEID AILERONS: Citation II Model 550 Aircraft

SAVE

NEXT CASE

CITATION II

```
*****
*      Horizontal Tail Sectional Characteristics  pg 39-40
*****
* Same build up as wing, if you'd like to use that instead.
```

```
NACA H 4 0010    ! Citation is 0010 at root, 0008 at tip
```

```
$HTPLNF CHRDR=4.99, CHRDTP=2.48,
        SSPN=9.42, SSPNE=9.21,
        SAVSI=5.32,
        CHSTAT=0.25, TWISTA=0.0,
        DHDADI=9.2,
        TYPE=1.0$
```

```
*****
*      Vertical Tail planform variables  pg 37-38
*****
```

```
$VTPLNF CHRDTP=3.63, SSPNE=8.85, SSPN=9.42, CHRDR=8.3,
        SAVSI=32.3, CHSTAT=0.25, TYPE=1.0$
```

```
*****
*      Vertical Fin planform variables  pg 37-38
*****
```

```
$VFPLNF CHRDR=11.8, CHRDTP=0.0, CHSTAT=0.0, DHDADC=0.0,
        SAVSI=80.0, SSPN=2.3, SSPNE=2.1, TYPE=1.0$
```

CITATION II

```
*****
*   Elevator Deflection parameters
*****

$SYMPLP FTYPE=1.0,
        NDELTA=9.0, DELTA(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,13.0,16.0,
        PHETE=0.0522, PHETEP=0.0523,
        CHRDFI=1.94,  CHRDFC=1.03,
        SPANFI=0.7,   SPANFC=9.21,
        CB=0.84,      TC=0.3,      NTYPE=1.0$
```

```
*****
*   Vertical Tail Sectional Characteristics pg 39-40
*****
* Same build up as wing, if you'd like to use that instead.
```

```
NACA V 4 0012 ! Citation is 0012 at root, 0008 at tip
```

```
*****
*   Ventral Fin Sectional Characteristics pg 39-40
*****
* Same build up as wing, if you'd like to use that instead.
```

```
NACA F 4 0012 ! Guess it to be the same as vertical tail for Citation.
```

```
*****
*   Jet Power Effects parameters pg 51
*****
```

```
$JETPWR NENG SJ=2.0,  A1ETLJ=2.0,  THSTCJ=0.0,
        JIALOC=25.8, JELLOC=4.33,  JEVLOC=5.625,
        JEALOC=33.3, JINLTA=2.243,
        AMBTMP=59.7, AMBSTP=2116.8, JERAD=0.755$
```


ESERCIZIO

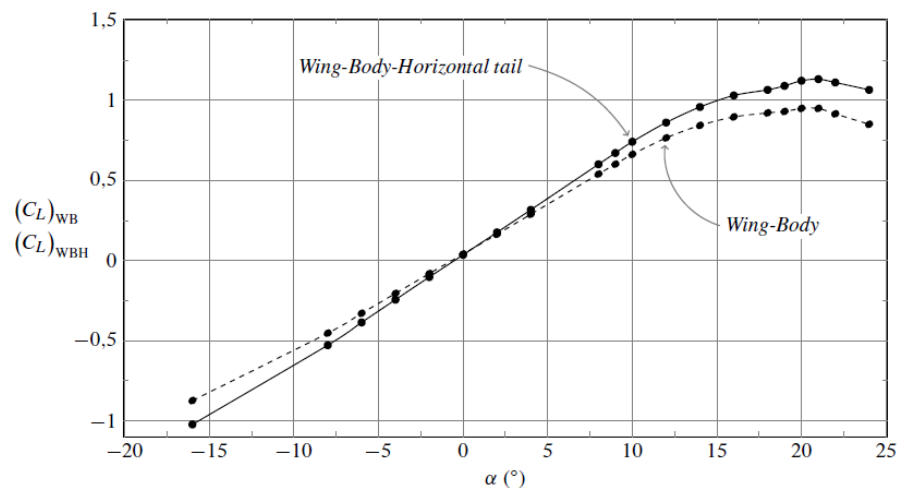
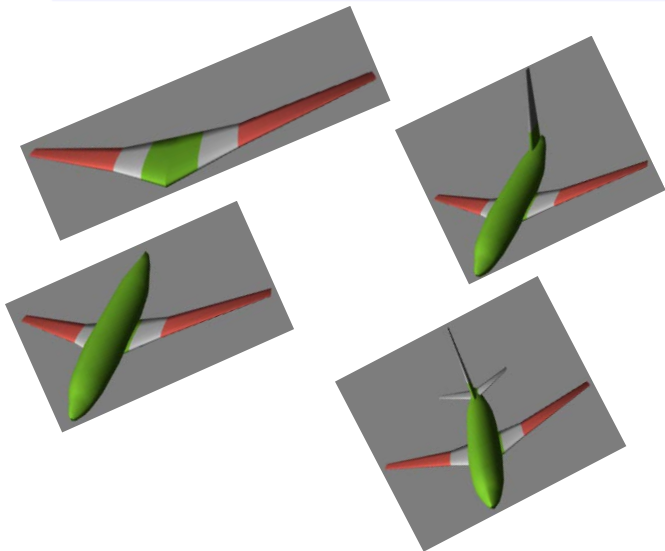
Esercizio 9.1: Caratteristiche aerodinamiche con Digital DATCOM+



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



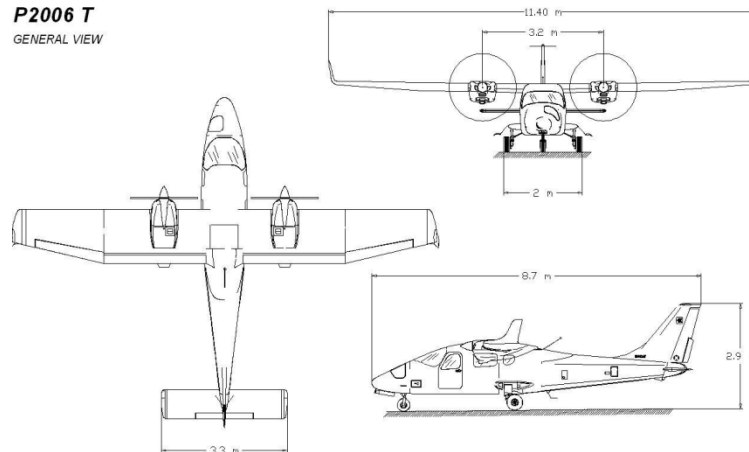
Creare un file di input per Digital DATCOM+ con le caratteristiche geometriche del velivolo Tecnam P2006T. Fare riferimento ai dati contenuti nel seguente documento:

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

IL CODICE DATCOM+