

Agostino De Marco
Domenico P. Coiro

Elementi
di
Dinamica e simulazione di volo

Quaderno 9

Il programma Digital DATCOM

Maggio 2014

ver. 2014.c

Dichiarazione di Copyright

- Questo testo è fornito per uso personale degli studenti. Viene reso disponibile in forma preliminare, a supporto della preparazione dell'esame di *Dinamica e simulazione di volo*.
- Sono consentite la riproduzione e la circolazione in formato cartaceo o elettronico ad esclusivo uso scientifico, didattico o documentario, purché il documento non venga alterato in alcun modo sostanziale, ed in particolare mantenga le corrette indicazioni di data, paternità e fonte originale.
- Non è consentito l'impiego di detto materiale a scopi commerciali se non previo accordo.
- È gradita la segnalazione di errori o refusi.

Copyright Agostino De Marco e Domenico P. Coiro
Università degli Studi di Napoli Federico II
Dipartimento di Ingegneria Industriale (Sezione Aerospaziale)

(Legge italiana sul Copyright 22.04.1941 n. 633)

Il programma Digital DATCOM

Computers are useless. They can only give you answers.
– Pablo Picasso

Indice

| | | |
|------------|---|-----------|
| 9.1 | Scopo di Digital DATCOM | 4 |
| 9.2 | Uso del programma | 4 |
| 9.3 | Il formato di input di Digital DATCOM | 6 |
| 9.4 | Importare i risultati di <code>digdat.exe</code> in Matlab | 19 |
| 9.5 | Le principali parole chiave | 22 |

Questa appendice fornisce gli elementi necessari all'utilizzo del software di pubblico dominio denominato *Digital DATCOM*, un programma che implementa dei metodi di calcolo delle caratteristiche aerodinamiche dei velivoli basati su formulazioni semiempiriche. Digital DATCOM è stato sviluppato dai ricercatori americani della *United States Air Force* e si basa su una collezione di prove sperimentali effettuate nel corso dei decenni successivi alla seconda guerra mondiale.

Del programma Digital DATCOM è ufficialmente disponibile il codice sorgente (in linguaggio FORTRAN IV) ed il file eseguibile, compilato per piattaforma Windows. Sebbene si tratti di un codice di calcolo sviluppato alcuni decenni prima della fine del secolo scorso, in un linguaggio di programmazione ormai obsoleto, esso rappresenta ancora oggi uno strumento di lavoro rilevante. Si pensi che gli sviluppatori della Mathworks, a partire dalla versione “2008a” di Matlab, hanno inserito nella libreria di funzioni predefinite (Aerospace Toolbox) il comando di utilità `datcomimport`. Questa funzione è capace di leggere i file di output di Digital DATCOM e di creare una variabile strutturata per la gestione sia dei coefficienti aerodinamici scalari che dei coefficienti in forma di funzioni tabellari.

Dal punto di vista del progettista, i metodi semiempirici di Digital DATCOM sono particolarmente utili perché forniscono stime di coefficienti aerodinamici basate su risultati sperimentali ottenuti in galleria del vento. Essi si riferiscono a numerose serie di

prove, effettuate sulle più disparate configurazioni aerodinamiche, e tengono conto degli effetti della viscosità, della comprimibilità e delle interferenze tra i componenti. Disponendo di un codice di calcolo come Digital DATCOM si possono ottenere con rapidità dei risultati che tradizionalmente i progettisti ottenevano attraverso calcoli a mano, accedendo ai voluminosi *USAF DATCOM (Data Compendium)*, si veda il riferimento [73]). Questi ultimi rappresentano, in versione “cartacea”, la fonte delle formule e delle correlazioni implementate nel Digital DATCOM.

Dal punto di vista didattico, il lettore potrà apprezzare i limiti di applicabilità ed anche le peculiarità di questo programma di calcolo, andando a confrontare le predizioni fornite da Digital DATCOM con le analisi basate sui metodi, più o meno sofisticati, che si studiano nei corsi di Aerodinamica.

9.1 Scopo di Digital DATCOM

È noto che nelle fasi di progettazione preliminare di un velivolo è importante disporre di strumenti economici e rapidi per la stima delle caratteristiche aerodinamiche e di stabilità di una data configurazione architettonica.

Nelle fasi iniziali del progetto di un aeromobile la forma esterna del velivolo viene ottenuta attraverso una ottimizzazione della configurazione aerodinamica. Anche ai giorni nostri, in cui è possibile parametrizzare e modificare automaticamente le griglie di calcolo e le configurazioni dei solutori fluidodinamici, la scelta di utilizzare sofisticati procedimenti di calcolo numerico nel ciclo di ottimizzazione può essere giudicata proibitiva, sia in termini di tempi di calcolo che in termini economici. A rendere inconvenienti anche le più moderne procedure di calcolo sono soprattutto le esigenze del progettista di voler mettere a confronto delle soluzioni aerodinamiche diverse fra loro (*configuration trade studies*), e di verificarne le caratteristiche al variare delle condizioni di volo (quota e velocità).

Lo scopo per cui è stato sviluppato il programma di calcolo *USAF Stability and Control Digital DATCOM* (Digital DATCOM) [74] è quello di fornire uno strumento di calcolo rapido e sistematico delle caratteristiche di stabilità e controllo di una data configurazione. Il Digital DATCOM incorpora i metodi di calcolo contenuti nei manuali *USAF DATCOM* [73] editi dalla *United States Air Force* a partire dal 1960 e continuamente aggiornati per i due decenni successivi.

9.2 Uso del programma

L'uso di Digital DATCOM risulta molto semplice dal punto di vista operativo. La versione ufficialmente disponibile per piattaforma Windows è il file eseguibile `digdat.exe`, distribuito con l'archivio `Digital-DATCOM-Package.zip` dall'*Air Vehicles Directorate of the Air Force Research Laboratory* (si veda il riferimento [76]).

Quando viene mandato in esecuzione (da riga di comando o con doppio click del mouse in un qualsiasi file browser), il programma cerca di aprire un file di input testuale residente nella stessa cartella, il cui nome prestabilito è `for005.dat`. Se il file di input di default è letto con successo, `digdat.exe` genera un file di output testuale denomi-

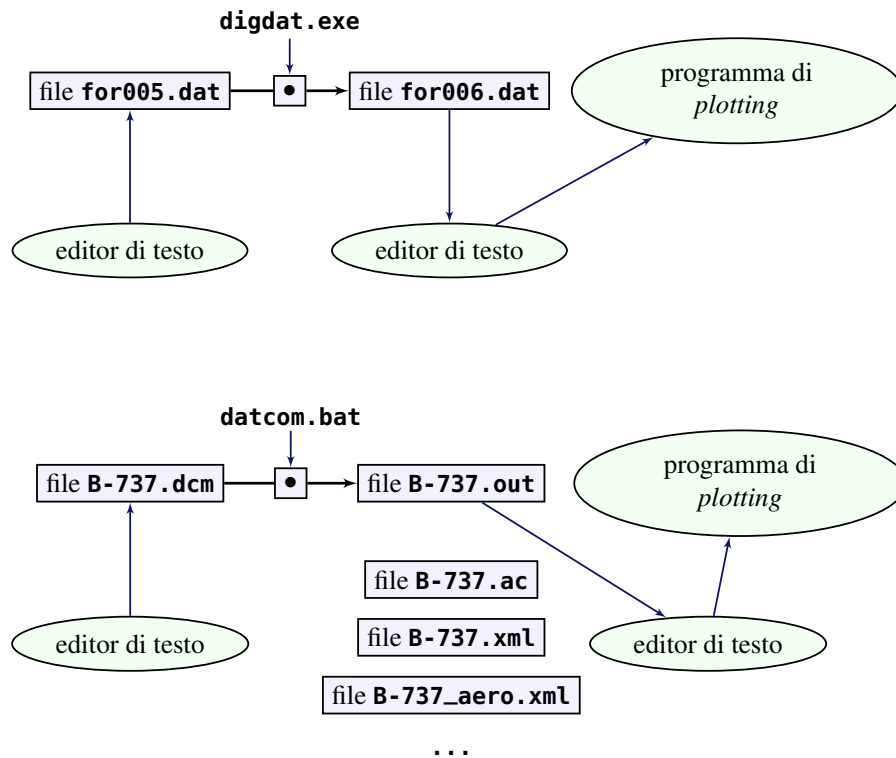


Figura 9.1 Il flusso di lavoro con Digital DATCOM (in alto) e con Digital DATCOM+ (in basso).

nato `for006.dat`, contenente i risultati del calcolo e gli eventuali messaggi diagnostici d'errore.

La figura 9.1 (parte in alto) mostra il semplice flusso di lavoro richiesto da Digital DATCOM. La parte più importante è costituita dalla preparazione da parte dell'utente del file di input, cioè un insieme di *statement* che aderisca correttamente al formato di input previsto dagli sviluppatori di `digdat.exe`.

Il nome `digdat.exe` è quello del programma originale disponibile per il sistema operativo Windows. Attualmente esistono diverse versioni di questo programma, sia per Windows che per Linux. Le principali versioni moderne di Digital DATCOM sono “Digital DATCOM+ Pro” (<http://www.holycows.net/datcom>), “Digital DATCOM+ Free (ver. 2.8.4)” (http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Datcom_Windows_2.8.4.exe), e “Datcom-GUI” (<http://code.google.com/p/datcom-gui/>, si veda anche la versione detta “Open Datcom” http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/OpenDatcom_v1.1.zip).

Se si usa Digital DATCOM+ oppure Datcom-GUI l'eseguibile può avere un nome diverso da `digdat.exe`, a seconda della versione in uso, e accetta in input un file di estensione `.dcm` anziché necessariamente il file `for005.dat`. Con queste moderne applicazioni, se si lavora in Windows, si ha la possibilità di installare il programma in una cartella predefinita e basterà semplicemente fare doppio clic con il mouse sul file di input per avviare i calcoli. Se l'utente predispone l'input in una cartella di lavoro, il doppio clic produrrà l'output nella stessa directory. La figura 9.1 (parte in basso) mostra il flusso di lavoro con Digital DATCOM+. Il file di estensione `.dcm` viene processato tramite lo script `datcom.bat`. Quest'ultimo produce diversi file di output tra i quali il principale è quello di estensione `.out` con i risultati del calcolo e gli eventuali messaggi diagnostici d'errore.

9.3 Il formato di input di Digital DATCOM

9.3.1 Le *namelist*

La preparazione di un file di input per Digital DATCOM è incentrata sul concetto di *namelist statement*. Una *namelist* non è altro che una lista di nomi di variabili (non necessariamente ordinata). Le variabili e la stessa lista hanno dei nomi ben precisi, che costituiscono delle vere e proprie parole chiave del formato di input.

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 del numero di Mach di volo: 0,10, 0,30 e 0,50. Si osservi che la variabile MACH è del tipo *array* di numeri in virgola mobile. Inoltre, a testimonianza del fatto che Digital DATCOM è un programma sviluppato in un linguaggio ormai obsoleto come il FORTRAN IV, anche se la variabile NMACH gioca il ruolo di un contatore intero, il formato di input prevede un'assegnazione con un numero in virgola mobile.

Un *namelist statement* può comparire anche più di una volta in un file di input. Ad esempio, questa assegnazione

```
$FLTCN NMACH=3.0,MACH(1)=0.1,0.3,0.5$
$FLTCN NALT=2.0,ALT(1)=5000.0,8000.0$
```

è equivalente alla seguente

```
$FLTCN NMACH=3.0,MACH(1)=0.1,0.3,0.5,
      NALT=3.0,ALT(1)=0.0,5000.0,8000.0$
```

in cui l'utente richiede di effettuare il calcolo a tre diverse altitudini, attraverso le variabili NALT e ALT.

Le principali *namelist* accettate da Digital DATCOM sono le seguenti:

\$FLTCN ...\$ *Flight condition*, condizione di volo. Serve ad assegnare le grandezze che definiscono la condizione di volo. Ai fini del calcolo, devono essere noti il numero di Mach di volo ed il numero di Reynolds per unità di lunghezza. Digital DATCOM implementa un modello molto accurato di atmosfera che consente all'utente di poter assegnare equivalentemente il numero di Mach e l'altitudine (si veda più avanti).

\$OPTINS ...\$ *Reference parameter*, grandezze di riferimento. Serve ad assegnare le grandezze di riferimento che vengono utilizzate per ricavare i coefficienti aerodinamici.

\$SYNTHS ...\$ *Synthesis parameter*, parametri di sintesi. Serve ad assegnare alcune grandezze importanti ai fini della definizione geometrica delle diverse componenti della configurazione. Ad esempio, il posizionamento dell'ala rispetto alla fusoliera, la posizione del baricentro come polo dei momenti, eccetera.

\$BODY ...\$ *Body configuration parameters*, parametri di configurazione della fusoliera. Serve a definire la geometria e le altre caratteristiche principali della fusoliera.

\$WGPNLF ...\$ *Wing planform variables*, parametri della forma in pianta dell'ala. Serve a definire la forma in pianta della superficie portante principale.

\$GRNDEF ... *Ground effects parameters*, effetto suolo. Serve a definire l'eventuale influenza dell'effetto suolo sulle caratteristiche aerodinamiche.

\$SYMFLP ... *Symmetrical Flap Deflection parameters*, parametri delle aerosuperfici simmetriche. Definisce i flap, l'elevatore, e tutte le superfici a deflessione simmetrica.

\$ASYFLP ... *Asymmetrical Control Deflection parameters : Ailerons*, parametri delle aerosuperfici asimmetriche. Definisce gli alettoni e le altre aerosuperfici a deflessione asimmetrica.

\$HTPLNF ... *Horizontal tail planform variables*, parametri della forma in pianta del piano orizzontale di coda.

\$VTPLNF ... *Vertical tail planform variables*, parametri della forma in pianta del piano verticale di coda.

\$VFPLNF ... *Vertical fin planform variables*, parametri della forma in pianta di un eventuale pinna ventrale 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 getto.

9.3.2 Un esempio: il velivolo Boeing 737, configurazione Wing-Body

Riportiamo un esempio di stima delle caratteristiche aerodinamiche di una configurazione molto simile a quella di un Boeing 737. Attraverso questo esempio è possibile comprendere il significato delle parole chiave più importanti del formato di input. Nel paragrafo 9.5 vengono poi spiegati i significati specifici di tutte le parole chiave utilizzabili.

Si consideri il listato 9.1.

Listato 9.1 Esempio di file di input per Digital DATCOM. Viene modellata la configurazione *Wing-Body*. I commenti in carattere romano facilitano la lettura del listato ma non fanno parte dell'input. L'indentazione utilizzata è quella che garantisce l'assenza di errori di lettura da parte del file `digdat.exe` distribuito ufficialmente.

CASEID Boeing B-737: Wing-Body

\$FLTCN

WT=115000., ← peso (lb)
 NMACH=1.0, MACH(1)=.2, ← M_∞
 NALT=1., ALT(1)=1500., ← altitudine h (ft)
 NALPHA=20.0, ← n. di angoli d'attacco N_α
 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 $\alpha_1, \dots, \alpha_{N_\alpha}$ (deg)
 GAMMA=0., ← angolo di rampa γ (deg)
 RNNUB(1)=1.07E6, ← numero di Reynolds per piede, Re/l_{ref} (ft⁻¹)
 LOOP=2.0\$

\$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)

\$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 (deg)
 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 (deg)

```

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 ← 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  $S_1, \dots, S_{N_X}$ 
$WGPNLF ← 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 (deg)
TYPE=1., ← designa un'ala a bordi dritti
SAVSI=29.0, ← angolo di freccia del tronco alare interno (deg)
SAVSO=26.0, ← angolo di freccia del tronco alare esterno (deg)
DHDADI=0., ← angolo diedro del tronco alare interno (deg)
DHDADO=4.$ ← angolo diedro del tronco alare esterno (deg)
NACA-W-4-0012-25 ← designazione del profilo alare
DERIV DEG ← alcune derivate aerodinamiche espresse in (1/deg)
DIM FT ← unità di lunghezza espresse in (ft)
NEXT CASE

```

La figura 9.2 chiarisce il significato delle variabili X, ZU, ZL ed S appartenenti alla *namelist* BODY. Nella stessa figura sono riportate le coordinate dei bordi d'attacco delle corde di radice (*corner points*) dell'ala, del piano orizzontale e del piano verticale di coda. Nella figura 9.3 è riportata la vista in pianta della schematizzazione dell'ala, così come specificata dalla *namelist* WGPNLF.

Il listato precedente potrà essere salvato come file di testo `for005.dat`, nella stessa cartella in cui risiede il file `digdat.exe`. Mandando in esecuzione Digital DATCOM si otterrà come output il file `for006.dat`, riportato nel listato 9.2.

La figura 9.4 mostra i grafici di alcune grandezze variabili con l'incidenza. In particolare si riportano le curve del $C_{L,WB}$, del $C_{M,WB}$ e della derivata di stabilità laterale $C_{\mathcal{L}_\beta,WB}$. Dall'esame del listato 9.2 si riconoscerà che le curve rappresentate nella figura 9.4 sono state ricavate dalle colonne che hanno per intestazione ALPHA, CL, CM, CLB. Il file di output contiene anche i valori delle derivate di stabilità latero-direzionali: $C_{Y_\beta} = -3,42 \cdot 10^{-3}/\text{deg}$ (variabile CYB), $C_{N_\beta} = -1,83 \cdot 10^{-3}/\text{deg}$ (variabile CNB).

Listato 9.2 Esempio di file di output per Digital DATCOM. La configurazione fornita in input è di tipo *Wing-Body* e corrisponde approssimativamente a quella di un Boeing 737.

```

1      AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
      WING SECTION DEFINITION
0      IDEAL ANGLE OF ATTACK = 0.00000 DEG.

      ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = 0.00000 DEG.

      IDEAL LIFT COEFFICIENT = 0.00000

      ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = 0.00000

```

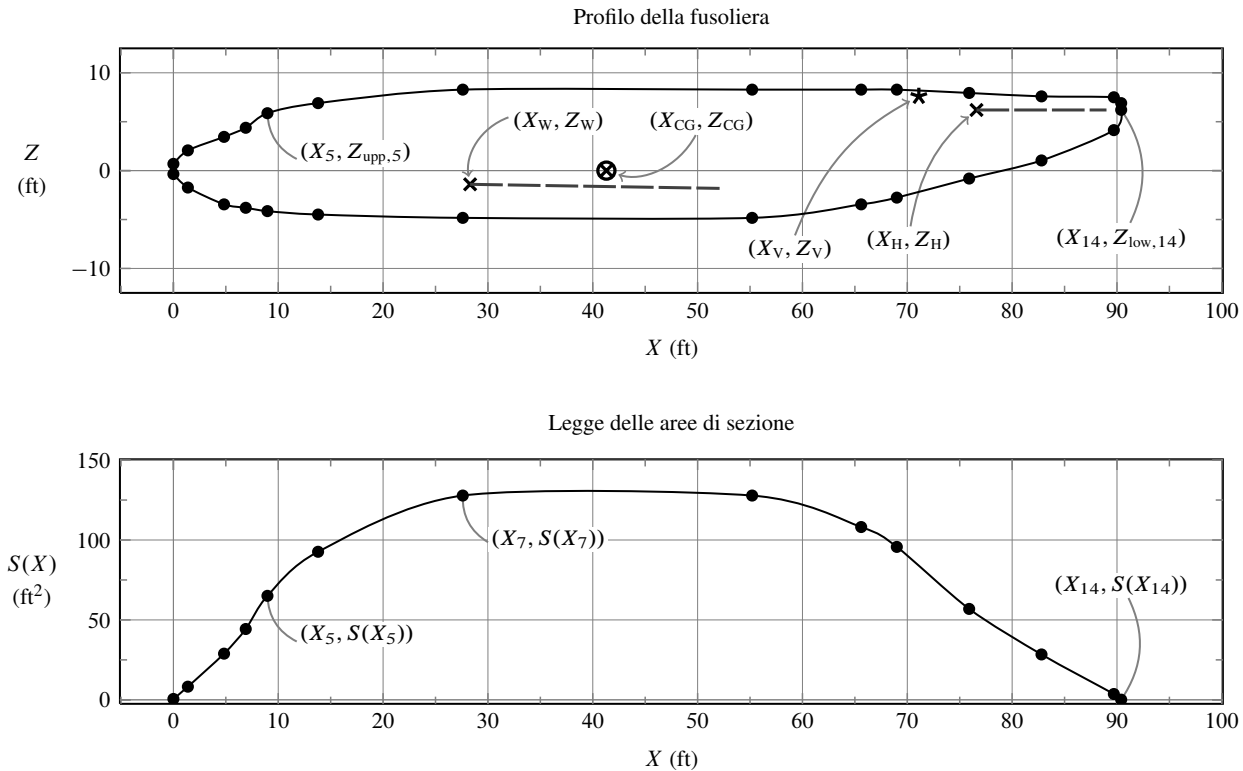



Figura 9.2 Il profilo della fusoliera del velivolo Boeing 737. È riportata una plausibile legge di distribuzione delle aree in corrispondenza delle sezioni trasversali considerate.

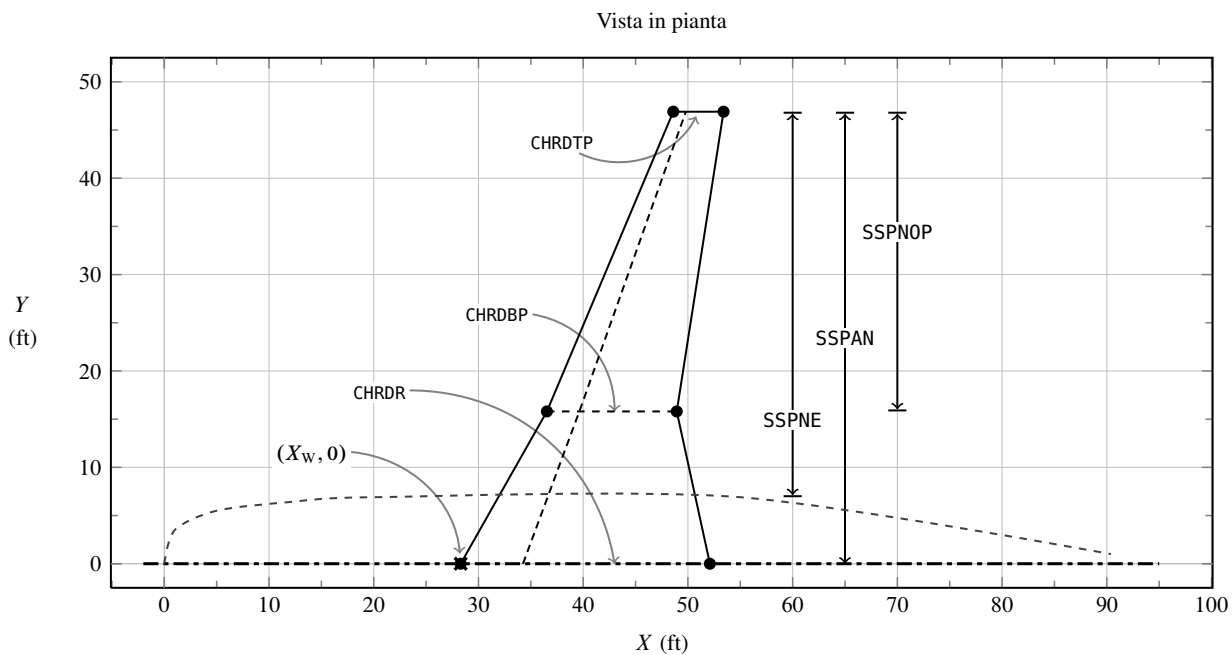


Figura 9.3 La vista in pianta dell'ala del velivolo Boeing 737. Con Digital Datcom si può schematizzare un'ala come l'insieme di due tronchi, uno interno, l'altro esterno (*inboard* ed *outboard panel*). I due pannelli hanno in comune una sezione alare detta *breakpoint*.

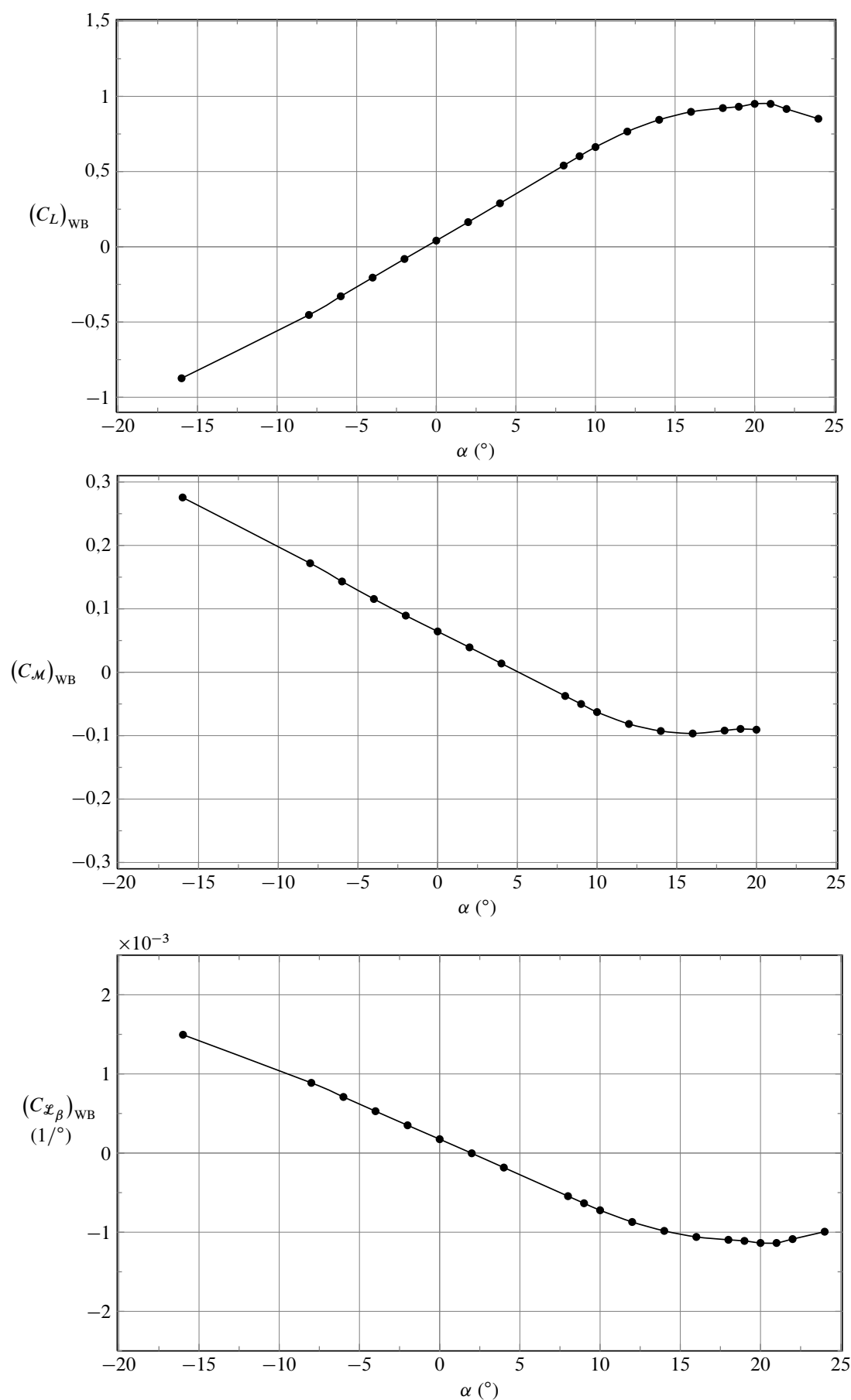


Figura 9.4 Alcune caratteristiche aerodinamiche calcolate mediante Digital Datcom relativamente alla configurazione *Wing-Body*, secondo il modello riportato nel listato 9.1.

```

MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = 0.08625 /DEG.

LEADING EDGE RADIUS = 0.00176 FRACTION CHORD

MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = 0.12000 FRACTION CHORD

DELTA-Y = 1.90498 PERCENT CHORD

0 MACH= 0.2000 LIFT-CURVE-SLOPE = 0.09423 /DEG. XAC = 0.28506
1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP
WING-BODY CONFIGURATION
B737 LIKE MODEL

----- FLIGHT CONDITIONS -----
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF. REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER FT FT/SEC LB/FT**2 DEG R NUMBER 1/FT FT FT FT FT
0 0.200 1500.00 222.11 2.0040E+03 513.321 1.0700E+06 1329.900 14.300 93.000 41.300 0.000
0 ----- DERIVATIVE (PER DEGREE) -----
0 ALPHA CD CL CM CN CA XCP CLA CMA CYB CNB CLB
0
-16.0 0.075 -0.874 0.2756 -0.861 -0.169 -0.320 4.538E-02 -1.179E-02 -3.418E-03 -1.833E-03 1.495E-03
-8.0 0.029 -0.453 0.1719 -0.453 -0.035 -0.380 5.996E-02 -1.412E-02 8.872E-04
-6.0 0.021 -0.329 0.1431 -0.330 -0.014 -0.434 6.208E-02 -1.410E-02 7.090E-04
-4.0 0.015 -0.205 0.1155 -0.205 0.001 -0.563 6.206E-02 -1.346E-02 5.290E-04
-2.0 0.012 -0.081 0.0893 -0.082 0.009 -1.096 6.132E-02 -1.280E-02 3.509E-04
0.0 0.011 0.041 0.0643 0.041 0.011 1.582 6.130E-02 -1.253E-02 1.752E-04
2.0 0.013 0.164 0.0392 0.164 0.007 0.238 6.210E-02 -1.264E-02 -2.853E-06
4.0 0.017 0.289 0.0138 0.290 -0.003 0.048 6.254E-02 -1.273E-02 -1.832E-04
8.0 0.032 0.540 -0.0374 0.539 -0.043 -0.069 6.214E-02 -1.275E-02 -5.446E-04
9.0 0.037 0.602 -0.0501 0.600 -0.057 -0.083 6.173E-02 -1.272E-02 -6.341E-04
10.0 0.043 0.663 -0.0628 0.661 -0.073 -0.095 5.809E-02 -1.159E-02 -7.227E-04
12.0 0.054 0.766 -0.0816 0.760 -0.106 -0.107 4.517E-02 -7.485E-03 -8.710E-04
14.0 0.064 0.844 -0.0927 0.834 -0.142 -0.111 3.277E-02 -3.769E-03 -9.834E-04
16.0 0.072 0.897 -0.0966 0.882 -0.178 -0.110 1.954E-02 1.840E-04 -1.060E-03
18.0 0.077 0.922 -0.0920 0.901 -0.212 -0.102 1.053E-02 2.530E-03 -1.096E-03
19.0 0.079 0.931 -0.0894 0.907 -0.228 -0.099 1.387E-02 6.930E-04 -1.110E-03
20.0 0.083 0.950 -0.0906 0.921 -0.247 -0.098 9.126E-03 -3.192E-03 -1.136E-03
21.0 0.084 0.950 NA 0.917 -0.262 NA -1.689E-02 NA -1.136E-03
22.0 0.081 0.916 NA 0.879 -0.268 NA -3.340E-02 NA -1.087E-03
24.0 0.076 0.851 NA 0.808 -0.276 NA -3.158E-02 NA -9.937E-04

0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE
0*** VEHICLE WEIGHT = 115000.00 LB.
0*** LEVEL FLIGHT LIFT COEFFICIENT = 1.54107
1 END OF JOB.

```

9.3.3 Il velivolo Boeing 737, configurazione

Wing-Body-Horizontal tail

Il seguente esempio evolve da quello precedente e mostra come aggiungere alla configurazione, in maniera molto semplice, un piano di coda orizzontale. Quest'ultimo, essendo esso una superficie portante a tutti gli effetti, viene inserito attraverso la *namelist* HTPLNF in maniera del tutto analoga alla WGPLNF e con l'utilizzo delle stesse parole chiave.

Listato 9.3 Esempio di file di input per Digital DATCOM in cui viene modellata la configurazione *Wing-Body-Horizontal tail*.

CASEID Boeing B-737: Wing-Body-HTail

\$FLTCON

```

WT=115000.,NMACH=1.0, MACH(1)=.2,
NALT=1.,ALT(1)=1500.,
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,
GAMMA=0., RNNUB(1)=1.07E6, LOOP=2.0$

```

\$OPTINS

```

BLREF=93.0, SREF=1329.9, CBARR=14.3$

```

\$SYNTHS

```

XW=28.3,ZW=-1.4,
ALIW=1.0,
XCG=41.3,ZCG=0.0,
XH=76.6,ZH=6.2,

```

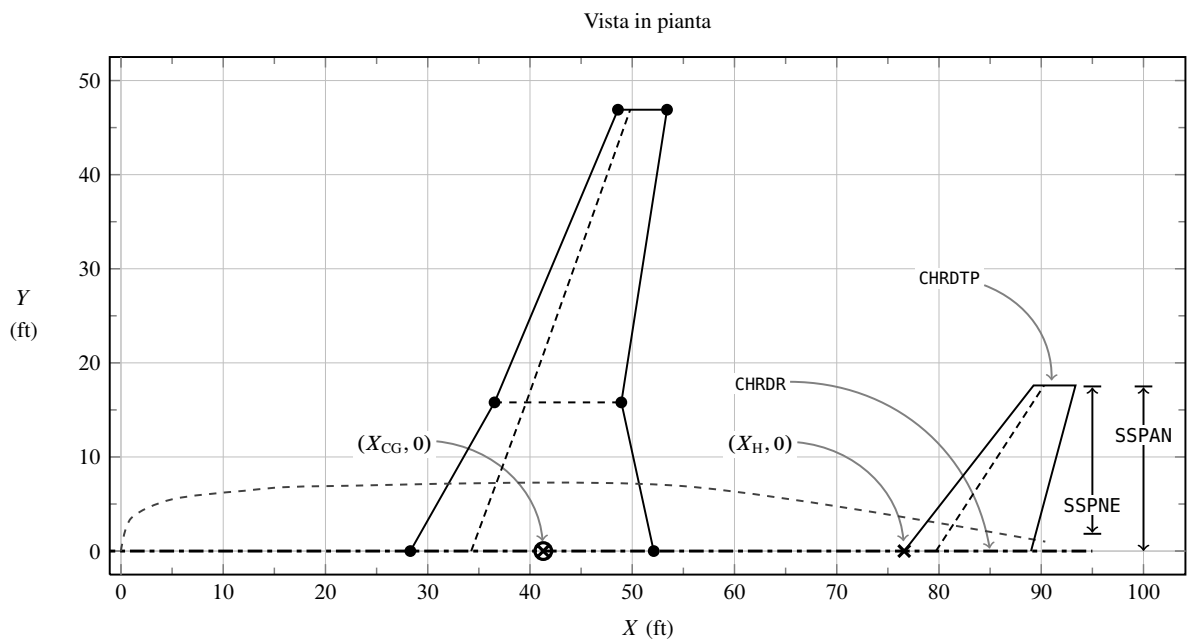


Figura 9.5 La vista in pianta della configurazione *Wing-Body-Horizontal tail* del velivolo Boeing 737. Per Digital Datcom i parametri del piano di coda sono configurabili con le stesse parole chiave valide per l'ala. Si veda il listato 9.3.

```

ALIH=0.0,
XV=71.1,ZV=7.6,
XVF=66.2,ZVF=13.1,
VERTUP=.TRUE.$
$BODY
NX=14., BNOSE=2., BTAIL=2.,
BLA=20.0,
X(1)=0.,
1.38,4.83,6.90,8.97,13.8,27.6,55.2,
65.6,69.0,75.9,82.8,89.7,90.4,
ZU(1)=.69,2.07,3.45,4.38,5.87,6.90,8.28,
8.28,8.28,8.28,7.94,7.59,7.50,6.9,
ZL(1)=-.35,-1.73,-3.45,-3.80,-4.14,-4.49,-4.83,
-4.83,-3.45,-2.76,-0.81,1.04,4.14,6.21,
S(1)=.55,8.23,28.89,44.31,65.06,92.63,127.81,
127.81,108.11,95.68,56.88,28.39,3.64,0.11$
$WGPLNF
CHRDR=23.8,CHRDTP=4.8,CHRDTP=12.4,
SSPN=46.9,SSPNOP=31.1,SSPNE=40.0,
CHSTAT=.25,TWISTA=0.,
TYPE=1.,
SAVSI=29.,SAVSO=26.0,
DHDADI=0.,DHDADO=4.$
NACA-W-4-0012-25
$HTPLNF      ← parametri del piano di coda orizzontale
CHRDR=12.4,   ← corda di radice (ft)
CHRDTP=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 (deg)
TYPE=1.,      ← designa un piano orizzontale a bordi dritti
SAVSI=31.,    ← angolo di freccia (deg)
DHDADI=9.$    ← angolo diedro (deg)
NACA-H-4-0012-25 ← designazione del profilo del piano orizzontale
DERIV DEG
DIM FT
NEXT CASE

```

Una schematizzazione del modello di configurazione *Wing-Body-Horizontal tail* è rappresentata nella figura 9.5. Si lascia al lettore l'esercizio di verificare i risultati esaminando il file di output. La figura 9.6 mostra il confronto tra le curve ottenute per una configurazione *Wing-Body* ed una configurazione *Wing-Body-Horizontal tail*. Si osservino le designazioni dei profili delle sezioni alari e del piano orizzontale. Si è volutamente scelto un profilo simmetrico NACA-0012. Ciò mette in evidenza il ruolo stabilizzante del piano orizzontale di coda. In particolare si nota un aumento della stabilità, cioè una derivata $(C_{M_\alpha})_{WBH}$ della curva del momento di beccheggio del velivolo con piano di coda decisamente maggiore della $(C_{M_\alpha})_{WB}$ relativa alla configurazione ala-fusoliera.

La figura 9.7 mostra altre curve caratteristiche desunte dal file `for006.dat` in presenza di un piano orizzontale. Digital DATCOM fornisce le variazioni con l'angolo d'attacco dell'angolo di *downwash* medio in coda ϵ_H , della sua derivata $(d\epsilon/d\alpha)_H$ e del rapporto fra le pressioni dinamiche $\eta_H = \bar{q}_H/\bar{q}_\infty$. Da queste curve si può evincere che la scia vorticosa alare va ad investire il piano orizzontale di coda per angoli d'attacco $\alpha_B \equiv \alpha$ superiori ai 15 deg.

9.3.4 Il velivolo Boeing 737, configurazione completa, *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail*

Anche questo esempio evolve dal precedente e mostra come viene modellata la presenza del piano verticale di coda. Se ne riporta la rappresentazione schematica nella figura 9.8. Il file di input per `digdat.exe` è invece riportato nel listato 9.4.

Listato 9.4 Esempio di file di input per Digital DATCOM in cui viene modellata la configurazione *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail*.

```
CASEID Boeing B-737: Wing-Body-HTail-Vtail, Elevator deflection
$FLTCN
WT=115000., NMACH=1.0, MACH(1)=.2, NALT=1., ALT(1)=1500., NALPHA=20.0,
ALSCHD(1)= -16.0,
-8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 8.0, 9.0,
10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 19.0, 20.0, 21.0, 22.0, 24.0,
GAMMA=0., RNNUB=1.07E6, LOOP=2.0$
$OPTINS
BLREF=93.0, SREF=1329.9, CBARR=14.3,$
$SYNTHS
XW=28.3, ZW=-1.4, ALIW=1.0, XCG=41.3, ZCG=0.0, XH=76.6, ZH=6.2, ALIH=0.0,
XV=71.1, ZV=7.6, XVF=66.2, ZVF=13.1, VERTUP=.TRUE.$
$BODY
NX=14., BNOSE=2., BTAIL=2., BLA=20.0,
X(1)=0., 1.38, 4.83, 6.90, 8.97, 13.8, 27.6, 55.2,
65.6, 69.0, 75.9, 82.8, 89.7, 90.4,
ZU(1)=.69, 2.07, 3.45, 4.38, 5.87, 6.90, 8.28,
8.28, 8.28, 8.28, 7.94, 7.59, 7.50, 6.9,
ZL(1)=-.35, -1.73, -3.45, -3.80, -4.14, -4.49, -4.83,
-4.83, -3.45, -2.76, -0.81, 1.04, 4.14, 6.21,
S(1)=.55, 8.23, 28.89, 44.31, 65.06, 92.63, 127.81,
127.81, 108.11, 95.68, 56.88, 28.39, 3.64, 0.11$
$WGPLNF
CHDR=23.8, CHRDT=4.8, CHRDBP=12.4, SSPN=46.9, SSPNOP=31.1, SSPNE=40.0,
CHSTAT=.25, TWISTA=0., TYPE=1., SAVSI=29., SAVSO=26.0, DHDADI=0., DHDADO=4.$
$VTPLNF
← parametri del piano di coda verticale
CHDR=15.9, ← corda di radice (ft)
CHRTD=4.8, ← corda di estremità (ft)
SAVSI=33., ← angolo di freccia del tronco interno (inboard panel) (deg)
SSPN=27.6, ← semiapertura  $b_v/2$  (ft)
SSPNOP=0., ← semiapertura del tronco esterno (outboard panel) (ft)
```

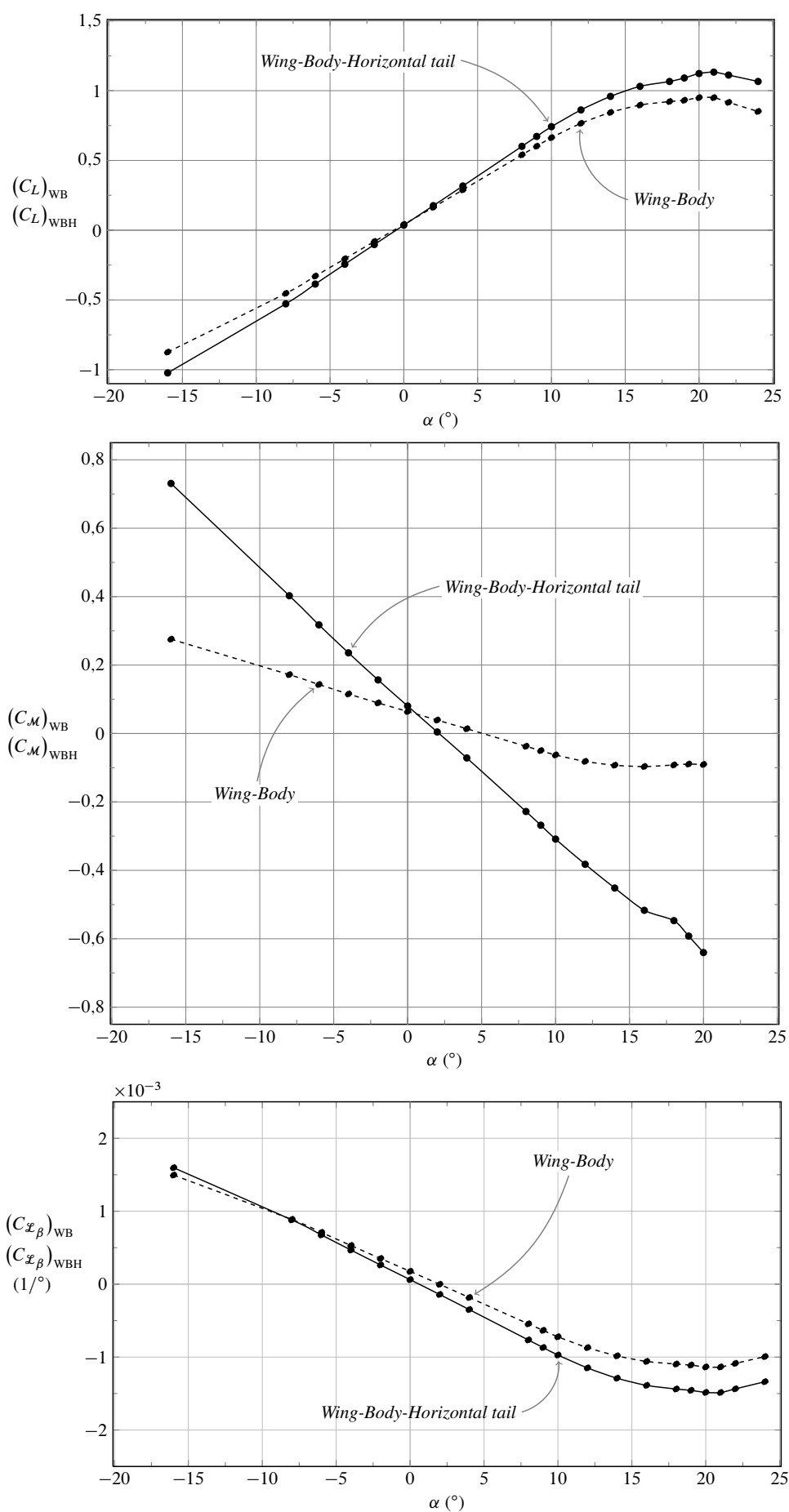


Figura 9.6 Alcune caratteristiche aerodinamiche calcolate mediante Digital Datcom relativamente alla configurazione *Wing-Body-Horizontal tail*, secondo il modello riportato nel listato 9.3.

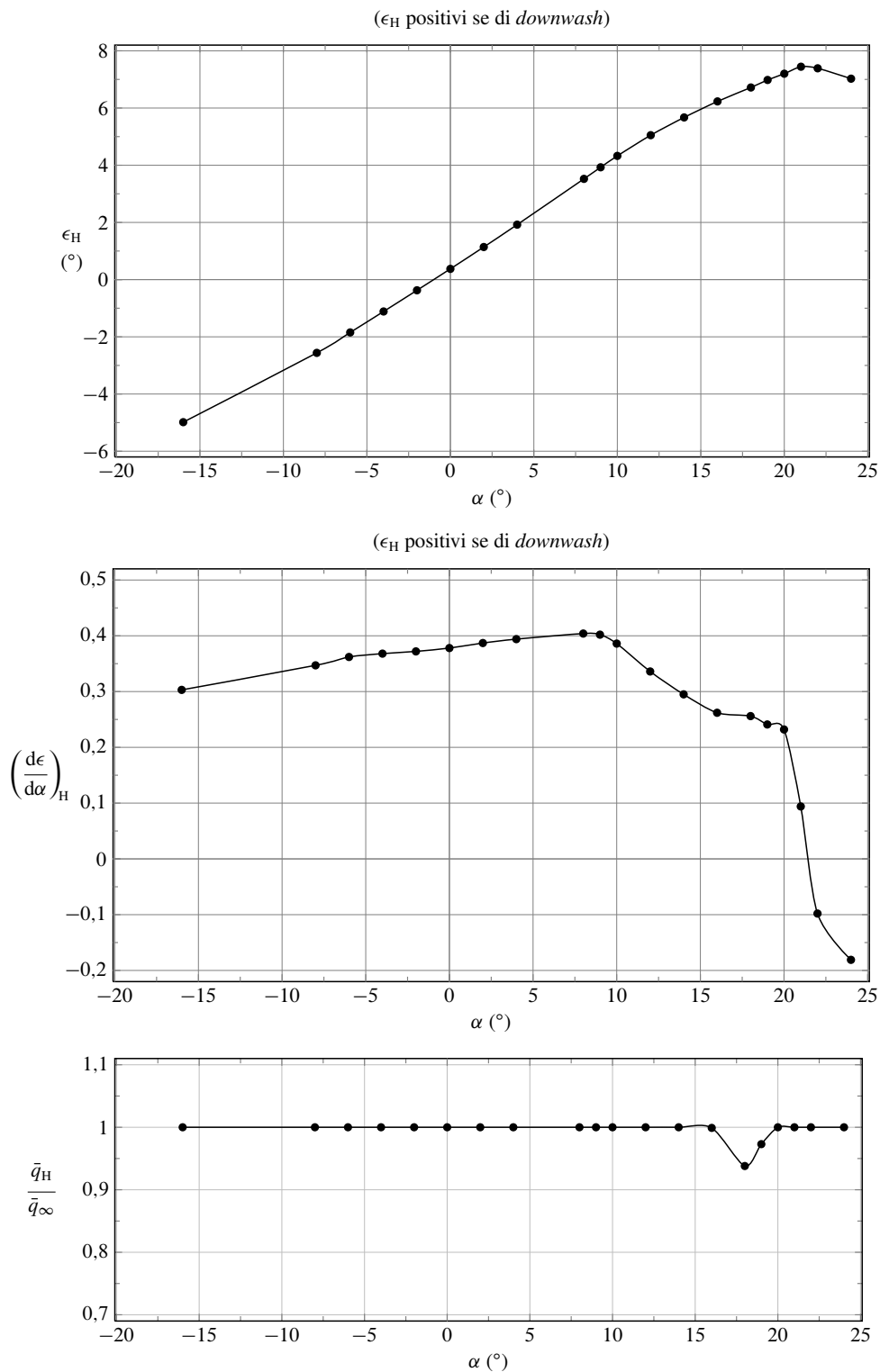


Figura 9.7 Altre caratteristiche aerodinamiche calcolate mediante Digital Datcom relativamente alla configurazione *Wing-Body-Horizontal tail*.

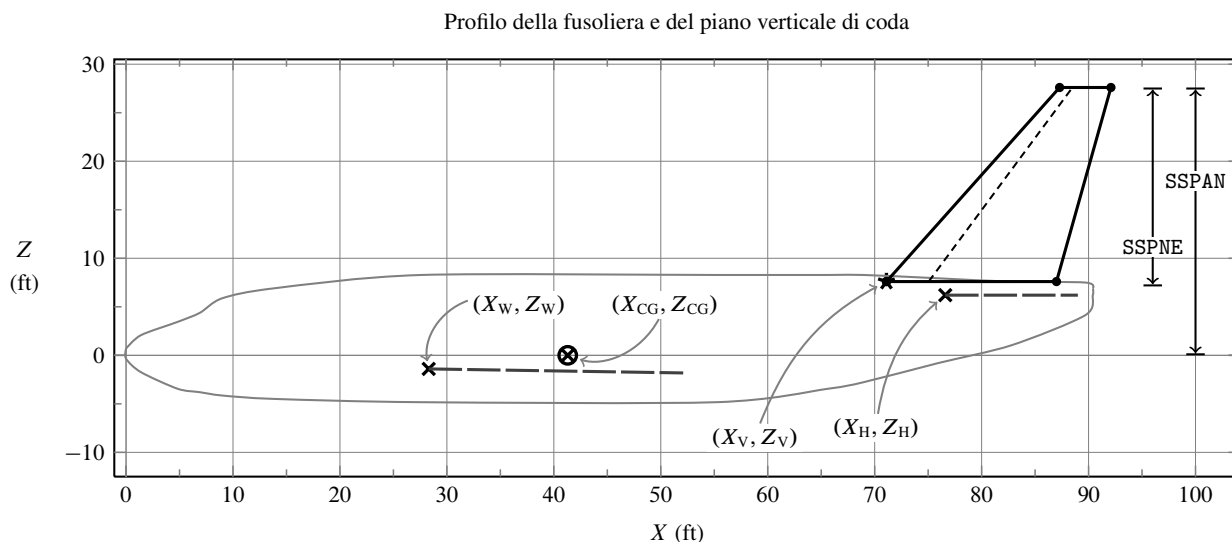


Figura 9.8 Il profilo della fusoliera e del piano di coda verticale del velivolo Boeing 737.

```

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 (deg)
TYPE=1.$
$HTPLNF
CHDR=12.4, CHDTP=4.1, SSPN=17.6, SSPNE=15.87, CHSTAT=.25, TWISTA=0.,
TYPE=1., SAVSI=31., DHDADI=9.$
$SYMLP      ← parametri per la deflessione (simmetrica) di parti mobili: elevatore
FTYPE=1.,   ← indica che l'elevatore è un plain flap
NDELTA=9.,  ← numero di deflessioni (massimo di 9)
DELTA(1)=-40., ← vettore delle deflessioni (deg)
-30., -20., -10., 0., 10., 20., 30., 40.,
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)
TC=.44,     ← spessore percentuale medio dell'elevatore all'altezza della cerniera
PHETE=.003, ← tangente dell'angolo  $\phi_{te}$  del profilo dell'elevatore (tra il 90 e il 99% della corda)
PHETEP=.002$ ← tangente dell'angolo  $\phi'_{te}$  del profilo dell'elevatore (tra il 95 e il 99% della corda)
NACA-W-4-0012-25 ← designazione del profilo alare
NACA-V-4-0012-25 ← designazione del profilo del piano verticale
NACA-H-4-0012-25 ← designazione del profilo del piano orizzontale
DERIV DEG
DIM FT
NEXT CASE

```

La figura 9.9 riporta i grafici dei coefficienti di portanza, di momento di beccheggio e dell'effetto diedro al variare di α per la configurazione *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail*. Dai grafici si osservano i confronti con le altre configurazioni precedentemente definite.

La figura 9.10a mostra come varia la curva del modello di velivolo considerato al variare della posizione longitudinale del baricentro. Come ci si aspetta, la stabilità statica longitudinale diminuisce all'aumentare di X_{CG} . La figura 9.10b riporta due differenti curve del coefficiente C_M , per due differenti numeri di Mach di volo, ciascuno in corrispondenza di una diversa quota di volo ipotizzata.

Il listato 9.5 mostra un prototipo di file di input in cui vengono definiti i flap come parte mobile simmetrica della superficie portante principale e l'elevatore come parte mo-

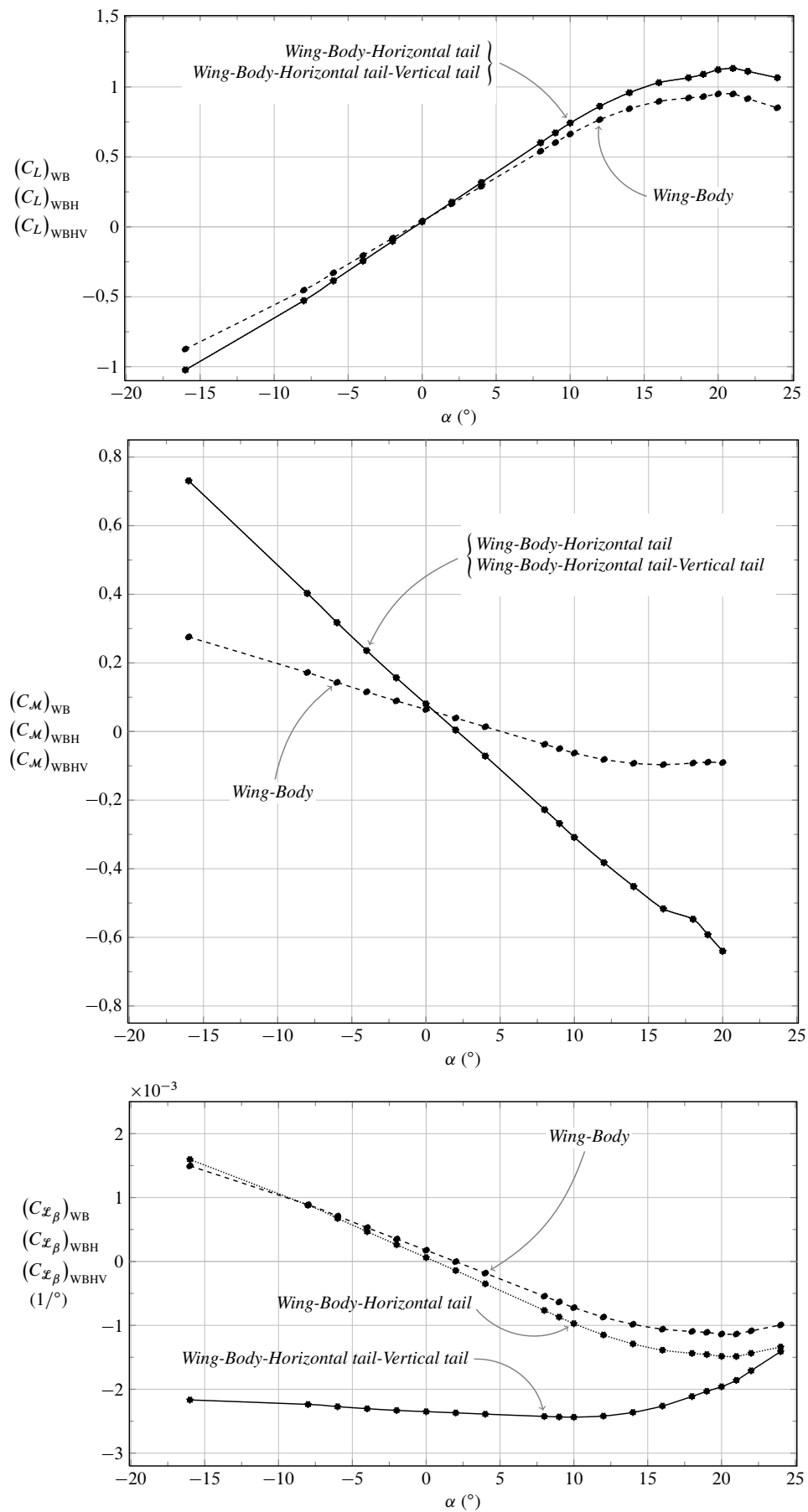
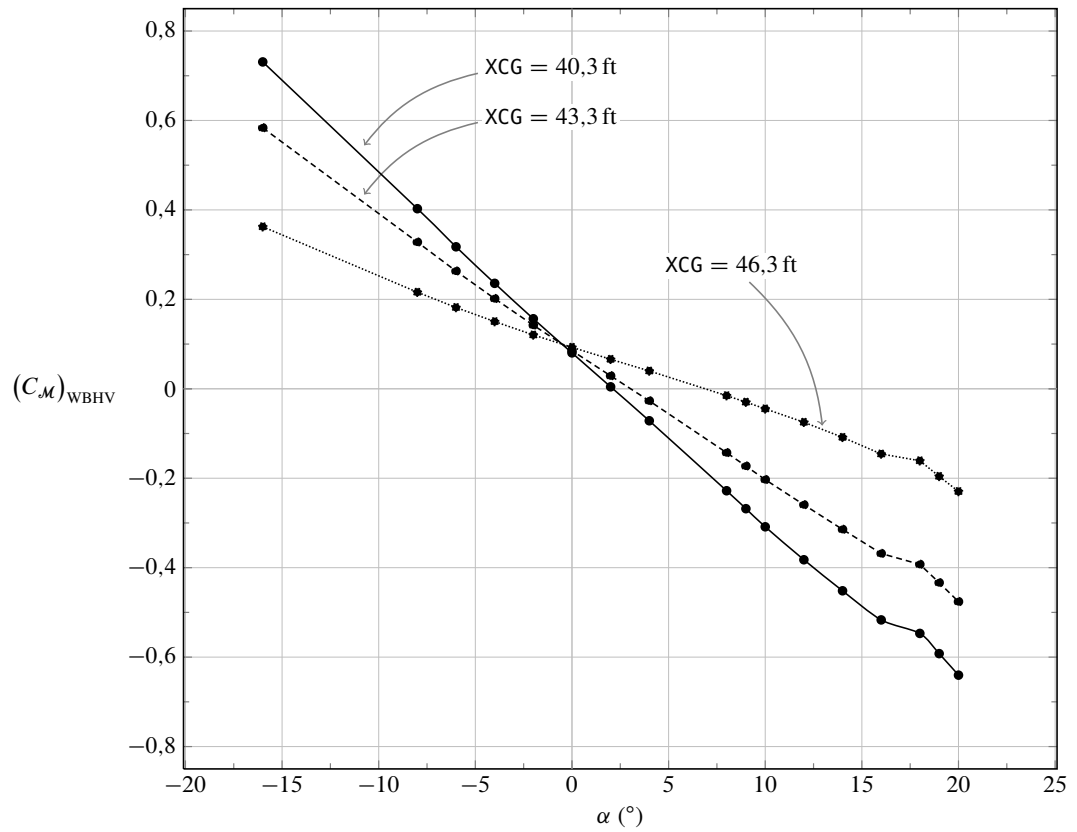
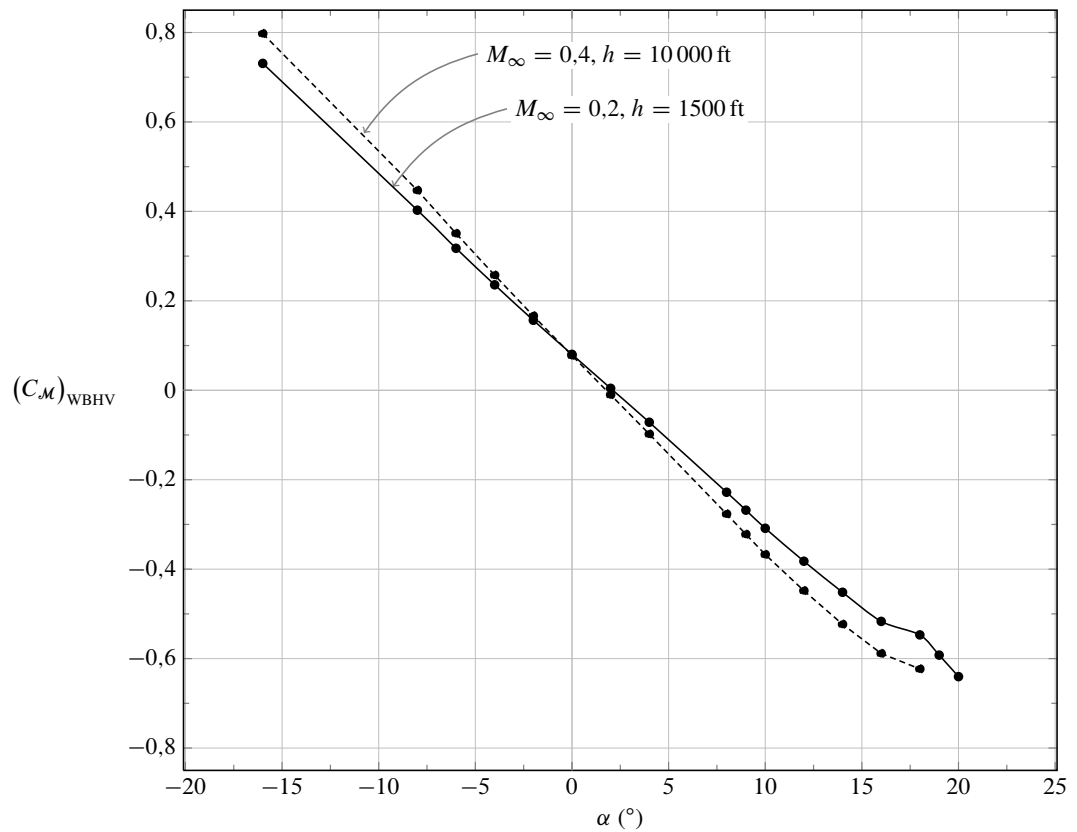


Figura 9.9 Alcune caratteristiche aerodinamiche calcolate mediante Digital Datcom relativamente alla configurazione *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail*, secondo il modello riportato nel listato 9.4. Si osserva che la presenza del piano di coda verticale influisce solo sulla curva della derivata \mathcal{L}_β .



(a) Variazione della posizione longitudinale del baricentro, XCG.



(b) Variazione del numero di Mach di volo, MACH.

Figura 9.10 Curve del coefficiente di momento della configurazione *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail*, al variare della posizione longitudinale del baricentro, e del numero di Mach di volo.

bile simmetrica dell'impennaggio orizzontale. L'utente deve fare attenzione nel definire le varie parti della configurazione aerodinamica utilizzando opportunamente i comandi CASEID e SAVE. Per approfondimenti si guardi il file Citation.dcm nella distribuzione di Digital DATCOM+ che definisce un Cessna Citation II.

Listato 9.5 Prototipo di file di input per Digital DATCOM in cui viene modellata la configurazione *Wing-Body-Horizontal tail-Vertical tail* con flap sull'ala ed elevatore. Per approfondimenti si guardi il file Citation.dcm nella distribuzione di Digital DATCOM+.

```

$FLTCOM
... $
$OPTINS
... $
$SYNTHS
... $
$BODY          ← fusoliera
... $
$WGPLNF        ← ala
... $
NACA-W-4-0012-25
SAVE           ← salva i risultati parziali in output
$SYMFLP        ← flap sull'ala
...
DELTA(1)=0.,10.,20.,30.,40., ← deflessioni  $\delta_f$ 
... $
CASEID Boeing B-737: Wing-Body with FLAP
SAVE           ← salva i risultati parziali in output
$VTPLNF        ← impennaggio verticale
... $
NACA-V-4-0012-25
NEXTCASE
$HTPLNF        ← impennaggio orizzontale
... $
$SYMFLP        ← elevatore
...
DELTA(1)=-15.,-10.,-5.,0.,5.,10., ← deflessioni  $\delta_e$ 
... $
NACA-H-4-0012-25
DERIV DEG
DIM FT
DUMP ALL       ← calcola le derivate dinamiche  $C_{M_q}$ ,  $C_{M_{\dot{\alpha}}}$ , ecc.
PART           ← output parziali per ogni Case ID
CASEID Boeing B-737: Wing-Body-HTail-Vtail, Flap/Elevator deflections

```

Con un input che evolve dal precedente è possibile definire anche una coppia di alettoni e le relative deflessioni asimmetriche con la namelist ASYMFLP (simile a SYMFLP). Qui si lascia per esercizio il compito di esplorare il file Citation.dcm per verificare un esempio di definizione di alettoni.

Si osservi che, riguardo alle caratteristiche di controllo latero-direzionali, sia Digital DATCOM che Digital DATCOM+ calcolano soltanto la derivata di controllo laterale (di rollio) rispetto alla deflessione δ_a degli alettoni. Non è possibile calcolare le derivate di controllo laterale e direzionale rispetto alla deflessione δ_r del timone.

9.4 Importare i risultati di digdat.exe in Matlab

A partire dalla versione “2008a”, l'*Aerospace Blockset* di Matlab mette a disposizione la funzione `datcomimport`. Questa funzione di libreria è stata sviluppata allo scopo di dare agli utilizzatori di Matlab la possibilità di poter processare un file di output di

digdat.exe, importando in una variabile strutturata del linguaggio Matlab i risultati di un calcolo eseguito con Digital DATCOM.

Quello che segue è un esempio di sessione di lavoro in cui si importa il contenuto del file for006.dat generato da Digital DATCOM fornendo come input il file del listato 9.4.

```
alldata = datcomimport('for006.dat', true, 0);
data = alldata{1}
data =

    case: 'Boeing B-737: Wing-Body-HTail-Vtail, Elevator deflection'
    mach: 0.2000
    alt: 1500
    alpha: [-16 -8 -6 -4 -2 0 2 4 8 9 10 12 14 16 18 19 20 21 22 24]
    nmach: 1
    nalt: 1
    nalpha: 20
    rnnub: 1070000
    hypers: 0
    loop: 2
    sref: 1.3299e+003
    cbar: 14.3000
    blref: 93
    dim: 'ft'
    deriv: 'deg'
    stmach: 0.6000
    tsmach: 1.4000
    save: 0
    stype: []
    trim: 0
    damp: 0
    build: 1
    part: 0
    highsym: 1
    highasy: 0
    highcon: 0
    tjet: 0
    hypeff: 0
    lb: 0
    pwr: 0
    grnd: 0
    wsspn: 40
    hsspn: 15.8700
    ndelta: 9
    delta: [-40 -30 -20 -10 0 10 20 30 40]
    delta1: []
    deltar: []
    ngh: 0
    grndht: []
    config: [1x1 struct]
    version: 1976
    cd: [20x1 double]
    cl: [20x1 double]
    cm: [20x1 double]
    cn: [20x1 double]
    ca: [20x1 double]
    xcp: [20x1 double]
    cma: [20x1 double]
    cyb: [20x1 double]
    cnb: [20x1 double]
    clb: [20x1 double]
    cla: [20x1 double]
    qqinf: [20x1 double]
    eps: [20x1 double]
    deysdalp: [20x1 double]
    dcl_sym: [9x1 double]
    dcm_sym: [9x1 double]
    dclmax_sym: [9x1 double]
    dcdmin_sym: [9x1 double]
    clad_sym: [9x1 double]
```

```

cha_sym: [9x1 double]
chd_sym: [9x1 double]
dcddi_sym: [20x9 double]
h1 = figure;
figtitle = {'Lift Curve'};
plot(data.alpha,permute(data.cl(:,1,:),[1 3 2]))
ylabel(['Lift Coefficient (Mach =' num2str(data.mach(1)) ' '])
title(figtitle{1});
xlabel('Angle of Attack (deg)')

```

Come si vede dalle ultime istruzioni, nella sessione di Matlab su riportata viene disegnata la curva del coefficiente di portanza. La variabile strutturata inizialmente creata è stata chiamata `alldata`, che è stata copiata successivamente in `data`. Di quest'ultima vengono utilizzati i campi `alpha` e `cl` per disegnare il grafico. Nell'esempio specifico i risultati corrispondono ad un unico valore del numero di Mach, conservato in `data.mach`.

Il lettore che desidera approfondire questo strumento di lavoro può andare a consultare l'help in linea. Gli sviluppatori di Matlab hanno messo a disposizione il seguente esempio di input per Digital DATCOM:

```

CASEID SKYHOGG BODY-WING-HORIZONTAL TAIL-VERTICAL TAIL CONFIG
$FLTCN NMACH=2.0,MACH(1)=0.1,0.2$
$FLTCN NALT=2.0,ALT(1)=5000.0,8000.0$
$FLTCN NALPHA=5.,ALSCHD(1)=-2.0,0.0,2.0,
  ALSCHD(4)=4.0,8.0,LOOP=2.0$
$OPTINS SREF=225.8,CBARR=5.75,BLREF=41.15$
$SYNTHS XCG=7.08,ZCG=0.0,XW=6.1,ZW=-1.4,ALIW=1.1,XH=20.2,
  ZH=0.4,ALIH=0.0,XV=21.3,ZV=0.0,VERTUP=.TRUE.$
$BODY NX=10.0,
  X(1)=-4.9,0.0,3.0,6.1,9.1,13.3,20.2,23.5,25.9,
  R(1)=0.0,1.0,1.75,2.6,2.6,2.6,2.0,1.0,0.0$
$WGPLNF CHRDP=4.0,SSPNE=18.7,SSPN=20.6,CHDR=7.2,SAVSI=0.0,CHSTAT=0.25,
  TWISTA=-1.1,SSPNDD=0.0,DHDADI=3.0,DHDADO=3.0,TYPE=1.0$
NACA-W-6-64A412
$HTPLNF CHRDP=2.3,SSPNE=5.7,SSPN=6.625,CHDR=0.25,SAVSI=11.0,
  CHSTAT=1.0,TWISTA=0.0,TYPE=1.0$
NACA-H-4-0012
$VTPLNF CHRDP=2.7,SSPNE=5.0,SSPN=5.2,CHDR=5.3,SAVSI=31.3,
  CHSTAT=0.25,TWISTA=0.0,TYPE=1.0$
NACA-V-4-0012
DAMP
NEXT CASE

```

Questo modello rappresenta un ipotetico velivolo dell'aviazione generale. Il file di output generato dalla versione ufficiale di `digdat.exe` è anch'esso riportato nella documentazione. L'aiuto in linea spiega dettagliatamente come importare l'uscita di Digital DATCOM ed effettuare grafici dei coefficienti aerodinamici, per diversi numeri di Mach.

Il lettore provi a lanciare `digdat.exe` fornendo come input l'ultimo esempio. L'output potrà essere importato da Matlab con `datcominport` ottenendo la seguente struttura dati:

```

data =
    case: 'SKYHOGG BODY-WING-HORIZONTAL TAIL-VERTICAL TAIL CONFIG'
    mach: [0.1000 0.2000]
    alt: [5000 8000]
    alpha: [-2 0 2 4 8]
    nmach: 2
    nalt: 2
    nalpha: 5
    rnnub: []
    hypers: 0
    loop: 2
    sref: 225.8000
    cbar: 5.7500
    blref: 41.1500
    dim: 'ft'

```

```

deriv: 'deg'
stmach: 0.6000
tsmach: 1.4000
save: 0
stype: []
trim: 0
damp: 1
build: 1
part: 0
highsym: 0
highasy: 0
highcon: 0
tjet: 0
hypeff: 0
lb: 0
pwr: 0
grnd: 0
wsspn: 18.7000
hsspn: 5.7000
ndelta: 0
delta: []
deltal: []
deltar: []
ngh: 0
grndht: []
config: [1x1 struct]
version: 1976
cd: [5x2x2 double]
cl: [5x2x2 double]
cm: [5x2x2 double]
cn: [5x2x2 double]
ca: [5x2x2 double]
xcp: [5x2x2 double]
cma: [5x2x2 double]
cyb: [5x2x2 double]
cnb: [5x2x2 double]
clb: [5x2x2 double]
cla: [5x2x2 double]
qqinf: [5x2x2 double]
eps: [5x2x2 double]
depsdalp: [5x2x2 double]
clq: [5x2x2 double]
cmq: [5x2x2 double]
clad: [5x2x2 double]
cmad: [5x2x2 double]
clp: [5x2x2 double]
cyp: [5x2x2 double]
cnp: [5x2x2 double]
cnr: [5x2x2 double]
clr: [5x2x2 double]

```

9.5 Le principali parole chiave

La distribuzione non ufficiale di Digital DATCOM denominata “Digital DATCOM+” (*Digital DATCOM Plus*) [77], nella sua versione 2.8.4 è liberamente scaricabile da internet all’indirizzo <http://www.holycows.net/datcom.html>. L’autore di questa distribuzione non ha tentato di stravolgere le funzionalità di calcolo del programma originale. Egli ha, piuttosto, reso più agevole per l’utente l’esplorazione e la modifica dei file di input ed ha arricchito il numero di file di output, permettendo di accedere a grandezze aggiuntive prima non disponibili. In particolare, con Digital DATCOM+ l’input può essere corredato di righe di commento, ignorate dal programma in lettura, ma molto utili all’utente che

voglia annotare parti dell'input senza dover andare a cercare ogni volta il significato di parole chiave criptiche come ALSCHD, RNNUB, OPTINS, eccetera.

Si riporta un estratto del documento elettronico Citation.dcm, un file di input di esempio che è parte della distribuzione Digital DATCOM+ [77]. Esso rappresenta il modello completo di un velivolo Cessna Citation e, allo stesso tempo, contiene l'elenco delle principali parole chiave del formato di input, con le spiegazioni sintetiche per ciascuna di esse.

----- Flight Conditions -----

WT Vehicle Weight
LOOP Program Looping Control
 1 = vary altitude and mach together, default
 2 = vary Mach, at fixed altitude
 3 = vary altitude, at fixed Mach
NMACH Number of Mach numbers or velocities to be run, max of 20
 Note: This parameter, along with **NALT**, may affect the proper setting of the **LOOP** control parameter.
MACH Array(20) Values of freestream Mach number
VINF Array(20) Values of freestream speed (unit: l/t)
NALPHA Number of angles of attack to be run, max of 20
ALSCHD Array(20) Values of angles of attack, in ascending order
RNNUB Array(20) Reynolds number per unit length
 Freestream Reynolds numbers. Each array element must correspond to the respective Mach number/freestream speed input, use **LOOP**=1.0
NALT Number of atmospheric conditions to be run, max of 20
 input as either altitude or pressure and temperature
 Note: This parameter, along with **NMACH**, may affect the proper setting of the **LOOP** control parameter.
ALT Array(20) Values of geometric altitude
 Number of altitude and values. Note, Atmospheric conditions are input either as altitude or pressure and temperature. (MAX 20)
PINF Array(20) Values of freestream Static Pressure
TINF Array(20) Values of freestream Temperature
HYPERS =.true. Hypersonic analysis at all Mach numbers > 1.4
STMACH Upper limit of Mach numbers for subsonic analysis
 (0.6<**STMACH**<0.99), Default to 0.6 if not input.
TSMACH Lower limit of Mach number for Supersonic analysis
 (1.01<=**TSMACH**<=1.4) Default to 1.4
TR Drag due to lift transition flag, for regression analysis of wing-body configuration.
 = 0.0 for no transition (default)
 = 1.0 for transition strips or full scale flight
GAMMA Flight path angle

----- Reference Parameters -----

SREF Reference area value of theoretical wing area used by program if not input
CBARR Longitudinal reference length value of theoretical wing
 Mean Aerodynamic Chord used by program if not input
BLREF Lateral reference length value of wing span used by program
ROUGFC Surface roughness factor, equivalent sand roughness, default to 0.16e-3 inches (Natural sheet metal)
 0.02/0.08E-3 - Polished metal or wood
 0.16E-3 - Natural sheet metal
 0.25E-3 - Smooth matte paint, carefully applied
 0.40E-3 - Standard camouflage paint, average application

----- Group II, Synthesis Parameters -----

| | |
|--------|--|
| XCG | Longitudinal location of cg (moment ref. center) |
| ZCG | Vertical location of CG relative to reference plane |
| XW | Longitudinal location of theoretical wing apex (where leading edge would intersect long axis) |
| ZW | Vertical location of theoretical wing apex relative to reference plane |
| ALIW | Wing root chord incident angle measured from reference plane |
| XH | Longitudinal location of theoretical horizontal tail apex. If HINAX is input, XH and ZH are evaluated at zero incidence. |
| ZH | Vertical location of theoretical horizontal tail apex relative to reference plane. If HINAX is input, XH and ZH are evaluated at zero incidence. |
| ALIH | Horizontal tail root chord incidence angle measured from reference plane |
| XV | Longitudinal location of theoretical vertical tail apex |
| XVF | Longitudinal location of theoretical ventral fin apex |
| ZV | Vertical location of theoretical vertical tail apex |
| ZVF | Vertical location of theoretical ventral fin apex |
| | This kinda makes sense only for twin tails that are canted |
| | This kinda makes sense only for twin tails that are canted |
| SCALE | Vehicle scale factor (multiplier to input dimensions) |
| VERTUP | Vertical panel above reference plane (default=true) |
| HINAX | Longitudinal location of horizontal tail hinge axis. Required only for all-moveable horizontal tail trim option. |

Body Configuration Parameters

Here is an error message output by DIGDAT concerning body geometry:
 IN NAMELIST BODY, ONLY THE FOLLOWING COMBINATIONS OF VARIABLES CAN BE USED
 FOR A CIRCULAR BODY, SPECIFY X AND R OR X AND S
 FOR AN ELLIPTICAL BODY, SPECIFY X AND R OR X AND S, AND THE VARIABLE ELLIP
 FOR OTHER BODY SHAPES X, R, S, AND P MUST ALL BE SPECIFIED

| | |
|--------|---|
| NX | Number of longitudinal body stations at which data is specified, max of 20 |
| X | Array(20) Longitudinal distance measured from arbitrary location |
| S | Array(20) Cross sectional area at station. See note above. |
| P | Array(20) Periphery at station Xi. See note above. |
| R | Array(20) Planform half width at station Xi. See note above. |
| ZU | Array(20) Z-coordinate at upper body surface at station Xi (positive when above centerline) [Only required for subsonic asymmetric bodies] |
| ZL | Array(20) Z-coordinate at lower body surface at station Xi (negative when below centerline) [Only required for subsonic asymmetric bodies] |
| BNOSE | Nosecone type 1.0 = conical (rounded), 2.0 = ogive (sharp point) [Not required in subsonic speed regime] |
| BTAIL | Tailcone type 1.0 = conical, 2.0 = ogive, omit for lbt = 0 [Not required in subsonic speed regime] |
| BLN | Length of body nose Not required in subsonic speed regime |
| BLA | Length of cylindrical afterbody segment, =0.0 for nose alone or nose-tail configuration Not required in subsonic speed regime |
| DS | Nose bluntness diameter, zero for sharp nosebodies [Hypersonic speed regime only] |
| ITYPE | 1.0 = straight wing, no area rule 2.0 = swept wing, no area rule (default) 3.0 = swept wing, area rule |
| METHOD | 1.0 = Use existing methods (default) 2.0 = Use Jorgensen method |

Wing planform variables


```

-----
CHDRD   Chord root
CHRDBP   Chord at breakpoint. Not required for straight
         tapered planform.
CHRDTP   Tip chord
SSPN     Semi-span theoretical panel from theoretical root chord
SSPNE    Semi-span exposed panel, See diagram on pg 37.
SSPNOP   Semi-span outboard panel. Not required for straight
         tapered planform.
SAVSI    Inboard panel sweep angle
SAVSO    Outboard panel sweep angle
CHSTAT   Reference chord station for inboard and outboard panel
         sweep angles, fraction of chord
TWISTA   Twist angle, negative leading edge rotated down (from
         exposed root to tip)
SSPNDD   Semi-span of outboard panel with dihedral
DHDADI   Dihedral angle of inboard panel
DHDADO   Dihedral angle of outboard panel. If DHDADI=DHDADO only
         input DHDADI
TYPE     1.0 - Straight tapered planform
         2.0 - Double delta planform (aspect ratio <= 3)
         3.0 - Cranked planform (aspect ratio > 3)
-----

```

Wing Sectional Characteristics Parameters

The section aerodynamic characteristics for these surfaces are input using either the sectional characteristics namelists WGSCHR, HTSCHR, VTSCHR and VFSCHR and/or the **NACA** control cards. Airfoil characteristics are assumed constant for each panel of the planform.

To avoid having to input all the airfoil sectional characteristics, you can specify the **NACA** airfoil designation. Starts in Column 1.

NACA x y zzzzzz

where:

```

column 1-4  NACA
           5  any delimitator
           6  W, H, V, or F  Planform for which the airfoil
                           designation applies: Wing, Horizontal
                           tail, Vertical tail, or Ventral fin.
           7  any delimitator
           8  1,4,5,6,S     Type of airfoil section: 1-series,
                           4-digit, 5-digit, 6-series, or Supersonic
           9  any delimitator
          10-80 Designation, columns are free format, blanks are ignored

```

```

TOVC     Maximum airfoil section thickness fraction of chord
         [Required input, user supplied or computed by airfoil
         section module if airfoil defined with NACA card or
         section coordinates]
DELTAY   Difference between airfoil ordinates at 6% and 15% chord,
         percent chord (% correct ???)
         [Required input, user supplied or computed by airfoil
         section module if airfoil defined with NACA card or
         section coordinates]
XOVC     Chord location of maximum airfoil thickness, fraction of chord
         [Required input, user supplied or computed by airfoil
         section module if airfoil defined with NACA card or
         section coordinates]
CLI      Airfoil section design lift coefficient
         [Required input, user supplied or computed by airfoil
         section module if airfoil defined with NACA card or
         section coordinates]
ALPHAI   Angle of attack at section design lift coefficient, deg

```

| | |
|---------------|---|
| | [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CLALPA | Airfoil section lift curve slope $dCl/d\alpha$, per deg (array 20) [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CLMAX | Airfoil section maximum lift coefficient (array 20) [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CM0 | Section zero lift pitching moment coefficient [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| LERI | Airfoil leading edge radius, fraction of chord [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| LERO | RLE for outboard panel, fraction of chord [Required input]. Not required for straight tapered planforms. |
| CAMBER | Cambered airfoil flag flag [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| TOVCO | t/c for outboard panel [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| XOVCO | Not required for straight tapered planforms. (x/c) _{max} for outboard panel [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CMOT | Not required for straight tapered planforms. C _{mo} for outboard panel [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CLMAXL | Not required for straight tapered planforms. Airfoil maximum lift coefficient at mach = 0.0 [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CLAMO | Airfoil section lift curve slope at Mach=0.0, per deg [Not required for subsonic speed regime. Required input for transonic speed regime, user supplied or computed if NACA card supplied] |
| TCEFF | Planform effective thickness ratio, fraction of chord [Not required for subsonic speed regime. Required input for transonic speed regime, user supplied or computed if NACA card supplied] |
| KSHARP | Wave-drag factor for sharp-nosed airfoil section, not input for round-nosed airfoils [Not required for subsonic speed regime. Required input for transonic speed regime, user supplied or computed if NACA card supplied] |
| SLOPE | Airfoil surface slope at 0,20,40,60,80 and 100% chord, deg. Positive when the tangent intersects the chord plane forward of the reference chord point [Not required for subsonic speed regime. Required input for transonic speed regime, user supplied or computed if NACA card supplied] |
| ARCL | Aspect ratio classification (see table 9, pg 41) [Optional input] |

| | |
|---------------|--|
| XAC | Section Aerodynamic Center, fraction of chord [Optional input, computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| DWASH | Subsonic downwash method flag = 1.0 use DATCOM method 1 = 2.0 use DATCOM method 2 = 3.0 use DATCOM method 3 Supersonic, use DATCOM method 2 [Optional input] See figure 9 on page 41. |
| YCM | Airfoil maximum camber, fraction of chord [Required input, user supplied or computed by airfoil section module if airfoil defined with NACA card or section coordinates] |
| CLD | Conical camber design lift coefficient for M=1.0 design see NACA RM A55G19 (default to 0.0) [Required input] |
| TYPEIN | Type of airfoil section coordinates input for airfoil section module = 1.0 upper and lower surface coordinates (YUPPER and YLOWER) = 2.0 Mean line and thickness distribution (MEAN and THICK) [Optional input] |
| NPTS | Number of section points input, max = 50.0 [Optional input] |
| XCORD | Abscissas of inputs points, TYPEIN =1.0 or 2.0, XCORD (1)=0.0 XCORD (NPTS)= 1.0 required. [Optional input] |
| YUPPER | Ordinates of upper surface, TYPEIN =1.0, fraction of chord, and requires YUPPER (1)=0.0 and YUPPER (NPTS)=0.0 [Optional input] |
| YLOWER | Ordinates of lower surface, TYPEIN =1.0, fraction of chord, and requires YLOWER (1)=0.0 and YLOWER (NPTS)=0.0 [Optional input] |
| MEAN | Ordinates of mean line, TYPEIN =2.0, fraction of chord, and requires MEAN (1)=0.0 and MEAN (NPTS)=0.0 [Optional input] |
| THICK | Thickness distribution, TYPEIN =2.0, fraction of chord, and requires THICK (1)=0.0 and THICK (NPTS)=0.0 [Optional input] |

Ground effects parameters

| | |
|--------------|---|
| NGH | Number of ground heights to be run, maximum of 10. |
| GRDHT | Values of ground heights. Ground heights equal altitude of reference plane relative to ground. Ground effect output may be obtained at a maximum of ten different ground heights. According to the DATCOM, the ground effects become negligible when the ground height exceeds the wing span. Through testing, there is a minimal effect up to twice the wing span, so to keep our tables smooth, let's make the last point 1.5b, and the output adds a point at 2b of 0.0. The smallest value should NOT be 0.0, which would be the wing sitting on the ground. It should be the height of the wing with the aircraft sitting on the ground. |

Symmetrical Flap Deflection parameters

DATCOM pg 47 states :

"In general, the eight flap types defined using SYMFLP (variable FTYPE) are assumed to be located on the most aft lifting surface, either horizontal tail or wing if a horizontal tail is not defined."

| | |
|---------------|--|
| FTYPE | Flap type |
| | 1.0 Plain flaps |
| | 2.0 Single slotted flaps |
| | 3.0 Fowler flaps |
| | 4.0 Double slotted flaps |
| | 5.0 Split flaps |
| | 6.0 Leading edge flap |
| | 7.0 Leading edge slats |
| | 8.0 Krueger |
| NDELTA | Number of flap or slat deflection angles, max of 9 |
| DELTA | Flap deflection angles measured streamwise (NDELTA values in array) |
| PHETE | Tangent of airfoil trailing edge angle based on ordinates at 90 and 99 percent chord |
| PHETEP | Tangent of airfoil trailing edge angle based on ordinates at 95 and 99 percent chord |
| CHRDFI | Flap chord at inboard end of flap, measured parallel to longitudinal axis |
| CHRDFO | Flap chord at outboard end of flap, measured parallel to longitudinal axis |
| SPANFI | Span location of inboard end of flap, measured perpendicular to vertical plane of symmetry |
| SPANFO | Span location of outboard end of flap, measured perpendicular to vertical plane of symmetry |
| CPRMEI | Total wing chord at inboard end of flap (translating devices only) measured parallel to longitudinal axis (NDELTA values in array) Single-slotted, Fowler, Double-slotted, leading-edge slats, Krueger flap, jet flap |
| CPRMEO | Total wing chord at outboard end of flap (translating devices only) measured parallel to longitudinal axis (NDELTA values in array) Single-slotted, Fowler, Double-slotted, leading-edge slats, Krueger flap, jet flap |
| CAPINS | (double-slotted flaps only) |
| CAPOUT | (double-slotted flaps only) |
| DOSDEF | (double-slotted flaps only) |
| DOBCIN | (double-slotted flaps only) |
| DOBCOT | (double-slotted flaps only) |
| SCLD | Increment in section lift coefficient due to deflecting flap to angle DELTA [i] (optional) (NDELTA values in array) |
| SCMD | Increment in section pitching moment coefficient due to deflecting flap to angle DELTA [i] (optional) (NDELTA values in array) |
| CB | Average chord of the balance (plain flaps only) |
| TC | Average thickness of the control at hinge line (plain flaps only) |
| NTYPE | Type of nose |
| | 1.0 Round nose flap |
| | 2.0 Elliptic nose flap |
| | 3.0 Sharp nose flap |
| JETFLP | Type of flap |
| | 1.0 Pure jet flap |
| | 2.0 IBF |
| | 3.0 EBF |
| CMU | Two-dimensional jet efflux coefficient |
| DELJET | Jet deflection angle (NDELTA values in array) |
| EFFJET | EBF Effective jet deflection angle (NDELTA values in array) |

Asymmetrical Control Deflection parameters : Ailerons

| | |
|--------|---|
| STYPE | Type |
| | 1.0 Flap spoiler on wing |
| | 2.0 Plug spoiler on wing |
| | 3.0 Spoiler-slot-deflection on wing |
| | 4.0 Plain flap aileron |
| | 5.0 Differentially deflected all moveable horizontal tail |
| NDELTA | Number of control deflection angles, required for all controls, max of 9 |
| DELTAL | Defelction angle for left hand plain flap aileron or left hand panel all moveable horizontal tail, measured in vertical plane of symmetry |
| DELTAR | Defelction angle for right hand plain flap aileron or right hand panel all moveable horizontal tail, measured in vertical plane of symmetry |
| SPANFI | Span location of inboard end of flap or spoiler control, measured perpendicular to vertical plane of symmetry |
| SPANFO | Span location of outboard end of flap or spoiler control, measured perpendicular to vertical plane of symmetry |
| PHETE | Tangent of airfoil trailing edge angle based on ordinates at $x/c = 0.90$ and 0.99 |
| CHRDFI | Aileron chord at inboard end of plain flap aileron, measured parallel to longitudinal axis |
| CHRDFO | Aileron chord at outboard end of plain flap aileron, measured parallel to longitudinal axis |
| DELTAD | Projected height of deflector, spoiler-slot-deflector control, fraction of chord |
| DELTAS | Projected height of spoiler, flap spoiler, plug spoiler and spoiler-slot-deflector control; fraction of chord |
| XSOC | Distance from wing leading edge to spoiler lip measured parallel to streamwise wng chord, flap and plug spoilers, fraction of chord |
| XSPRME | Distance from wing leading edge to spoiler hinge line measured parallel to streamwise chord, flap spoiler, plug spoiler and spoiler-slot-deflector control, fraction of chord |
| HSOC | Projected height of spoiler measured from and normal to airfoil mean line, flap spoiler, plug spoiler and spoiler-slot-reflector, fraction of chord |

Propulsion parameters for Propeller Power Effects

| | |
|---------|--|
| AIETLP | Angle of incidence of engine thrust axis, deg |
| NENGSP | Number of engines (1 or 2 only) |
| THSTCP | Thrust coefficient $2T/PV^2 S_{ref}$ |
| PHALOC | Axial location of propeller hub |
| PHVLOC | Vertical location of propeller hub |
| PRPRAD | Propeller radius |
| ENGFACT | Empirical normal force factor Not required if blade widths are input. |
| BWAPR3 | Blade width at 0.3 propeller radius Not required if empirical normal force factor is input. |
| BWAPR6 | Blade width at 0.6 propeller radius Not required if empirical normal force factor is input. |
| BWAPR9 | Blade width at 0.9 propeller radius Not required if empirical normal force factor is input. |
| NOPBPE | Number of propeller blades per engine |
| BAPR75 | Blade angle at 0.75 propeller radius |
| YP | Lateral location of engine |
| CROT | .true. Counter rotation propeller, .false. Non counter rotating |

Jet Power Effects parameters

| | |
|--------|---|
| AIETLJ | Angle of incidence of engine thrust line, deg |
|--------|---|

| | |
|--------|--|
| AMBSTP | Ambient static pressure |
| AMBTMP | Ambient temperature, deg |
| JEALOC | Axial location of jet engine exit, feet |
| JEANGL | Jet exit angle |
| JELLOC | Lateral location of jet engine, ft |
| JERAD | Radius of jet exit |
| JESTMP | Jet exit static temperature |
| JETOTP | Jet exit total pressure |
| JEVELO | Jet exit velocity |
| JEVLOC | Vertical location of jet engine exit, feet |
| JIALOC | Axial location of jet engine inlet, feet |
| JINLTA | Jet engine inlet area, square feet |
| NENGJS | Number of engines (1 or 2) |
| THSTCJ | Thrust coefficient $2T/(PV^2 \cdot S_{ref})$ |
| | Set this to 0 to keep power effects out of coefficients. |

Digital DATCOM+ rappresenta una valida alternativa al programma ufficiale. Si consiglia di visitare la sezione di *download* della pagina <http://www.holycows.net/datcom> per comprendere la modalità di installazione sulle diverse piattaforme supportate ed i programmi di utilità disponibili nella distribuzione. In ogni caso l'utente che ne voglia fare un buon uso deve avere, in primo luogo, un minimo di dimestichezza con l'uso di un editor di file di testo e, in secondo luogo, conoscere una *shell* dei comandi del proprio sistema operativo.

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 9.2: Elevatore e flap con Digital DATCOM+



Sulla base dell'esercizio 9.2, per il velivolo scelto, relativamente alla configurazione completa, se ne analizzino le caratteristiche aerodinamiche al variare della deflessione dei flap e dell'elevatore. Si riportino i grafici delle curve aerodinamiche corrispondenti ai diversi valori di δ_f per fissato δ_e e, viceversa, ai diversi valori di δ_e per fissato δ_f .



Esercizio 9.3: 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.



Esercizio 9.4: *Caratteristiche aerodinamiche del velivolo ATR 72*

Analizzare con Digital DATCOM+ il velivolo ATR 72.

**Esercizio 9.5:** $(C_M)_{WB}$ e bordo d'attacco della corda media aerodinamica

Dopo avere effettuato una prima analisi aerodinamica con Digital DATCOM del velivolo scelto, se ne consideri il velivolo parziale (*Wing-Body*). Si individui la corda media aerodinamica \bar{c} della forma in pianta dell'ala e la coordinata $X_{le,\bar{c}}$ del suo bordo d'attacco.

Noti i diagrammi del coefficiente di momento baricentrico $(C_M)_{WB}$ e dei coefficienti di portanza $(C_L)_{WB}$ e $(C_L)_{WBHV}$ in funzione di α , si determini il coefficiente di momento $(C'_M)_{WB}$ intorno a un'asse parallelo a quello di beccheggio e passante per il bordo d'attacco della corda media aerodinamica. Si utilizzi la relazione

$$(C'_M)_{WB} \approx (C_M)_{WB} - \left(\frac{X_{CG} - X_{le,\bar{c}}}{\bar{c}} \right) (C_L)_{WB}$$

in cui il prodotto a secondo membro rappresenta un momento di trasporto nel passaggio dal polo X_{CG} al polo $X_{le,\bar{c}}$.

Infine, si rappresenti un diagramma che riporta in ascisse i valori del $-(C'_M)_{WB}$ e in ordinate quelli del coefficiente di portanza del velivolo completo $(C_L)_{WBHV}$ assunti in corrispondenza dei medesimi angoli d'attacco. Un simile diagramma è utilizzato per la determinazione dei carichi di equilibrio e di manovra sull'impennaggio orizzontale.



Bibliografia

- [1] W. R. Hamilton, *Lectures on Quaternions*, Hodges & Smith, 1853.
- [2] O. Rodrigues, “Des lois géométriques qui régissent les déplacements d’un système solide dans l’espace, et de la variation des coordonnées provenant de ses déplacements considérées indépendamment des causes qui peuvent les produire”, *Journal des Mathématiques Pures et Appliquées*, vol. 5, 1840.
- [3] E. Salamin, “Application of Quaternions to Computation with Rotations”, Working paper, Stanford AI Lab, 1979.
- [4] A. P. Yefremov, “Quaternions: Algebra, Geometry and Physical Theories”, *Hypercomplex Numbers in Geometry and Physics*, vol. 1, 2004.
- [5] Schwab A. L., “Quaternions, Finite Rotations and Euler Parameters”, Course notes on Applied Multibody Dynamics, Delft University of Technology, Laboratory for Engineering Mechanics, 2003.
<http://tam.cornell.edu/~als93/quaternion.pdf>.
- [6] AIAA/ANSI, *Recommended Practice for Atmospheric and Space Flight Vehicle Coordinate Systems*. R-004-1992, 1992.
- [7] G. H. Bryan, *Stability in Aviation: An Introduction to Dynamical Stability as Applied to the Motions of Aeroplanes*. Macmillan and Co., Limited, London, 1911.
- [8] D. J. Diston, *Computational Modelling of the Aircraft and the Environment. Volume 1, Platform Kinematics and Synthetic Environment*. John Wiley & Sons, Inc., 2009.
- [9] W. F. Phillips, *Mechanics of Flight*. John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- [10] W. F. Phillips, “Phugoid Approximation for Conventional Airplanes”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, January-February 2000.
- [11] W. F. Phillips, “Improved Closed-Form Approximation for Dutch-Roll”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, May-June 2000.
- [12] R. Stengel, *Flight Dynamics*. Princeton University Press, Princeton, 2004.
- [13] B. Stevens, F. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley & Sons, Inc., 1992.

- [14] D. Stinton, *The Anatomy of the Airplane* (2nd edition). American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [15] B. Etkin, *Dynamics of Flight, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1982.
- [16] M. Calcara, *Elementi di dinamica del velivolo*. Edizioni CUEN, Napoli, 1988.
- [17] L. V. Schmidt, *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. AIAA Education Series, 1998.
- [18] W. J. Duncan, *Control and Stability of Aircraft*. Cambridge University Press, Cambridge, 1952.
- [19] R. Jategaonkar, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, 2006.
- [20] C. D. Perkins, R. E. Hage, *Aircraft Performance, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1949.
- [21] J. R. Wright, J. E. Cooper, *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley & Sons, Inc., 2007.
- [22] V. Losito, *Fondamenti di Aeronautica Generale*. Accademia Aeronautica, Napoli, 1994.
- [23] E. Torenbeek, H. Wittenberg, *Flight Physics*. Springer, Heidelberg, 2009.
- [24] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. Second Edition. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2007.
- [25] J. D. Mattingly, *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2006.
- [26] K. Hünecke, *Jet Engines. Fundamentals of Theory, Design and Operation*. Motorbooks International, 1997.
- [27] A. Linke-Diesinger, *Systems of Commercial Turbofan Engines*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2008.
- [28] F. R. Garza, E. A. Morelli, “A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations with MATLAB”. NASA-TM-2003-212145, January 2003.
- [29] Voce WGS84 su Wikipedia:
http://en.wikipedia.org/wiki/World_Geodetic_System
- [30] Anonimo, *Department of Defense World Geodetic System 1984. Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems*. NIMA TR8350.2, Third Edition, Amendment 2. National Imagery and Mapping Agency, US Department of Defense, 2004.

- [31] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. DARcorporation, 2001.
- [32] H. T. Schlichting, E. A. Truckenbrodt, *Aerodynamics of the Aeroplane*. McGraw Hill Higher Education, 2nd edition, 1979.
- [33] M. M. Munk, “The aerodynamic forces on airship hulls”. NACA-TR-184, 1924.
- [34] A. Silverstein, S. Katzoff, “Aerodynamic characteristics of horizontal tail surfaces”. NACA-TR-688, 1940.
- [35] R. I. Sears, “Wind-tunnel data on the aerodynamic characteristics of airplane control surfaces”. NACA-WR-L-663, 1943.
- [36] E. Garner, “Wind-tunnel investigation of control-surface characteristics XX: plain and balanced flaps on an NACA 0009 rectangular semispan tail surface”. NACA-WR-L-186, 1944.
- [37] J. D. Brewer, M. J. Queijo, “Wind-tunnel investigation of the effect of tab balance on tab and control-surface characteristics”. NACA-TN-1403, 1947.
- [38] S. M. Crandall, H. E. Murray, “Analysis of available data on the effects of tabs on control-surface hinge moments”. NACA-TN-1049, 1946.
- [39] B. W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley & Sons, 1979.
- [40] B. N. Pamadi, *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. AIAA Education Series, 1998.
- [41] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics. Modelling and Simulation with Matlab and Simulink*. Birkhäuser, Berlin, 2007.
- [42] D. Howe, *Aircraft Loading and Structural Layout*. AIAA Education Series, 2004.
- [43] P. Morelli, *Static Stability and Control of Sailplanes*. Levrotto & Bella, Torino, 1976.
- [44] L. Prandtl, O. G. Tietjens, *Fundamentals of Hydro and Aeromechanics*. Dover, 1957.
- [45] R. K. Heffley, W. F. Jewell, “Aircraft Handling Qualities Data”. NASA-CR-2144, December 1972.
- [46] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 3rd edition, New York, 2001.
- [47] J. J. Bertin, *Aerodynamics for Engineers*. Prentice-Hall, 4th edition, Upper Saddle River, NJ, 2002.
- [48] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2nd edition, Cambridge, England, U.K., 2001.

- [49] D. E. Hoak, *et al.*, “The USAF Stability and Control Datcom”. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-3048, 1960 (Revised 1978).
- [50] R. T. Jones, “A Note on the Stability and Control of Tailless Airplanes”. NACA Report 837, 1941.
- [51] D. P. Coiro, F. Nicolosi, A. De Marco, N. Genito, S. Figliolia, “Design of a Low Cost Easy-to-Fly STOL Ultralight Aircraft in Composite Material”. *Acta Polytechnica*, Vol. 45 no. 4, 2005, pp. 73-80; ISSN 1210-2709.
- [52] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Flight Tests, Performances and Flight Certification of a Twin-Engine Light Aircraft”. *Journal of Aircraft*, Vol 48, No. 1, January-February 2011.
- [53] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Parameter Estimation and Flying Qualities of a Twin-Engine CS23/FAR23 Certified Light Aircraft”. AIAA-2010-7947, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, 2010.
- [54] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*, Dover Publications, 2005.
- [55] L. Mangiacasale, *Flight Mechanics of a μ -Airplane*, Edizioni Libreria CLUP, Milano, 1998.
- [56] G. Mengali, *Elementi di Dinamica del Volo con Matlab*, Edizioni ETS, Pisa, 2001.
- [57] R. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1989.
- [58] Y. Li, M. Nahon, “Modeling and simulations of airship dynamics”, *Journal of Guidance, Controls and Dynamics*, Vol 30, No. 6, November-December 2007.
- [59] J. N. Nielsen, *Missile Aerodynamics*, AIAA, Cambridge, MA, 1988.
- [60] T. I. Fossen, *Guidance and Control of Ocean’s Vehicles*, Wiley, New York, 1998.
- [61] J. N. Newman, *Marine Hydrodynamics*, MIT Press, Cambridge, MA, 1977.
- [62] E. L. Duke, R. F. Antoniewicz, K. D. Krambeer, “Derivation and Definition of a Linear Aircraft Model”. Technical Report NASA Reference Publication RP-1207, Research Engineering, NASA Ames Research Center and NASA Dryden Flight Research Facility, 1988.
- [63] G. A. Stagg, *An Unsteady Aerodynamic Model for Use in the High Angle of Attack Regime*. MS thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1998.
- [64] Y. Fan, *Identification of an Unsteady Aerodynamic Model up to High Angle of Attack Regime*. PhD thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1997.
- [65] *MATLAB Users’ Guide*. The Mathworks, 2003 ed edizioni successive.
<http://www.mathworks.com/>
<http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/techdoc/matlab.html>

- [66] V. Comincioli, *Analisi numerica: metodi, modelli, applicazioni*. McGraw-Hill, 1990, seconda edizione 1995.
- [67] E. Kreyszig, *Advanced Engineering Mathematics*. John Wiley & Sons, seventh edition, 1993.
- [68] C. de Boor, *A Practical Guide to Splines*. Springer-Verlag, 1978.
- [69] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling, B. P. Flannery, *Numerical Recipes in Fortran: The Art of Scientific Computing*. Cambridge University Press, 1992.
- [70] G. Dahlquist, A. Bjorck, *Numerical Methods. Volume I: Fundamentals of Numerical Discretization*. John Wiley & Sons, 1988.
- [71] R. D. Richtmyer, K. W. Morton, *Difference Methods for Initial Value Problems*. Wiley-Interscience, 1967.
- [72] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*. John Wiley & Sons, 1994.
- [73] R. D. Finck, “USAF Stability and Control Datcom”. AFWAL-TR-83-3048, October 1960, Revised 1978.
- [74] S. R. Vukelich, J. E. Williams, “The USAF Stability and Control Digital Datcom”. AFFDL-TR-79-3032, Volume I, April 1979, Updated by Public Domain Aeronautical Software 1999.
- [75] W. B. Blake, “Prediction of Fighter Aircraft Dynamic Derivatives Using Digital Datcom”. AIAA-85-4070, AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, Colorado, 1985.
- [76] Autori Vari, Distribuzione ufficiale di Digital Datcom,
sito internet:
<http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Digital-Datcom-Package.zip>
- [77] B. Galbraith, “Digital Datcom+”, Holy Cows, Inc.,
sito internet: <http://www.holycows.net/datcom/>