

A mia sorella Valeria, esempio di forza e determinazione nell'affrontare le avversità e con cui ho sempre vissuto momenti di intima complicità.

Ai miei genitori, modello e riferimento della mia vita.

Ed a Sabina, che mi assicura forza e serenità e con cui spero di condividere i futuri traguardi.



Università degli studi di Pisa

Dipartimento di Ingegneria Civile ed Industriale

Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

Progetto preliminare di un UAV per impiego civile con
l'ausilio del software AVL e sua implementazione in
ambiente Matlab per la costruzione del relativo database
aerodinamico.

RELATORI

Prof. Ing. Giovanni Mengali

Ing. Giovanni Migliaccio

CANDIDATO

Marco Falcone

Anno Accademico 2012-2013

Sommario

Il presente lavoro di tesi studia il velivolo UAV SCAUT-500, mirando a costruire un database aerodinamico in ambiente Matlab per poi verificarne la risposta ai diversi comandi.

Dopo una rapida introduzione ai sistemi CUAV e al velivolo, si sono presentate le procedure seguite per condurre lo studio aerodinamico attraverso software AVL, si sono esposte poi sia la metodologia utilizzata per la costruzione del database dello SCAUT-500, sia la logica seguita per la costruzione della funzione MAIN utile a ricavare i coefficienti aerodinamici attraverso l'interpolazione dei dati del database.

In particolare sono state analizzate e descritte:

- le modalità per compilare i file di input necessari ad AVL per effettuare le simulazioni;
- le caratteristiche geometriche di ogni componente del velivolo per la costruzione del modello CAD mediante software CATIA V5 ed identificarne i dati inerziali;
- la metodologia utilizzata per superare il limite operativo di AVL individuato in una incapacità di fornire una stima della resistenza parassita;
- le procedure da eseguire su AVL per simulare una singola condizione di volo, poi automatizzate ciclicamente in ambiente Matlab.

Quest'ultima funzione è stata utilizzata nell'ultima parte dell'elaborato per ottenere i valori delle derivate aerodinamiche, per una possibile condizione operativa di volo, al fine di studiare i modi propri della dinamica del velivolo e poterne quindi verificare la risposta ai vari comandi.

Indice

Sommario.....	4
Indice.....	5
Introduzione.....	9
PARTE 1.....	11
Impostazione del progetto.....	11
Capitolo 1.....	12
Introduzione agli UAV.....	12
Capitolo 2.....	14
Descrizione del velivolo SCAUT-500.....	14
2.1 – Impianto propulsivo.....	16
2.2 – Dimensioni.....	16
2.3 – Pesi.....	16
2.4 – Prestazioni (SL).....	17
2.5 – Ala.....	17
2.6 – Superficie di coda orizzontale.....	17
2.7 - Superficie di coda verticale (ciascuna).....	18
2.8 – Sistemi.....	18
2.9 – Carico utile.....	20
PARTE 2.....	21
Studio aerodinamico dello SCAUT-500 mediante AVL.....	21
Capitolo 3.....	22
Introduzione ad AVL e tabella della simbologia.....	22
3.1.1 – La fusoliera.....	28
3.1.2 – Le travi.....	31
3.1.3 – L’ala.....	33
3.1.4 – Il piano di coda orizzontale.....	40
3.1.5 – I piani di coda verticali.....	43

3.1.6 – Modello geometrico completo con AVL	46
3.2 – Scrittura del file di input delle caratteristiche della simulazione (RUN file)	47
Capitolo 4.....	49
Geometria del velivolo e modello CAD	49
4.1 – Caratteristiche geometriche dell'ala.....	49
4.2 – Caratteristiche geometriche dei flap.....	51
4.3 – Caratteristiche geometriche degli alettoni.....	53
4.4 – Caratteristiche della superficie orizzontale di coda	53
4.5 – Caratteristiche geometriche dell'equilibratore	54
4.6 – Caratteristiche geometriche delle superfici verticali di coda.....	54
4.7 – Caratteristiche del timone di direzione.....	55
4.8 – Ulteriori componenti e sistemi presenti sul velivolo	56
4.9 – Realizzazione del modello CAD	57
Capitolo 5.....	59
Calcolo del coefficiente di resistenza parassita.....	59
5.1 – Calcolo di C_{DOW}	60
5.2 – Calcolo di C_{DOF}	65
5.3 – Calcolo di C_{DOTC}	67
5.4 – Calcolo di C_{DOH}	69
5.5 – Calcolo di C_{DOV}	71
5.6 – Calcolo di C_{DOLG}	72
5.7 – C_{D0} complessivo.....	75
Capitolo 6.....	76
Procedura per una singola simulazione con AVL	76
Capitolo 7.....	83
Ciclo di simulazione con AVL	83
7.1 – Aprire AVL con Matlab ed eseguire una sequenza di comandi	85
7.2 – Generare i RUN file necessari per tutti i casi da analizzare.....	86
7.3 – M-file per automatizzare i cicli di simulazione.....	91
Capitolo 8.....	94

Organizzazione dei database	94
8.1 Lettura dei file di output ed archiviazione dei dati in matrici a più dimensioni.	94
8.2 – Procedura utilizzata per creare i database dei coefficienti aerodinamici	98
8.3 – Creazione modello Matlab dello SCAUT	104
8.5 – Modello aerodinamico completo.....	107
PARTE 3	109
Risultati e studio della risposta ai comandi	109
Capitolo 9.....	110
Risultati piano longitudinale.....	110
9.1 – Valutazione dei coefficienti C_L C_D e C_m in funzione dell’angolo di incidenza	111
9.2 – Valutazione dei coefficienti C_L e C_D in funzione della velocità angolare di beccheggio	115
9.3 – Valutazione dei coefficienti C_L e C_m in funzione della rotazione del comando di equilibratore	116
9.4 – Derivate $C_{L\alpha}$ $C_{m\alpha}$ $C_{D\alpha}$	118
9.5 – Derivate C_{Lq} C_{mq}	119
9.6 - Derivate aerodinamiche dovute all’effetto del downwash	120
Capitolo 10	125
Dinamica longitudinale	125
10.1 – Calcolo condizione di trim mediante AVL	125
10.2 – Sintesi delle caratteristiche aeromeccaniche longitudinali nella condizione di trim	128
10.3 – Valutazione delle caratteristiche dei modi propri longitudinali con formule approssimate.	129
10.3.1 – Valutazione con formule approssimate del modo di lungo periodo.....	129
10.3.2 – Valutazione con formule approssimate del modo di corto periodo.....	130
10.4 – Soluzioni esatte della dinamica longitudinale.	132
10.5 Risposta al comando di equilibratore.....	134
Capitolo 11	136
Risultati piano latero-direzionale.....	136
11.1 – Andamento dei coefficienti C_l C_Y C_n rispetto alle variabili β , p ed r	136

11.2 – Derivate $C_{l\beta}$ $C_{Y\beta}$ e $C_{n\beta}$	140
11.3 – Derivate C_{lp} C_{Yp} e C_{np}	141
11.4 – Derivate C_{lr} C_{Yr} e C_{nr}	142
11.5 – Derivate $C_{l\delta r}$ $C_{Y\delta r}$ e $C_{n\delta r}$	143
11.6 – Derivate $C_{l\delta a}$ $C_{Y\delta a}$ e $C_{n\delta a}$	146
Capitolo 12.....	149
Dinamica latero-direzionale.....	149
12.1 – Sintesi delle caratteristiche aeromeccaniche latero-direzionali nella condizione di trim.....	150
12.2 – Valutazione delle caratteristiche dei modi propri latero-direzionali con formule approssimate.....	151
12.2.1 – Valutazione con formule approssimate del modo di rollio.....	151
12.2.2 – Analisi approssimata del modo di dutch-roll.....	153
12.2.3 – Analisi approssimata del modo spirale.....	155
12.3 – Soluzioni esatte della dinamica nel piano latero-direzionale.....	158
12.4 – Risposta al comando di alettone e timone verticale per velivolo con angolo diedro modificato.....	160
Conclusioni.....	165
Ringraziamenti.....	167
Bibliografia.....	169

Introduzione

L'obiettivo che ci si è posti con il presente lavoro di tesi è stato quello di condurre uno studio preliminare dell'UAV SCAUT-500, la cui configurazione trae spunto dal progetto di ricerca condotto presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (D.I.A.) dell'Università di Pisa, mirando a costruire un database aerodinamico in ambiente Matlab con la specifica finalità di studiarne la risposta ai diversi comandi.

Nella prima parte dell'elaborato (capitoli 1 e 2) sono preliminarmente presentati i possibili impieghi di un generico sistema CUAV (Civil Unmanned Aerial Vehicle) ed è poi presentato il velivolo oggetto dello studio.

La seconda parte dell'elaborato (capitoli dal 3 all'8) presenta le procedure seguite per condurre lo studio aerodinamico del velivolo attraverso il software AVL (*Athena Vortex Lattice*), espone la metodologia utilizzata per la costruzione del database dello SCAUT-500 e la logica seguita per la costruzione della funzione MAIN utile a consentire di ricavare i coefficienti aerodinamici attraverso l'interpolazione dei dati contenuti nel database.

In particolare, i primi capitoli di tale sezione hanno l'obiettivo di descrivere in maniera dettagliata e puntuale le modalità con cui si sono compilati i file di input necessari ad AVL per effettuare le necessarie simulazioni.

Nel capitolo 4 sono analizzate in maniera dettagliata le caratteristiche geometriche di ogni componente del velivolo utile a permettere la costruzione del suo modello CAD mediante il software CATIA V5 con la finalità di identificarne i dati inerziali.

Nel capitolo 5 viene quindi presentata la metodologia utilizzata per superare il limite operativo di AVL individuato in una incapacità di fornire una stima della resistenza parassita. Al contempo vengono mostrate le modalità secondo cui si perviene al valore di

tale coefficiente per via analitica, nel rispetto delle metodologie esposte nei più diffusi manuali di letteratura tecnica.

Il capitolo 6 è dedicato alla analisi delle procedure da eseguire su AVL per simulare una singola condizione di volo, mentre il successivo capitolo è indirizzato a mostrare la sua implementazione in ambiente Matlab per automatizzare le operazioni di calcolo in maniera ciclica.

Tale funzione viene utilizzata poi nella terza ed ultima parte dell'elaborato (capitoli dal 9 al 12) per ottenere i valori delle derivate aerodinamiche dello SCAUT-500 per una possibile condizione operativa di volo al fine di studiare i modi propri longitudinali e latero-direzionali della dinamica del velivolo e poter quindi verificare la risposta dello stesso a comandi a gradino di equilibratore, alettone e timone verticale.

PARTE 1

Impostazione del progetto

Capitolo 1

Introduzione agli UAV

L'uso di velivoli UAV (acronimo di Unmanned Aerial Vehicle) e comunemente denominati droni è ormai consolidato in campo militare per svariate tipologie di missione, siano esse di semplice monitoraggio territoriale, condotte allestendo il velivolo con sonde e telecamere, o di ricognizione ed attacco, munendo il velivolo con armamenti.

Oggigiorno però, grazie al rapido sviluppo della tecnologia in ambito sensoristico, un numero crescente di UAV trova applicazione anche in operazioni civili.

Un sistema CUAV (Civil Unmanned Aerial Vehicle) può pertanto svolgere un ruolo di particolare importanza in campi in cui l'intervento di velivoli abitati comporterebbe rischi per l'incolumità del personale a bordo a causa di ambienti a vario titolo ostili, quali ad esempio:

- Vulcanologia (con possibilità di eseguire campionamenti del pulviscolo in tempo reale);
- Protezione civile;
- Servizio forestale;
- Monitoraggio delle calamità naturali.

Tuttavia non di minore importanza risultano essere i possibili utilizzi di CUAV in campi come:

- Agricoltura;
- Telerilevamento;
- Aerofotogrammetria;
- Geologia;
- Oceanografia;
- Monitoraggio ambientale;
- Monitoraggio della fauna;
- Videoriprese e fotografie in genere;

o il loro utilizzo in missioni connesse con operazioni paramilitari:

- Controllo dei confini;
- Antidroga;
- Operazioni di Polizia;
- Controllo traffico stradale.

Capitolo 2

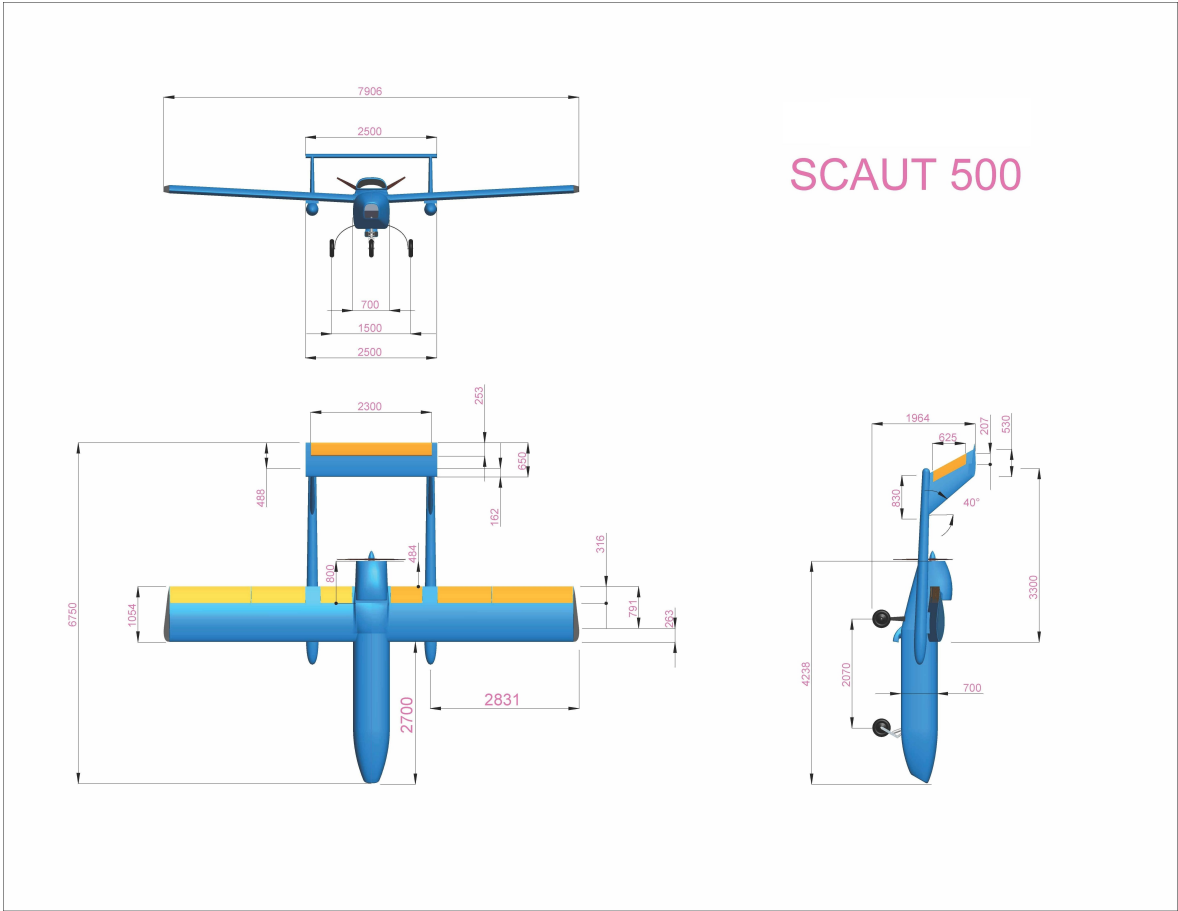
Descrizione del velivolo SCAUT-500

Il velivolo SCAUT-500 è configurato con una fusoliera centrale ad ala alta con motore ad elica spingente alloggiato nella parte posteriore di essa, ragion per cui è stato necessario prevedere una configurazione “twin-tailed” con due travi di coda portanti fissate sotto l'ala e due derivate sulle quali porre la superficie orizzontale in posizione rialzata rispetto alla fusoliera.

L'ala ha forma in pianta rettangolare con angolo di freccia nullo, con cassone centrale passante realizzato in un unico pezzo, vincolato a due ordinate di forza ricavate in fusoliera. La fusoliera è costituita da tre tratti, uno centrale di sezione rettangolare arrotondata agli spigoli di dimensione massima 700x700mm e due tronchi, anteriore e posteriore, rastremati.

Il muso contiene nei suoi 350mm di lunghezza, due batterie e tre telecamere per il pilotaggio. Il vano di alloggiamento del carico utile è situato nella zona anteriore adiacente al muso ed ha una capienza di circa 400 dm³. Nella parte centrale della fusoliera sono ubicati i sistemi avionici necessari al volo ed alla gestione della missione ed il vano contenente il paracadute. Procedendo verso il retro della fusoliera, poco dietro il baricentro, sono allocati i serbatoi ed in fine il motore.

Il carrello è triciclo con ruotino anteriore auto orientabile e ruote posteriori fornite di freni. Il materiale costruttivo principalmente utilizzato è la fibra di carbonio ma alcuni componenti maggiormente sollecitati sono in lega leggera.



SCAUT 500

Figura 2-1 – Trittico del velivolo SCAUT-500

2.1 – Impianto propulsivo

Motore Rotax 912

4 tempi 4 cilindri raffreddato ad aria e liquido.

Potenza 80 hp

Elica spingente tripala a giri costanti

2.2 – Dimensioni

Apertura alare	7.906 m
Lunghezza	6.75 m
Massima altezza sul terreno	1.96 m

2.3 – Pesì

Peso massimo al decollo	500 kg
Peso massimo del carico utile	40 kg
Peso carburante	50 kg

2.4 – Prestazioni (SL)

Velocità massima	220 km/h
Velocità di loiter	120 km/h
Quota massima	4000 m
Autonomia oraria massima	5 h
Raggio di azione	60 mn

2.5 – Ala

Profilo	NASA LS(1)-0417
Apertura	7.906 m
Superficie	8.33 m ²
Carico alare al MTOW	60 kg/m ²
Corda	1.054 m

2.6 – Superficie di coda orizzontale

Profilo	NACA 0012
Apertura	2.5 m
Corda	0.650 m
Superficie	1.6 m ²
Allungamento	3.9

2.7 - Superficie di coda verticale (ciascuna)

Profilo	NACA 0012
Apertura	0.900 m
Superficie	0.42 m ²
Allungamento	1.93
Rapporto di rastremazione	0.6
Corda alla radice	0.860 m
Corda all'estremità	0.52 m
Freccia del bordo di attacco	47.3°
Corda Media Aerodinamica (cma)	0.704 m

2.8 – Sistemi

Per effettuare le possibili tipologie di missione richieste, oltre al sistema propulsivo e relativo sistema di alimentazione del carburante, a bordo della piattaforma di volo sono previsti:

- Sistema di generazione della potenza elettrica;
- Sistema comandi di volo;
- Air Data Systems (ADS);
- Sensori del moto e di assetto (IMU);
- GPS;
- Sistema autopiloti;
- Sistema di navigazione;

- Supervisor Flight Unit (SFU);
- Flight Management System (FMS);
- Datalink (uplink, downlink);
- Telecamere per il pilotaggio con relativo video link;
- Sistema comunicazione T/B/T (ripetitore);
- Trasponder;
- Flight Termination System (FTS);
- Condizionamento interno e spannamento/sbrinamento visori;
- Luci di via regolamentari.

Il sistema SFU ha le funzioni di:

- Monitoraggio dello stato dei sistemi;
- Individuazione delle avarie.

Il sistema FMS ha le funzioni di:

- Gestione sistema comandi di volo;
- Gestione autopiloti;
- Programmazione della missione e gestione sistema di navigazione;
- Gestione delle avarie;
- Riprogrammazione della missione in caso di avaria;
- Gestione sistema di interruzione del volo (FTS).

In linea di massima le diagnosi di avarie vengono effettuate attraverso la tecnica del “voting” utilizzando le ridondanze di ciascun sistema.

Il risultato del voting è analizzato dal sistema SFU che lo trasforma in un codice binario 0/1

Il bit 1 indica assenza di avaria mentre il bit 0 ne indica la presenza.

L'insieme dei bit viene a sua volta nuovamente inviato dal sistema SFU al sistema FMS che rileva la natura dell'avaria ed attiva la procedura prevista per la sua gestione.

2.9 – Carico utile

Il carico utile è costituito da combinazioni di sensori per il monitoraggio del territorio in missioni di sorveglianza, per raccolta dati per uso agricolo e forestale, per rilevamento e misura di varie tipologie di inquinamento sia terrestre che atmosferico con relativi sistemi di trasmissione dati.

L'energia elettrica, le coordinate GPS, gli angoli di assetto e quant'altro necessario per il funzionamento del carico utile sono forniti dal sistema di navigazione e controllo del CUAV.

Il peso massimo previsto per il carico utile è di 40 kg con un vano di carico di circo 400 dm³.

PARTE 2

Studio aerodinamico dello SCAUT-500 mediante AVL

Capitolo 3

Introduzione ad AVL e tabella della simbologia

Per affrontare lo studio aerodinamico dell'UAV SCAUT-500 si sono inizialmente selezionati tre diversi software open-source, due dei quali in corso d'opera si sono rivelati inadeguati nel gestire configurazioni differenti dalle convenzionali tipologie di velivoli commerciali.

La scelta dello strumento di calcolo aerodinamico, pertanto, è ricaduta su AVL (*Athena Vortex Lattice*), software sviluppato originariamente dai professori Mark Drela e Harold Youngren del MIT, che implementa il metodo *vortex lattice* o “reticolo di vortici” applicato a configurazioni generiche con più superfici portanti, corpi tozzi (come la fusoliera) e superfici di comando multiple.

Tale software ha permesso di ricavare i coefficienti aerodinamici C_L , C_Y , C_D , C_b , C_m e C_n in funzione delle variabili:

α =angolo di incidenza geometrica, espresso in gradi;

β =angolo di deriva, espresso in gradi;

$p = \frac{p \cdot b}{2 \cdot U_0}$ =velocità angolare di rollio adimensionalizzata;

$q = \frac{q \cdot c}{2 \cdot U_0}$ =velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata;

$$r = \frac{r \cdot b}{2U_0} = \text{velocità angolare di imbardata adimensionalizzata.}$$

δ_e =angolo di rotazione dell'equilibratore, espresso in gradi;

δ_a =angolo di rotazione degli alettoni, espresso in gradi;

δ_r =angolo di rotazione del timone verticale, espresso in gradi;

Per poter operare, AVL necessita di due file di input, entrambi scritti in formato testo, uno per descrivere la geometria del velivolo oggetto dello studio e l'altro per descrivere le sue caratteristiche inerziali ed i valori da attribuire alle variabili nella singola simulazione.

In Tab. 3-1 si riporta la simbologia utilizzata per compilare il file di input geometrico.

Mach	Numero di Mach del flusso indisturbato
iYsym	Parametro per definire la simmetria rispetto ad Y <ul style="list-style-type: none"> • 1= X-Z piano simmetria ; • -1=X-Z piano di antisimmetria; • 0 no simmetria
iZsym	Parametro per definire simmetria rispetto a Z <ul style="list-style-type: none"> • 1= X-Y piano simmetria ; • -1=X-Y piano di antisimmetria; • 0 no simmetria

Zsym	Se $iZ_{sym} \neq 0$, definisce la quota del piano di simmetria X-Y
Sref	Area di riferimento usata per definire tutti i coefficienti
Cref	Corda di riferimento
Bref	Apertura alare di riferimento
Xref,Yref,Zref	Posizione di riferimento per calcolare forze e momenti (non rilevante se nel seguito è definita la posizione del baricentro)
BODY	Parola chiave per introdurre una fusoliera
SURFACE	Parola chiave per introdurre una superficie portante
SECTION	Parola chiave per introdurre una sezione della superficie portante a cui appartiene (ne servono almeno due per una SURFACE)
YDUPLICATE	Comando per introdurre simmetria rispetto ad Y
TRANSLATE	Comando per traslare rigidamente la SURFACE o il BODY che si sta definendo, con riferimento al bordo d'attacco o al naso della fusoliera
ANGLE	Comando per introdurre calettamento dell'ala
AFILE	Parola chiave per caricare file .dat contenente le coordinate del profilo

	alare
BFILE	Parola chiave per caricare file .dat contenente le coordinate della fusoliera
NACA	Parola chiave per introdurre un particolare profilo della classificazione NACA
CONTROL	Comando per introdurre all'interno di una SECTION la presenza di una superficie di controllo
Fuse, pod	Parametri per definire il numero di sezioni usate per costruire la fusoliera e la loro distribuzione (pod=1 per distribuzione costante)
Ncordwise	Numero di vortici a staffa nella direzione della corda
Cspace	<p>Parametro che caratterizza la distribuzione dei vortici in direzione della corda</p> <ul style="list-style-type: none"> • 3.0 = distribuzione costante dal bordo d'attacco al bordo d'uscita del profilo • 2.0 = distribuzione con andamento sinusoidale, più fitta al bordo d'attacco e meno fitta al bordo d'uscita del profilo • 1.0 = distribuzione con andamento cosinusoidale, più fitta agli estremi del profilo. • 0.0 = distribuzione costante • -1.0 = distribuzione con andamento cosinusoidale • -2.0 = distribuzione inversa rispetto alla sinusoidale, meno fitta al bordo d'attacco e più fitta al bordo d'uscita del profilo • -3.0 = distribuzione costante
Nspanwise	Numero dei vortici in direzione dell'apertura alare

Sspace	Parametro che caratterizza la distribuzione dei vortici in direzione dell'apertura alare con logica analoga al comando Cspace, partendo dalla prima sezione fino all'ultima sezione definita
Xle	Coordinata X del bordo d'attacco della sezione alare che si sta definendo rispetto al punto anteriore della fusoliera
Yle	Coordinata Y del bordo d'attacco della sezione alare che si sta definendo rispetto al punto anteriore della fusoliera
Zle	Coordinata Z del bordo d'attacco della sezione alare che si sta definendo rispetto al punto anteriore della fusoliera
Chord	Lunghezza della corda della sezione alare che si sta definendo
Ainc	Incidenza della sezione alare che si sta definendo (utile per definire uno svergolamento alare)
CLAF	Fattore di scala del coefficiente di portanza del profilo
Cname	Nome della superficie di controllo da inserire nella sezione: <ul style="list-style-type: none"> • Flap = flap • Aileron = alettone • Elevator = equilibratore • Rudder = timone verticale
Cgain	Guadagno della deflessione della superficie di controllo.

Xinge	Posizione della cerniera della superficie mobile espressa in percentuale della corda.
HingeVec	Vettore che fornisce l'asse attorno al quale ruota la superficie di controllo. Porre XYZhvec = 0. 0. 0. equivale a definire l'asse di rotazione come il vettore che congiunge le cerniere definite nelle diverse sezioni.

Tabella 3.1 – Simbologia per scrittura file di input geometrico in AVL

3.1 – Scrittura del file di input geometrico

Il file di input geometrico del velivolo scritto in formato testo deve essere salvato con estensione .avl affinché il codice lo elabori in maniera corretta.

Nello specifico il file riferito allo SCAUT-500 è stato chiamato “*scaut500.avl*” ed è di seguito analizzato.

```

#=====
SCAUT-500
#Mach
0.12
#ISym IZsym Zsym
0 0 0.0
#Sref Cref Bref
8.33 1.054 7.906
#Xref Yref Zref
0.0 0.0 0.0
#=====

```

Il simbolo “#” è usato per introdurre una linea di commento, spesso contenente il nome della variabile di cui nelle righe successive si riporta il valore numerico.

La scelta di adoperare valori nulli per IYsym, IZsym e Zsym è stata adottata per non incorrere in errori dovuti alle asimmetrie introdotte utilizzando comandi asimmetrici di alettoni per manovre nel piano latero-direzionale. Il resto del file è costituito da un insieme di parole chiave annidate e di dati ad esse associati.

3.1.1 – La fusoliera

Per definire la fusoliera si utilizzerà la parola chiave principale “*BODY*” seguita dal nome della componente da creare, come successivamente mostrato :

```
#=====
BODY
Fuse pod
20 1.0
#
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0
#
BFIL
fuseSCAUT.dat
#=====
```

Il valore 20 corrisponde al numero di sezioni utilizzate per definire la fusoliera, mentre il numero 1.0 è stato usato per definire la distribuzione dei centri di ogni sezione lungo l’asse. Poiché una delle limitazioni di AVL è quella di poter processare solo fusoliere di sezione circolare è stato necessario approssimare la fusoliera dello SCAUT-500 ad un cilindro rastremato come mostrato in Fig. 3-1.

Si è scelto di far coincidere la punta della fusoliera con l'origine del sistema di assi usato per definire la geometria lasciando pari a 0.0 i tre valori posti sotto la keyword "*TRANSLATE*" e riferiti ai tre assi X Y Z.

L'ultima parola chiave di questo blocco: "*BFIL*", è utilizzata per far richiamare dal programma il file "*fuseSCAUT.dat*", nominato nell'ultima riga, e contenente i dati caratteristici del corpo da inserire.

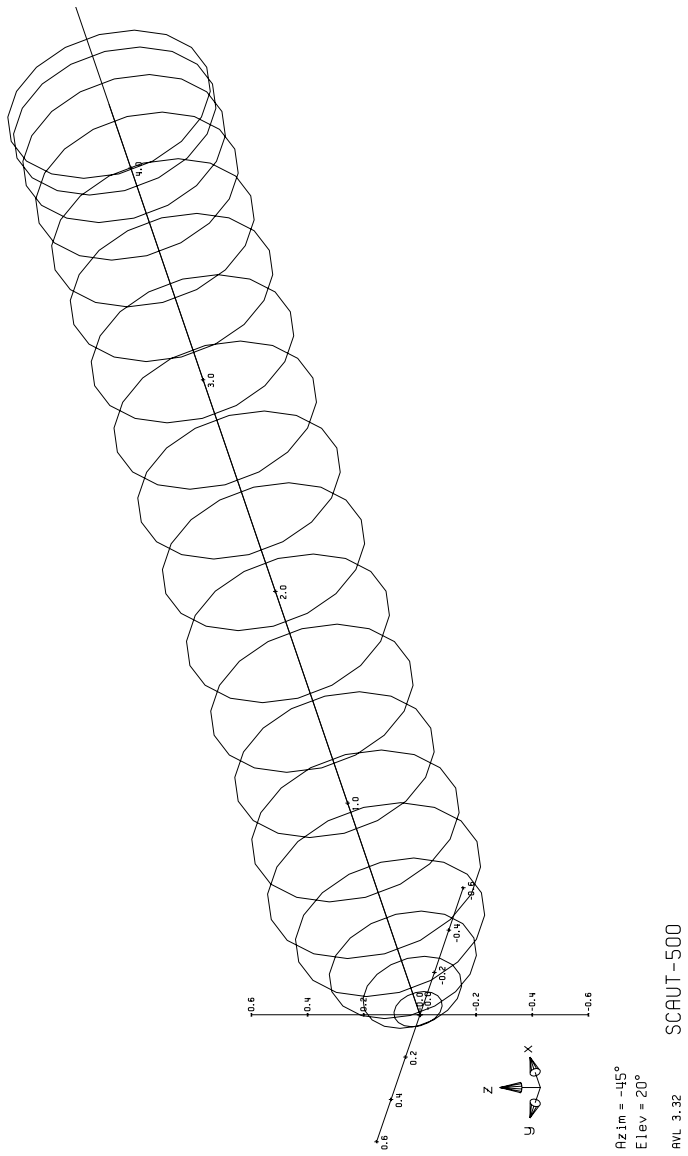


Figura 3-1 – Geometria della fusoliera dello SCAUT-500 in AVL

3.1.2 – Le travi

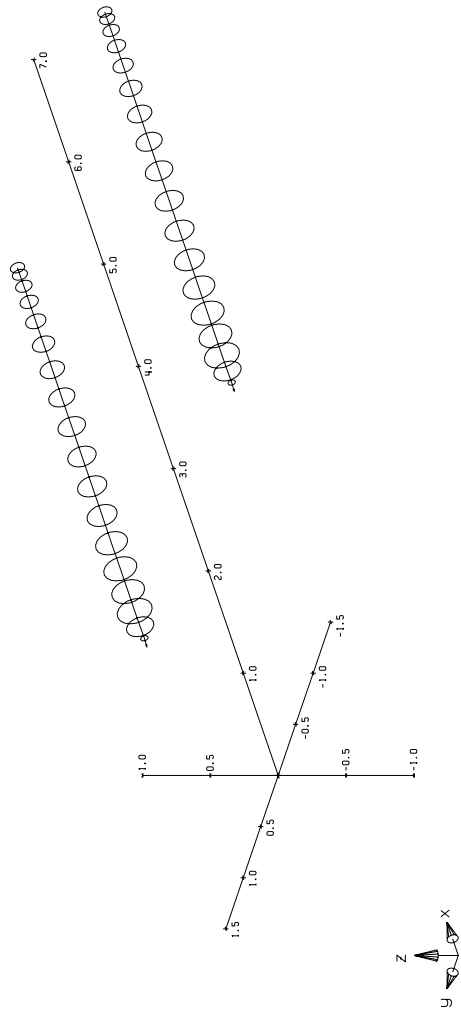
Di seguito è riportato il blocco di righe utilizzate per inserire nel file di input le due travi del velivolo:

```
#=====
BODY
Fuse pod
20 1.0
#
TRANSLATE
2.5 1.25 0.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
BFIL
BOOM.dat
#=====
```

Come per la fusoliera si è scelto di definire le singole travi con 20 sezioni, la cui distribuzione dei centri lungo l'asse X è stata definita con il parametro 1.

La parola chiave “*TRANSLATE*” è utilizzata per posizionare correttamente la trave a 2.5 metri lungo l'asse X e 1.25 metri lungo l'asse Y rispetto all'origine, mentre la parola chiave “*YDUPLICATE*” è utilizzata per creare una copia simmetrica della trave rispetto al piano Z-X.

L'ultima parola chiave di questo blocco: “*BFIL*”, è utilizzata per far richiamare dal programma il file *.dat*, nominato nella riga successiva, e contenente i dati caratteristici del corpo da inserire. A tal proposito è stato scritto il file “*BOOM.dat*” relativo ad una singola trave.



Azim = -45°
 Elev = 20°
 AVL 3.32 SCAUT-500

Figura 3-2 – Geometria delle travi dello SCAUT-500 in AVL

3.1.3 – L’ala

Continuando con la costruzione del file di input si mostrano ora i comandi utilizzati per introdurre l’ala del velivolo.

```
#=====
SURFACE
Wing
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
20          1.0      80      1.0
#
ANGLE
0.0
#
TRANSLATE
2.7 0.0 0.0
#=====
```

Come descritto in Tab. 3.1, la parola chiave principale “*SURFACE*” è utilizzata per far comprendere al programma che si sta definendo una superficie portante il cui nome è riportato nella riga successiva.

I termini “*Nchordwise*”, “*Cspace*”, “*Nspanwise*”, “*Sspace*” indicano rispettivamente, come descritto in Tab 3.1, il numero di vortici a staffa di cavallo nella direzione della corda, un parametro che ne caratterizza la spaziatura nella medesima direzione, il numero dei vortici a staffa di cavallo in direzione dell’apertura alare ed un parametro che caratterizza la spaziatura dei vortici nella direzione dell’apertura alare.

Avendo scelto di adoperare un angolo di calettamento dell’ala nullo la parola chiave “*ANGLE*” assumerà valore nullo.

Il comando “*TRANSLATE*” trasla il bordo d’attacco dell’ala di 2.7 metri rispetto all’origine del sistema di riferimento lungo l’asse X.

Per introdurre le superfici mobili presenti sull'ala è necessario suddividere quest'ultima in più sezioni lungo l'apertura, corrispondenti all'inizio ed alla fine di ogni superficie di controllo presente.

Ogni sezione va introdotta con la parola chiave "*SECTION*".

Xle, *Yle*, *Zle*, *Chord* descrivono rispettivamente le coordinate dell'origine della sezione d'ala e la sua corda alare.

"*AFILE*" è un comando che serve per richiamare il file .dat in cui sono raccolte le coordinate del profilo aerodinamico scelto per l'ala. Nello specifico il file è stato salvato come "*as.dat*" e corrisponde ad un profilo *NASA LS(1) - 0147*.

"*CLAF*" è un fattore di scala, lasciato in questo caso a valore unitario per non variare le caratteristiche del profilo descritto nel file *as.dat*.

La parola chiave "*CONTROL*" serve per introdurre la presenza, nella sezione in esame, di una superficie di controllo nominata e caratterizzata nella riga successiva.

Pertanto nelle sezioni in cui è presente l'alettone troveremo la scritta "aileron", mentre in quelle in cui sono presenti i flaps troveremo la scritta "falp". Entrambi i nomi sono seguiti dal valore del guadagno ad esso attribuito (negativo per l'ala sinistra e positivo per ala destra), dalla posizione dell'ascissa della cerniera espressa in percentuale della corda della sezione d'ala su cui è posta e le coordinate del vettore che fornisce l'asse attorno al quale far ruotare le superfici di controllo, per quest'ultimo si è scelto di utilizzare i valori 0. 0. 0. perché così facendo l'asse di rotazione coinciderà con la congiungente delle cerniere definite sezione per sezione.

```
#-----  
SECTION  
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace  
0.0 -3.953 0.35 1.054 0.0 0 0  
AFILE  
as.dat  
CLAF  
1.0  
#-----  
SECTION
```

```

#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -3.903 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
aileron -1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -2.303 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
aileron -1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -2.253 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -1.253 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -1.123 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE

```

```

as.dat
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -0.993 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 -0.373 0.35 1.054 0.0 0 0

AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 0.0 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 0.373 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 0.993 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec

```

```

CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 1.123 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 1.253 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 2.253 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec

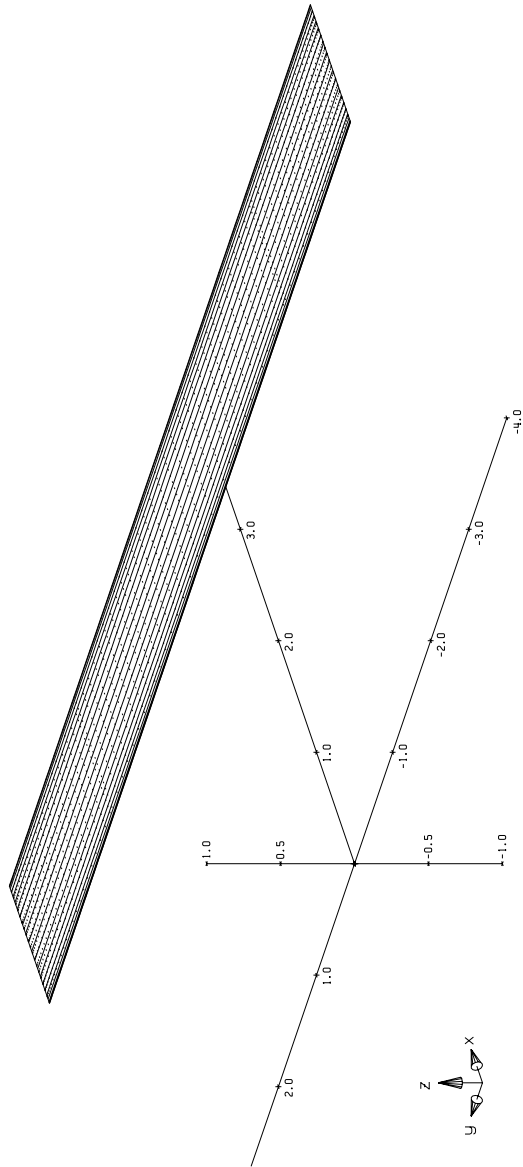
CONTROL
flap 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 2.303 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
aileron 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0

```

```

#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 3.903 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
#Cname Cgain Xhinge HingeVec
CONTROL
aileron 1.0 0.75 0.0 0.0 0.0
#
CLAF
1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 3.953 0.35 1.054 0.0 0 0
AFILE
as.dat
CLAF
1.0
#=====

```



Az,im = -45°
 Elev = 20°

AVL 3.32 SCAUT-500

Figura 3-3 – Geometria dell'ala dello SCAUT-500 in AVL

3.1.4 – Il piano di coda orizzontale

Il piano di coda orizzontale viene definito con procedura analoga a quanto visto nel caso dell'ala.

Questa volta però, per semplicità si è preferito definire solo metà della superficie portante per poi specchiarla sfruttando la simmetria della stessa.

Pertanto, nel blocco sotto riportato è possibile notare la presenza della parola chiave “YDUPLICATE” e del suo valore 0.0 assenti della modellizzazione dell'ala.

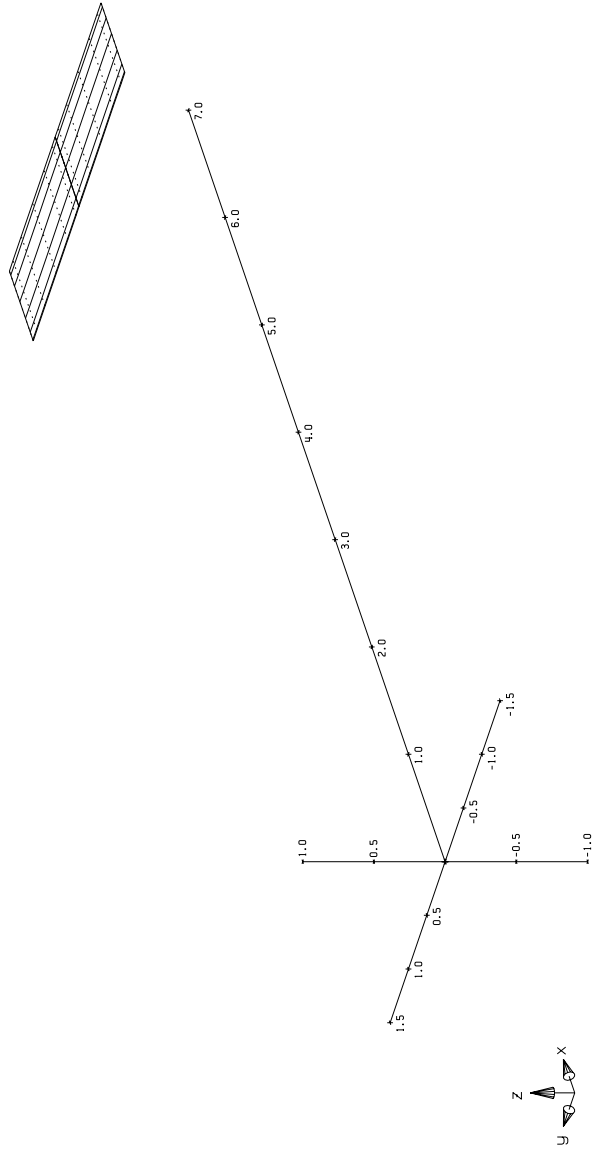
La parola chiave “ANGLE” invece è seguita da un valore -6.0 e corrisponde ai gradi di cui è ruotata tale superficie per introdurre il calettamento.

```
#=====
SURFACE
H-stab
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
6 1.0 6 1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
-6.0
#
TRANSLATE
6.1 0.0 0.1
#
#=====
```

Anche questa volta l'intera superficie è stata suddivisa in più sezioni, in alcune delle quali è facile individuare la presenza dell'equilibratore introdotto con il comando “CONTROL” seguito dal nome “elevator” e dai valori del guadagno (scelto positivo poiché ad un angolo positivo di equilibratore la superficie dovrà ruotare verso il basso), dalla posizione dell'ascissa della cerniera espressa in percentuale della corda e dalle coordinate dell'asse di cerniera.

Il profilo aerodinamico infine è stato inserito In ogni sezione sostituendo i comandi *AFILE* ed *as.dat*, presenti nella definizione dell'ala, con comandi *NACA* e *0012*. Il software AVL contiene infatti al suo interno un archivio con le coordinate dei profili NACA.

```
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 0.0 0.9 0.650 0. 0 0
NACA
0012
#Cname Cgain Xhinge HingeVec SgnDup
CONTROL
elevator 1.0 0.7 0.0 1.0 0.0 1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 1.15 0.9 0.650 0. 0 0
NACA
0012
#Cname Cgain Xhinge HingeVec SgnDup
CONTROL
elevator 1.0 0.7 0.0 1.0 0.0 1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 1.25 0.9 0.650 0. 0 0
NACA
0012
#=====
```



Az,im = -15°
Elev = 20°

AVL 3.32

SCAUT-500

Figura 3-4 – Geometria del piano orizzontale di coda dello SCAUT-500 in AVL

3.1.5 – I piani di coda verticali

A completamento della geometria del velivolo SCAUT 500 bisogna inserire nel file di input per la geometria del velivolo i due piani di coda verticali simmetrici rispetto al piano X-Z.

Anche questa volta si è utilizzata la parola chiave SURFACE per inserire la superficie chiamata V-stab r poiché quella definita è la singola superficie verticale destra poi rispecchiata sfruttando la simmetria della geometria.

Nelle singole sezioni questa volta al comando CONTROL seguirà la scritta rudder seguita dai valori già descritti nelle precedenti superfici di controllo.

Anche per questi due piani si è scelto di usare un profilo NACA 0012 inserito in ogni sezione come mostrato per lo stabilizzatore.

```
#=====
SURFACE
V-stab r
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
6 1.0 5 1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
TRANSLATE
5.4 0.0 0.1
#
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.0 1.25 0.0 0.794 0. 0 0
NACA
0012
#Cname Cgain Xhinge HingeVec SgnDup
```

```

CONTROL
rudder 1.0 0.5 0.0 0.0 1.0 1.0
#-----
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.709 1.25 0.9 0.520 0. 0 0

NACA
0012

#Cname Cgain Xhinge HingeVec SgnDup
CONTROL
rudder 1.0 0.5 0.0 0.0 1.0 1.0
#=====

```

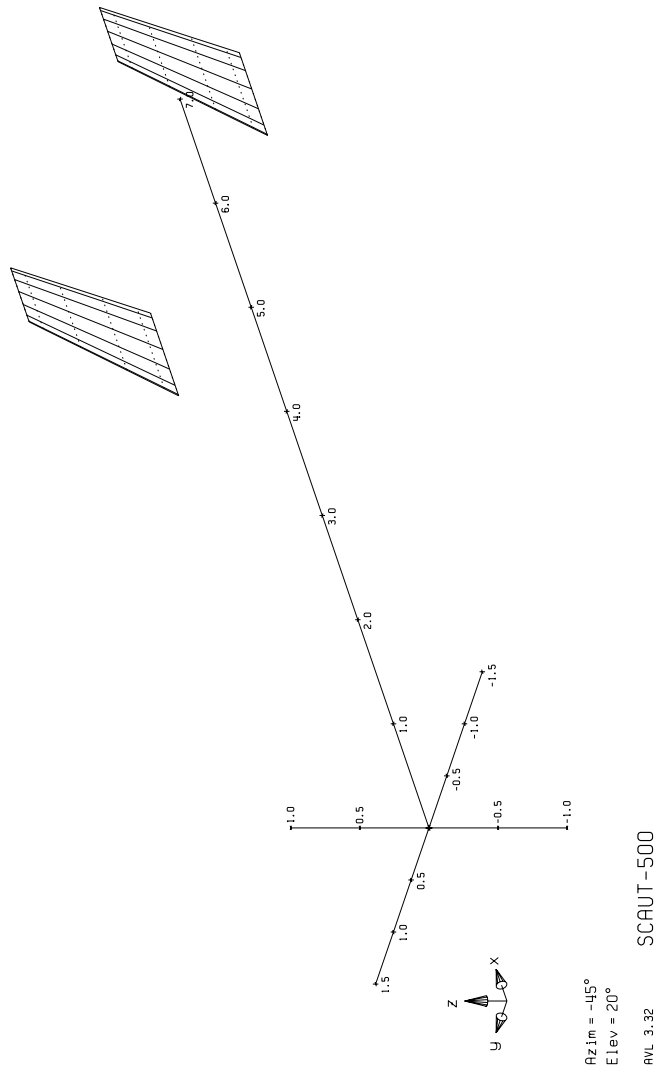


Figura 3-5 – Geometria dei piani verticali di coda dello SCAUT-500 in AVL

3.1.6 – Modello geometrico completo con AVL

Completata la scrittura del file di input “*scaut500.avl*” è stato possibile valutare la bontà del modello creato plottando l’immagine del velivolo riportata in seguito, aprendo AVL ed eseguendo i comandi:

```
>>LOAD  
>>scaut500.avl  
>>oper  
>>g
```

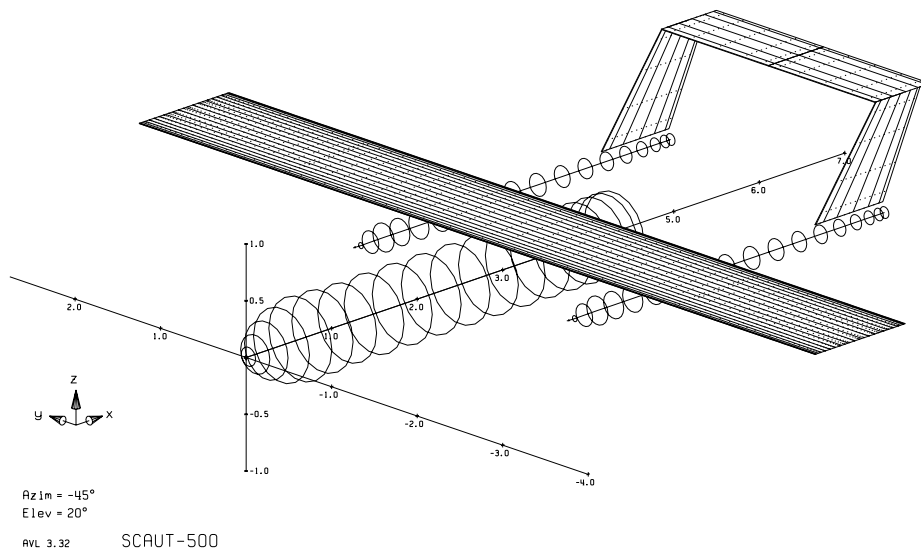


Figura 3-6 – Geometria completa dello SCAUT-500 in AVL

3.2 – Scrittura del file di input delle caratteristiche della simulazione (RUN file)

Il software AVL necessita, come accennato in precedenza, di un secondo file di testo salvato con estensione .run in cui sono raccolti valori delle variabili aerodinamiche che descrivono la condizione di volo da analizzare in una singola simulazione ed i parametri inerziali del velivolo.

Di seguito si riporta un esempio di tale file chiamato “*parametri.run*” (il file fa riferimento ad una condizione di volo a comandi nulli, incidenza nulla e velocità angolari di rollio, beccheggio ed imbardata adimensionalizzate nulle):

Run case 1: alpha0,de0,da0,dr0,p0,q0,r0

```
alpha -> alpha = 0.00000
beta -> beta = 0.00000
pb/2V -> pb/2V = 0.00000
qc/2V -> qc/2V = 0.00000
rb/2V -> rb/2V = 0.00000
aileron -> aileron = 0.00000
flap -> flap = 0.00000
elevator -> elevator = 0.00000
rudder -> rudder = 0.00000
```

```
alpha = 0.00000 deg
beta = 0.00000 deg
pb/2V = 0.00000
qc/2V = 0.00000
rb/2V = 0.00000
CL = 0.00000
CDo = 0.02770
bank = 0.00000 deg
elevation = 0.00000 deg
heading = 0.00000 deg
Mach = 0.12000
velocity = 40.000 Lunit/Tunit
```

density	=	1.22500	Munit/Lunit ³
grav.acc.	=	9.80000	Lunit/Tunit ²
turn_rad.	=	0.00000	Lunit
load_fac.	=	0.00000	
X_cg	=	2.76111	Lunit
Y_cg	=	0.00000	Lunit
Z_cg	=	0.00822	Lunit
mass	=	500.000	Munit
Ixx	=	469.664	Munit-Lunit ²
Iyy	=	798.682	Munit-Lunit ²
Izz	=	1191.50	Munit-Lunit ²
Ixy	=	0.00000	Munit-Lunit ²
Iyz	=	0.00000	Munit-Lunit ²
Izx	=	-79.950	Munit-Lunit ²

Per compilare tale file è stato necessario creare un modello CAD approssimato del velivolo, avvalendosi del software CATIA V5, per poter calcolare i momenti di inerzia e le coordinate del baricentro nella condizione di peso massimo utilizzando i dati geometrici mostrati nel capitolo 4.

Inoltre a fronte del limite operativo di AVL, consistente nel non fornire informazioni riguardo al coefficiente di resistenza parassita, è stato necessario calcolare, come mostrato nel capitolo 5, una stima dello stesso coefficiente da inserire nel file .run alla voce “*CDo*”.

Capitolo 4

Geometria del velivolo e modello CAD

Nel presente capitolo sono riportati i dati relativi alla forma e alle dimensioni delle superfici portanti e delle superfici mobili del velivolo necessari per le successive valutazioni e la costruzione del modello CAD mediante il software CATIA V5.

4.1 – Caratteristiche geometriche dell'ala

L'ala, le cui caratteristiche geometriche sono raccolte in Tab. 4.1, ha forma in pianta rettangolare e freccia nulla e monta un profilo NASA LS(1)-0417 mostrato in Fig. 4-1.

Apertura (b)	7.906 m
Superficie (S)	8.33 m ²
Carico alare (W/S) (MOTOW=500 kg)	60 kg/m ²
Allungamento alare ($AR=b^2/S$)	7.5
Corda (c)	1.054 m

Tabella 4.1 - Caratteristiche geometriche dell'ala

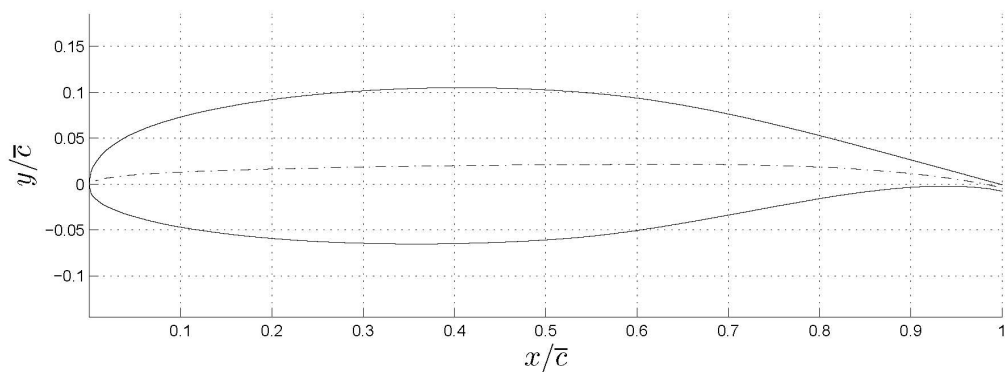


Figura 4-1 – Profilo NASA LS(1)-0417

Spessore percentuale t/c	0.17
Punto di massimo spessore percentuale $(x/c)_{t/c \max}$	0.4
Curvatura percentuale h/c	0.02
Punto di massima curvatura $(x/c)_{h/c \max}$	0.65
Pendenza della curva di portanza $C_{l\alpha}$	6.87 rad^{-1}
Coefficiente di portanza massimo $C_{l \max}$ a $Re=2 \times 10^6$	1.6
α_{\max} , angolo di incidenza di portanza massima rispetto alla direzione di portanza nulla	20°
Coefficiente di momento longitudinale a portanza nulla C_{m0}	-0.10
$\alpha_{l=0}$ angolo di incidenza di portanza nulla rispetto alla corda	-4°

Tabella 4.2 - Caratteristiche aerodinamiche del profilo NASA LS(1)-0417

4.2 – Caratteristiche geometriche dei flap

Il sistema di ipersostentazione è costituito da due *plain flap*, di forma rettangolare, per semiala.

I flap più vicini alla *center line* sono detti di inboard, quelli più esterni di outboard.

Essi hanno le caratteristiche geometriche riportate in Tab. 4.3.

Apertura del flap di inboard (ognuno) ($b_{f IN}/2$)	0.600 m
Apertura del flap di outboard (ognuno) ($b_{f OUT}/2$)	1.000 m
Corda media del flap di inboard ($c_{f IN}$)	0.300 m=28% <i>c</i>
Corda media del flap di outboard ($c_{f OUT}$)	0.300 m=28% <i>c</i>
Superficie del flap di inboard (ognuno) ($S_{f IN}$)	0.180m ²
Superficie del flap di outboard (ognuno) ($S_{f OUT}$)	0.300m ²
Distanza $b_1/2$ (v. Fig. 4-2)	0.423m
Distanza $b_2/2$ (v. Fig. 4-2)	1.023m
Distanza $b_3/2$ (v. Fig. 4.2)	1.253m
Distanza $b_4/2$ (v. Fig. 4.2)	2.253m
Escursione angolare del flap di inboard	60°
Escursione angolare del flap di outboard	60°

Tabella 4.3 - Caratteristiche geometriche dei flap

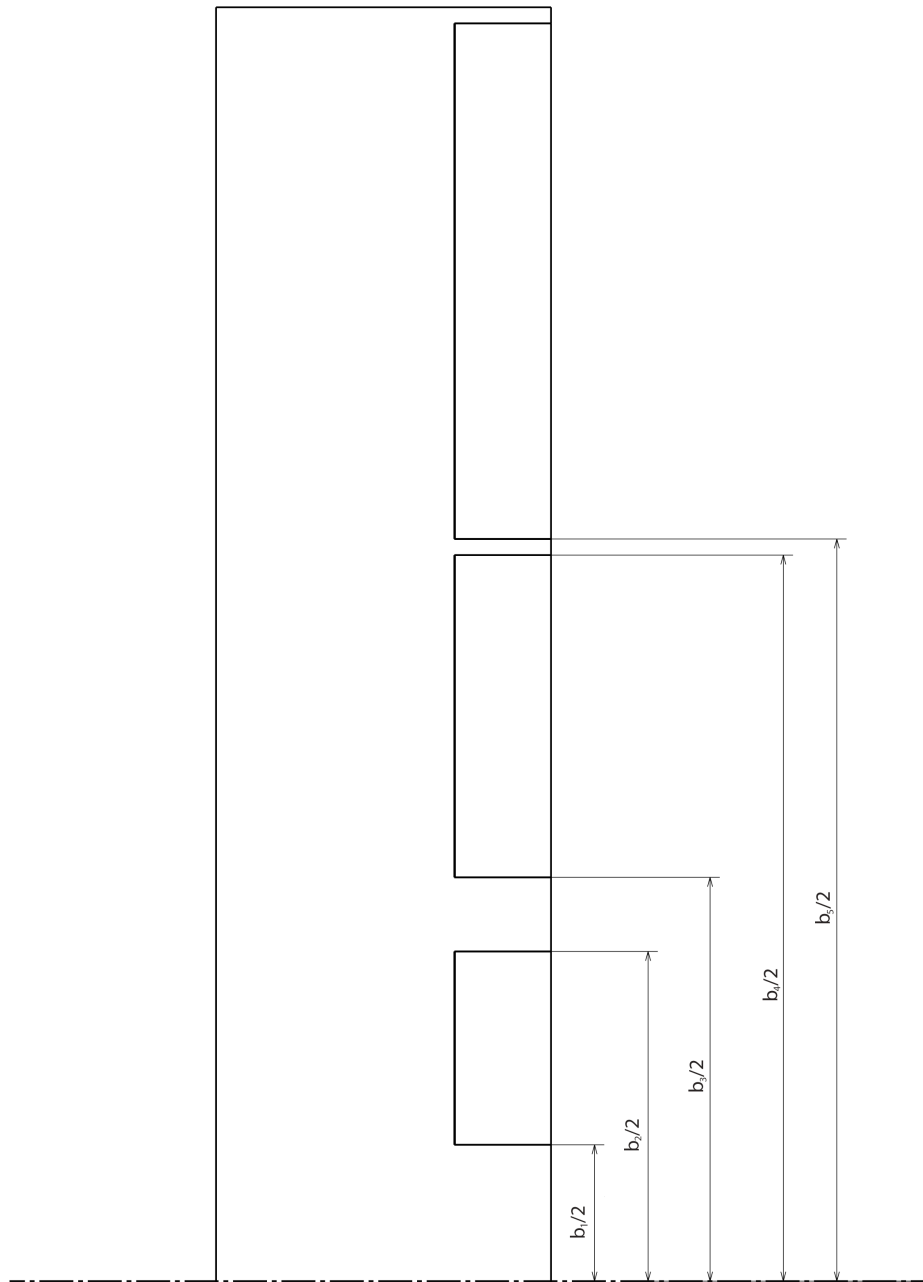


Figura 4-2 – Definizione delle quote b_1 , b_2 , b_3 , b_4 , b_5 delle superfici mobili dell'ala

4.3 – Caratteristiche geometriche degli alettoni

Le caratteristiche geometriche degli alettoni sono riportate in Tab. 4.4.

Distanza $b_s/2$ (v. fig. 4-2)	2.303 m
Apertura (b_a)	1.600 m
Corda (c_a)	0.300 m
Superficie (S_a)	0.480 m ²
Escursione angolare	$\pm 30^\circ$

Tabella 4.4 - Caratteristiche geometriche degli alettoni

4.4 – Caratteristiche della superficie orizzontale di coda

La superficie orizzontale di coda monta un profilo NACA 0012 riportato in Fig. 4-3 ed ha forma in pianta rettangolare, con le caratteristiche geometriche riportate in Tab. 4.5.

Apertura (b_H)	2.500 m
Superficie (S_H)	1.625 m ²
Allungamento alare ($AR_H = b_H^2/S_H$)	3.846
Corda (c_H)	0.650 m
Distanza orizzontale $\bar{c}/4$ ala - c.a. coda orizz. (X_H)	3.3 m
Distanza verticale $\bar{c}/4$ ala - c.a. coda orizz. (Z_H)	0.855 m
Volume di coda orizzontale (V_H)	0.610

Tabella 4.5 - Caratteristiche geometriche della superficie orizzontale di coda

4.5 – Caratteristiche geometriche dell'equilibratore

L'equilibratore ha le caratteristiche geometriche riportate in Tab. 4.6.

Apertura (b_e)	2.300 m
Corda (c_e)	0.217 m
Superficie (S_e)	0.5 m ²
Escursione angolare	$\pm 30^\circ$

Tabella 4.6 - Caratteristiche geometriche dell'equilibratore

4.6 – Caratteristiche geometriche delle superfici verticali di coda

Le superfici verticali di coda montano anch'esse un profilo NACA 0012 ed hanno forma in pianta a freccia rastremata. Le relative caratteristiche geometriche, tutte riferite a una sola superficie, sono riportate in Tab. 4.7.

Apertura (ognuno) (b_V)	0.900 m
Superficie (ognuno) (S_V)	0.621 m
Allungamento alare ($AR_V = b_V^2/S_V$)	1.93
Corda alla radice (c_{rV})	0.860 m
Corda all'estremità (c_{tV})	0.520 m
Corda media aerodinamica (\bar{c}_V)	0.704 m
Rastremazione ($\lambda_V = c_{tV}/c_{rV}$)	0.6

Distanza orizzontale $\bar{c}/4$ ala - c.a. coda vert. (X_V)	2.588 m
Distanza verticale $\bar{c}/4$ ala - c.a. coda vert. (Z_V)	0.42 m
Volume di coda verticale (V_V)	0.027
Angolo di freccia al b.a. ($\Lambda_{V.L.E.}$)	47.3°
Angolo di freccia a c/4 ($\Lambda_{V.c/4}$)	44.7°
Angolo di freccia a c/2 ($\Lambda_{V.c/2}$)	41.8°
Angolo di freccia al b.u. ($\Lambda_{V.T.E.}$)	35.2°

Tabella 4.7 - Caratteristiche geometriche della superficie verticale di coda

4.7 – Caratteristiche del timone di direzione

Il timone di direzione ha le caratteristiche riportate in Tab. 4.8.

Apertura (b_r)	0.613 m
Superficie (S_r)	0.128 m ²
Corda (c_r)	0.210 m
Escursione angolare	±30°

Tabella 4.8- Caratteristiche geometriche del timone di direzione

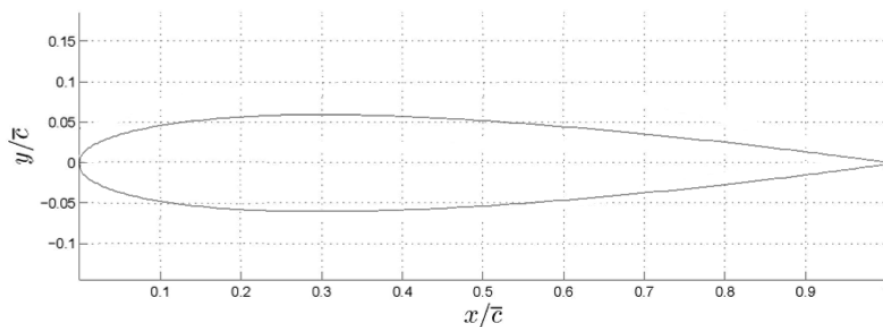


Figura 4-3- Profilo NACA 0012

4.8 – Ulteriori componenti e sistemi presenti sul velivolo

Nella Tab 4.9 sono elencati i pesi e le distanze dei baricentri delle ulteriori componenti presenti sul velivolo.

Il centraggio longitudinale del velivolo è stato effettuato con lo scopo di minimizzare lo spostamento del CG al variare della quantità di carburante imbarcata e/o consumata.

Il peso massimo risulta di circa 484 kg.

Considerando una quantità di carburante di circa 20 kg necessaria per una autonomia di circa 1h si ottiene un peso minimo operativo di circa 450 kg.

Considerando inoltre una quantità di carburante non consumabile di 1 kg, il peso a vuoto risulta di circa 437 kg.

COMPONENTE	PESO	X
	(kg)	(m)
Motore+elica+attuatori	75,00	3,80
Fusoliera	70,00	2,00
Carrello posteriore	30,00	3,20

Carrello anteriore (autoallineante)	15,00	0,60
Paracadute con attuatore	12,00	2,20
Batterie (175x175x200) (2)	20,00	0,50
Telecamere (3)	2,00	0,25
Air Data System (2)	1,70	0,45
Avionica	29,40	1,10
Payload	40,00	1,70
Carburante	50,00	3,20
Serbatoio+pompe	6,00	3,30

Tabella 4.9 – Pesì delle principali componenti e distanze dei loro baricentri dal naso della fusoliera

La differenza fra i pesi operativi massimo e minimo è dovuta solo al diverso peso di carburante imbarcato e, eventualmente, a modeste variazioni del peso del carico utile con trascurabili effetti sulla posizione del baricentro (dell'ordine dello 0.03%).

Pertanto la rispondenza ad ogni condizione di carico strutturale e ad ogni requisito di volo previste nei documenti di riferimento è stata cautelativamente valutata per un peso massimo di 500 kg con posizione del CG al 23% di cma.

4.9 – Realizzazione del modello CAD

Sulla base delle caratteristiche fin qui presentate, è stato possibile realizzare il modello CAD dello SCAUT 500 per risalire ai suoi momenti d'inerzia ed alla posizione del baricentro, necessari per compilare il file .run.

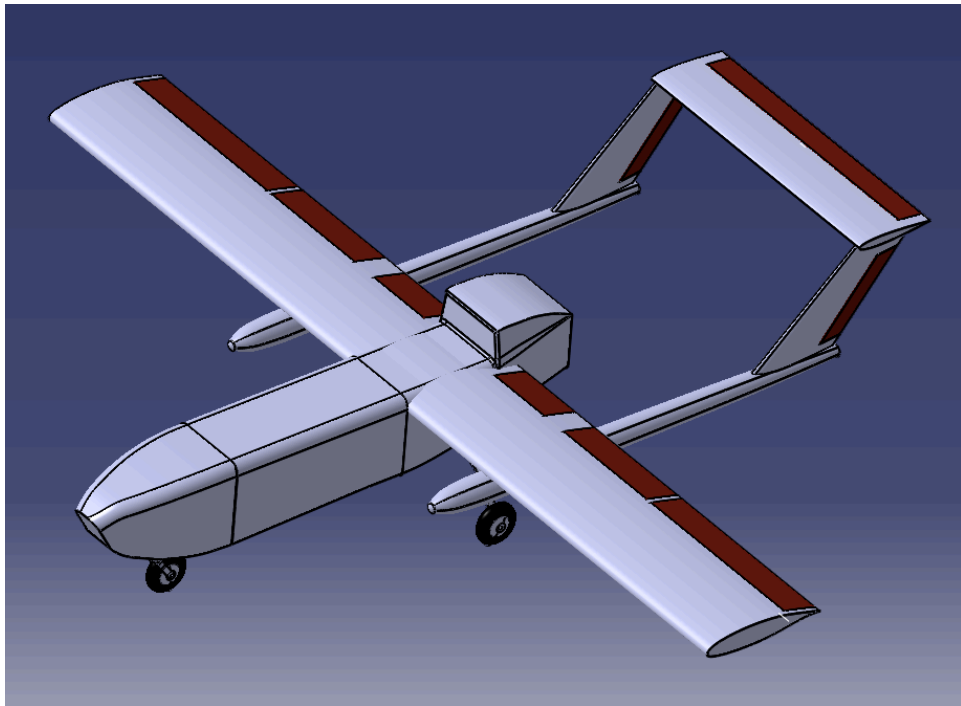


Figura 4-4- Rappresentazione del modello CAD dello SCAUT-500

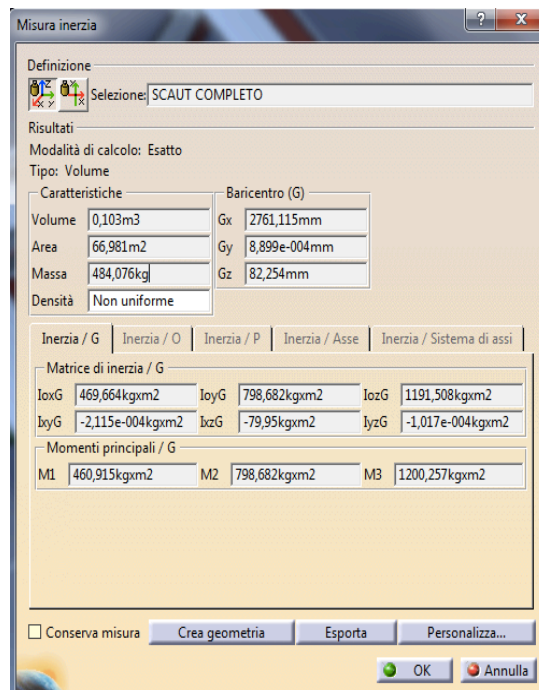


Figura 4-5- Misura inerzia del modello CAD dello SCAUT-500

Capitolo 5

Calcolo del coefficiente di resistenza parassita

Il coefficiente di resistenza parassita del velivolo completo C_{D0} è stato effettuato seguendo la procedura riportata in [1], sommando i contributi delle varie parti del velivolo, ovvero:

$$C_{D0} = C_{D0W} + C_{D0F} + C_{D0TC} + C_{D0H} + C_{D0V} + C_{D0LG} \quad (5.1)$$

essendo:

C_{D0W} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla dell'ala

C_{D0F} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla della fusoliera

C_{D0TC} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla delle travi di coda

C_{D0H} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla della coda orizzontale

C_{D0V} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla delle code verticali

C_{D0LG} = coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla dei carrelli

In tali coefficienti sono inglobati i contributi dovuti all'interferenza fra le diverse parti.

5.1 – Calcolo di C_{D0W}

Il coefficiente C_{D0W} può essere calcolato come

$$C_{D0W} = R_{WF} R_{LS} c_{fW} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wetW}}{S} \quad (5.2)$$

nella quale:

R_{WF} = fattore di interferenza ala-fusoliera

R_{LS} = fattore di correzione per la superficie portante

c_{fW} = coefficiente di attrito per l'ala per il caso di lastra piana e flusso turbolento

L' = parametro legato alla posizione dello spessore massimo percentuale del profilo

t/c = spessore massimo percentuale del profilo = 0.17

S_{wetW} = superficie bagnata dell'ala $2 \times (7.96 - 0.7) \times 1.05 = 15.24 \text{ m}^2$

S = superficie alare = 8.33 m^2

Il fattore di interferenza ala-fusoliera può essere ricavato dalla Fig. 5-1, essendo:

l_F = lunghezza fusoliera = 4.238m

U_1 = velocità di riferimento, pari all'80% di $V_{max} = 40 \text{ m/s}$

$$R_{Nfus} = \frac{U_1 l_F}{\nu} = 1.13 \times 10^7$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

$$\nu = 145 \times 10^{-7}$$

Dal primo grafico si ottiene:

$$R_{WF} = 1.07$$

Il fattore di correzione della superficie portante R_{LS} può essere ricavato dal secondo grafico di figura, essendo:

$$(x/c)_{t/c_{\max}} = 0.40$$

$$\cos(\Lambda_{t/c_{\max}}) = 1$$

$$U_1 = \text{velocità di riferimento pari all'80\% di } V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

Si ottiene quindi:

$$R_{LS} = 1.07$$

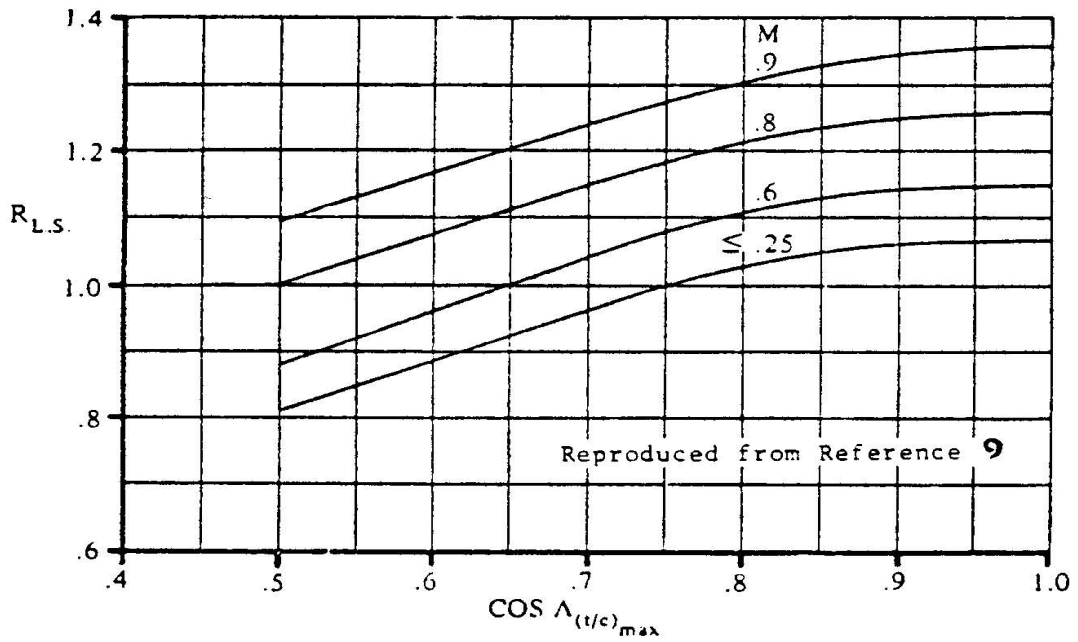
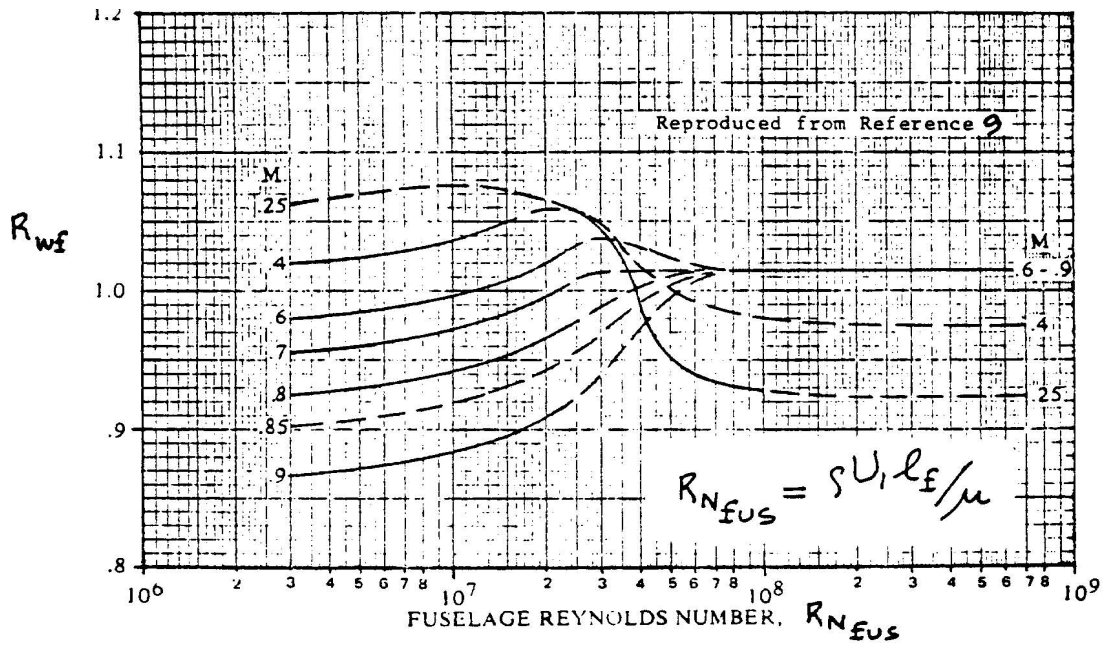


Fig.5-1 - Grafici per la valutazione di R_{WF} e R_{LS} (tratte da [1])

Il coefficiente di attrito per l'ala per il caso di lastra piana e flusso turbolento c_{fw} può essere ricavato dalla Fig. 6-2, essendo:

$$c = 1.054 \text{ m}$$

$$U_1 = \text{velocità di riferimento, pari all'80\% di } V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$R_N = \frac{U_1 c}{\nu} = 2.9 \cdot 10^6$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

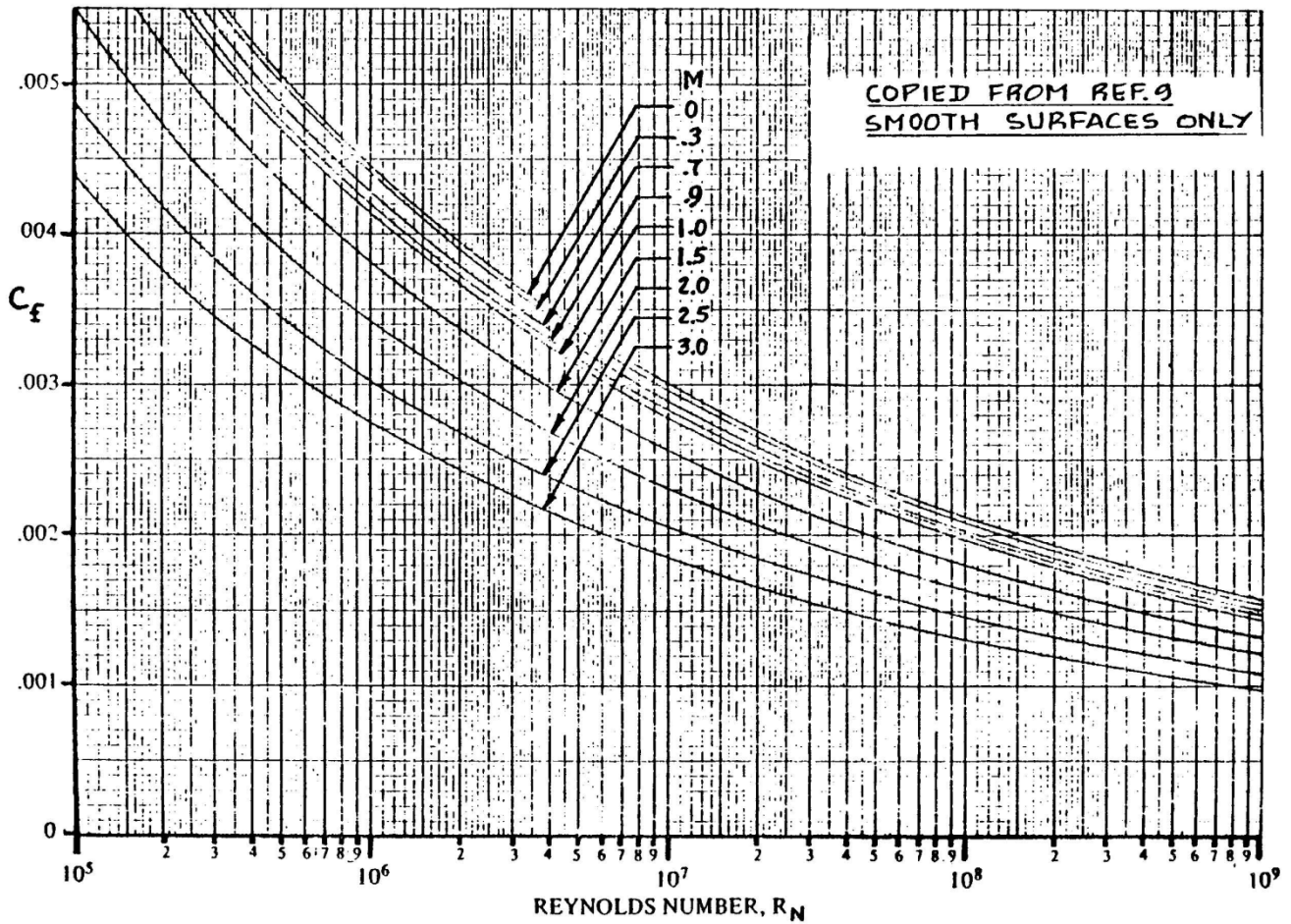


Fig. 5-2 - Coefficiente c_{fw} necessario al calcolo di c_{d0w} (tratta da [1])

Dal grafico si ottiene

$$c_{fw} = 0.0036$$

Il parametro legato alla posizione dello spessore massimo percentuale del profilo L' può essere ricavato dalla Fig. 6-3, essendo $(x/c)_{t/c \max} = 0.40$.

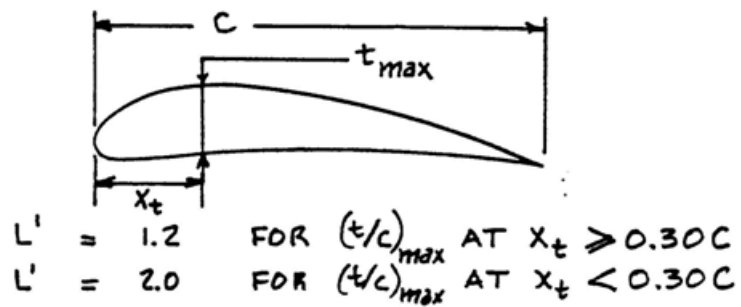


Figura 5-3 – Valutazione parametro L' (tratta da[1])

Si ottiene

$$L' = 1.2$$

Dalla (5.2) il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla dell'ala risulta quindi:

$$C_{D0W} = 0.0096$$

5.2 – Calcolo di C_{D0F}

Il coefficiente C_{D0F} può essere calcolato come

$$C_{D0F} = C_{D0F-base} + C_{DbaseF} = R_{WF} c_{fF} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_F}{d_F}\right)^3} + 0.0025 \left(\frac{l_F}{d_F}\right) \right] \frac{S_{wetF}}{S} + C_{DbaseF} \quad (5.3)$$

dove:

$C_{D0F-base}$ = coefficiente C_{D0F} a meno del contributo di base

C_{DbaseF} = coefficiente di resistenza di base della fusoliera

R_{WF} = fattore di interferenza ala-fusoliera=1.07

c_{fF} = coefficiente di attrito per la fusoliera per il caso di lastra piana e flusso turbolento

l_F = lunghezza della fusoliera=4.1m

S_F = area della sezione principale della fusoliera=0.49m²

d_F = diametro equivalente della sezione principale della fusoliera = $\sqrt{\frac{4}{\pi} S_F}$ = 0.79m

S_{wetF} = superficie bagnata della fusoliera=11 m²

S =8.33 m²

Il coefficiente di attrito per la fusoliera per il caso di lastra piana e flusso turbolento c_{fF} può essere ricavato dalla Fig. 5-2, essendo:

$$l_F = 4.238 \text{ m}$$

$$U_1 = \text{velocità di riferimento, pari all'80\% di } V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$R_N = \frac{U_1 l_F}{\nu} = 1.11 \cdot 10^7$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

Dal grafico si ottiene:

$$c_{\text{FF}}=0.0029$$

Risulta quindi:

$$C_{\text{D0F-base}} = 0.0059$$

Il contributo della resistenza di base può essere calcolato come:

$$C_{\text{DbaseF}} = \frac{0.029 \left(\frac{d_b}{d_F} \right)^3 \frac{S_F}{S}}{\left[C_{\text{D0F-base}} \left(\frac{S}{S_F} \right) \right]^{\frac{1}{2}} S} \quad (5.4)$$

dove:

$$S_b = \text{area della sezione di base della fusoliera} = 0.29\text{m}^2$$

$$d_b = \text{diametro equivalente della sezione di base della fusoliera} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_b} = 0.61\text{m}$$

$$d_F = 0.79\text{m}$$

$$S_F = 0.49\text{m}^2$$

$$C_{\text{D0F-base}} = 0.0059$$

Si ottiene quindi:

$$C_{\text{DbaseF}} = 0.0026$$

La (5.4) non tiene conto dell'ulteriore contributo di resistenza dovuto alla zona di sottopressione agente sulla superficie di base a causa del picco di aspirazione sul dorso delle pale dell'elica.

Dalla (5.3) il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla della fusoliera risulta quindi:

$$C_{D0F}=0.0085$$

5.3 – Calcolo di C_{D0TC}

Il coefficiente C_{D0TC} può essere calcolato con le (5.3) e (5.4), sostituendo ai parametri relativi alla fusoliera quelli di ciascuna trave di coda, e cioè:

$$\begin{aligned} l_{TC} &= 3.750\text{m} \\ d_{TC} &= 0.24\text{m} \\ S_{TC} &= \pi(d_{TC}/2)^2 = 0.045\text{m}^2 \\ S_{wetTC} &= 2.83\text{m}^2 \\ S &= 8.33 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Il valore complessivo sarà dato dalla somma dei contributi delle due travi.
Il fattore di interferenza ala-trave di coda può essere calcolato dalla Fig. 5-1, essendo:

$$\begin{aligned} U_1 &= \text{velocità di riferimento, pari all'80\% di } V_{\max} = 40\text{m/s} \\ R_{NTC} &= \frac{U_1 l_T C}{v} = 1.05 \times 10^7 \\ M &= \frac{U_1}{a} = 0.12 \end{aligned}$$

Dal grafico si ottiene

$$R_{WTC} = 1.07$$

Il coefficiente di attrito per la trave di coda per il caso di lastra piana e flusso turbolento c_{fTC} può invece essere ricavato Fig. 5-2, ottenendo:

$$c_{fTC} = 0.003$$

Si ottiene così:

$$C_{D0TC-base} = 0.0011$$

$$C_{DbaseTC} = 0.000088$$

Sommando i contributi delle due travi, il coefficiente di resistenza parassita a portanza di esse risulta:

$$C_{D0TC} = 2(0.0011 + 0.000088) = 0.00237$$

5.4 – Calcolo di C_{D0H}

Per il calcolo di C_{D0H} si procede in modo analogo a quanto visto per l'ala, sostituendo nella (5.2) i parametri relativi alla coda orizzontale e trascurando gli effetti di interferenza.

Si ha:

$$R_{WF} = 1$$

$$t/c = 0.12$$

$$(x/c)_{t/c \max} = 0.295$$

$$\Lambda_H = 0$$

$$S_H = 1.625 \text{ m}^2$$

$$c_H = 0.650 \text{ m}$$

$$S_{\text{wetH}} \approx 2S_H = 3.25 \text{ m}^2$$

$$S = 8.33 \text{ m}^2$$

$$U_1 = \text{velocità di riferimento, pari all'80\% di } V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$R_{NH} = \frac{U_1 c_H}{\nu} = 1.79 \cdot 10^6$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

Il fattore di correzione della superficie portante R_{LS} può essere ricavato dalla Fig. 5-1, ottenendo:

$$R_{LS} = 1.07$$

Il coefficiente di attrito per la coda orizzontale per il caso di lastra piana e flusso turbolento c_{fH} può essere invece ricavato dalla Fig. 5-2, ottenendo:

$$c_{fH} = 0.00387$$

Il parametro legato alla posizione dello spessore massimo percentuale del profilo L' può essere ricavato dalla Fig. 5-3, ottenendo:

$$L'=2.0$$

Dalla (5.2) il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla della coda orizzontale risulta

$$C_{\text{DOH}}=0.0021$$

5.5 – Calcolo di C_{D0V}

In modo analogo a quanto visto al paragrafo precedente si calcola il coefficiente di resistenza a portanza nulla delle code verticali C_{D0V} , sommando i contributi delle due code.

Per il caso in esame si ha:

$$R_{WF} = 1$$

$$t/c = 0.12$$

$$(x/c)_{t/c \max} = 0.295$$

$$\Lambda_{V t/c \max} \approx \Lambda_{V c/4} = 50^\circ$$

$$S_V = 0.42 \text{ m}^2$$

$$\bar{c}_V = 0.702 \text{ m}$$

$$S_{\text{wet}V} \approx 2S_V = 0.82 \text{ m}^2$$

$$S = 8.33 \text{ m}^2$$

$$U_1 = \text{velocità di riferimento, pari all'80\% di } V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$R_{NV} = \frac{U_1 \bar{c}_V}{\nu} = 2.3 \cdot 10^6$$

$$M = \frac{U_1}{a} = 0.12$$

Il fattore di correzione della superficie portante R_{LS} può essere ricavato dalla Fig. 5-1, ottenendo:

$$R_{LS} = 0.92$$

Il coefficiente di attrito per la coda verticale per il caso di lastra piana e flusso turbolento c_{fV} può essere invece ricavato dalla Fig. 5-2, ottenendo:

$$c_{fTV}=0.0039$$

Il parametro legato alla posizione dello spessore massimo percentuale del profilo L' può essere ricavato dalla Fig. 5-3, ottenendo:

$$L'=2.0$$

Dalla (5.2) il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla delle code verticali risulta:

$$C_{D0H}=2 \times 0.00045 = 0.0009$$

5.6 – Calcolo di C_{D0LG}

Il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla dei carrelli C_{D0LG} è dato dalla somma dei contributi del carrello principale e di quello anteriore

$$C_{D0LG} = \sum_{k=1}^2 \left(C_{D0LG_k} \frac{S_{gear_k}}{S} \right) \quad (5.5)$$

dove S_{gear_k} è l'area della sezione trasversale della ruota del carrello.

Entrambi i carrelli montano ruote aventi le seguenti dimensioni, riprese da aeroplani di pesi e dimensioni simili:

$$\begin{aligned} b_t &= 0.09\text{m} \\ D_t &= 0.35\text{m} \end{aligned}$$

e quindi risulta

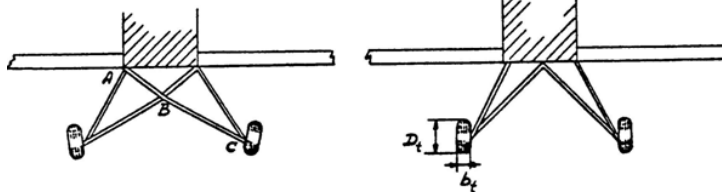
$$S_{gear} = b_t \times D_t = 0.0315\text{m}^2$$

Il valore di $C_{D0LG_{principale}}$ può essere ricavato dalla Fig. 5-4 considerando una configurazione di tipo 2, ottenendo:

$$C_{D0LG_{principale}} = 0.565$$

Note: 1. All C_D values are referenced to $b \times D_t$ and are valid for $C_L = 0$
 2. All landing gears shown in this figure are assumed to have streamlined tires such as shown in Figure 4.57

TYPE 1



Effect of streamlining

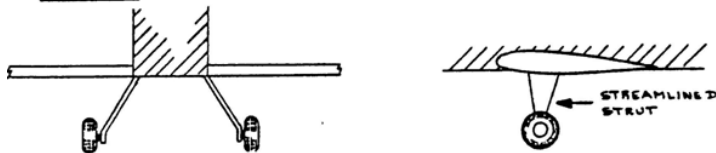
- Non streamlined struts : $C_D = 2.56$
- Streamlined struts : $C_D = 1.11$
- Struts also streamlined at intersections A and B : $C_D = 0.93$
- Struts also streamlined at intersections A, B and C : $C_D = 0.85$

Effect of wheel fairings as shown in Figure 4.57

- Fairing type A : $C_D = 1.15$
- Fairing type B : $C_D = 1.05$
- Fairing type C : $C_D = 0.71$

COPIED FROM REF. 21

TYPE 2



- Without wheel fairing : $C_D = 0.565$
- With fairing type B : $C_D = 0.54$
- With fairing type C : $C_D = 0.49$

as shown in Figure 4.57

Figura 5-4 - Valutazione di $C_{D0LG_{principale}}$

Il valore di $C_{D0LG_{anteriore}}$ può invece essere ricavato dalla Fig. 5-5, note le seguenti quantità ricavate dal modello CAD del velivolo:

- $e=0.57m$
- $e/D_t=1.63$
- $a=1.24m$
- $a/D_t=3.54$

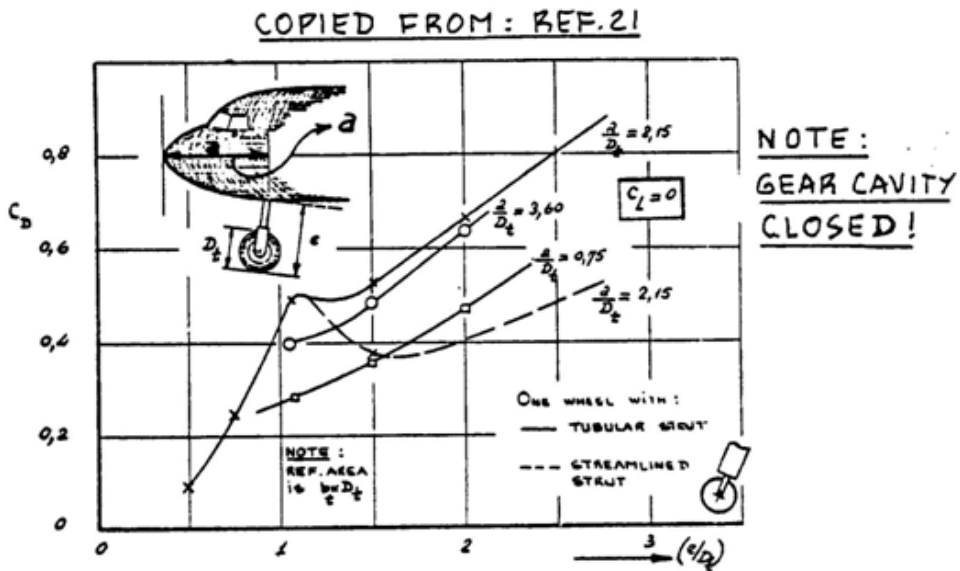


Figura. 5-5 - Valutazione di $C_{D0LG_{anteriore}}$

Si ottiene:

$$C_{D0LG_{anteriore}} = 0.5$$

Dalla 5.5 il coefficiente di resistenza parassita a portanza nulla dei carrelli risulta quindi:

$$C_{D0LG} = (0.565 + 0.5) \frac{0.0315\text{m}^2}{8.33\text{m}^2} = 0.00402$$

5.7 – C_{D0} complessivo

Sommando tutti i vari contributi calcolati in questo paragrafo si ricava dalla (5.1)

$$C_{D0} = 0.0277$$

Capitolo 6

Procedura per una singola simulazione con AVL

Nel presente capitolo viene descritta la procedura adottata nell'utilizzo di AVL al fine di operare una singola simulazione aerodinamica secondo i parametri raccolti nel file di input "*parametri.run*".

Per caricare in AVL il file di input geometrico relativo allo SCAUT-500 occorre digitare nella finestra di dialogo del programma il comando:

```
>>load scaut500.avl
```

Da tale operazione si genera la schermata riportata in Fig. 6-1 nella quale è possibile controllare l'esito della lettura del file e verificare la costruzione in AVL delle singole parti del velivolo definite nel file di input geometrico.

Qualora l'operazione non fosse eseguita con successo una voce d'errore segnalerebbe, dopo la voce "Building", l'impossibilità della lettura del file di input.

```

Caveat computer
=====
=====
Quit      Exit program
.OPER     Compute operating-point run cases
.MODE     Eigenvalue analysis of run cases
.TIME     Time-domain calculations

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

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

.PLOP     Plotting options
NAME s    Specify new configuration name

AVL  c>  load scaut2.avl

Reading file: scaut2.avl ...

Configuration: SCAUT-500

Building body: Fuse pod
Reading body shape from file: BOOM.dat

Building duplicate image-body: Fuse pod <YDUP>

Building surface: Wing
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat
Reading airfoil from file: as.dat

Building surface: H-stab
Building duplicate image-surface: H-stab <YDUP>

Building surface: U-stab r
Building surface: U-stab l

Building body: Fuse pod
Reading body shape from file: fuseSCAUT.dat

Mach = 0.1200 <default>
Nbody = 3      Nsurf = 5      Nstrp = 102      Nvor = 1732

Initializing run cases...

AVL  c>

```

Figura 6-1 – Prompt dei comandi AVL dopo aver digitato il comando >>load scaut500.avl

Il secondo passo è poi quello di caricare il file *parametri.run*; per far ciò bisogna utilizzare il comando CASE come mostrato nella riga di comando successiva:

>>CASE *parametri.run*

Terminati i passaggi precedenti è possibile accedere al menù delle operazioni consentite da AVL riguardanti la condizione di volo da analizzare digitando:

>>oper

```

AVL  c> oper
-----
Operation of run case 1/1: alpha0 ds0 dq0
-----
variable          constraint
-----
A lpha            ->  alpha    =  0.000
B eta             ->  beta     =  0.000
R oll rate        ->  pb/2U   =  0.000
P itch rate       ->  qc/2U   =  0.000
Y aw rate         ->  rb/2U   =  0.000
D1 aileron        ->  aileron  =  0.000
D2 flap           ->  flap     =  0.000
D3 elevator       ->  elevator =  0.000
D4 rudder         ->  rudder  =  0.000
-----

C1 set level or banked horizontal flight constraints
C2 set steady pitch rate (looping) flight constraints
M odify parameters

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

eX ecute run case           I nitialize variables

G eometry plot              T refftz Plane plot

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

.OPER (case 1/1)  c>

```

Figura 6-2 – Prompt dei comandi AVL dopo aver digitato il comando >>oper

Nonostante i valori dei parametri siano già stati definiti nel file parametri.run, AVL permette di apportare delle ulteriori modifiche direttamente da tale menù prima di eseguire i calcoli di simulazione.

Digitando ad esempio:

>>a a

sarà possibile cambiare il valore dell'incidenza definita nel file di input per inserirne uno nuovo.

Digitando invece una singola "a", AVL mostrerà una lista di vincoli tra cui scegliere per impostare la modalità di calcolo del nuovo valore dell'incidenza come mostrato in Fig 6-3.

```
.OPER (case 1/1)  c> a
-----
constraint      value
-----
-> A  alpha      =  0.000
    B  beta       =  0.000
    R  pb/2U     =  0.000
    P  qc/2U     =  0.000
    Y  rb/2U     =  0.000
    C  CL        =  0.000
    S  CY        =  0.000
    RM Cl roll mom =  0.000
    PM Cm pitchmom =  0.000
    YM Cn yaw mom  =  0.000
    D1 aileron    =  0.000
    D2 flap       =  0.000
    D3 elevator   =  0.000
    D4 rudder     =  0.000
-----
Select new constraint,value for alpha      c>
```

Figura 6-3 – Prompt dei comandi AVL per la scelta dei vincoli con cui calcolare l'angolo di incidenza.

Con procedura analoga si potrà intervenire sull'angolo di deriva, sulle velocità angolari di rollio, beccheggio ed imbardata, e sugli angoli di rotazione di alettoni, flaps, equilibratore e timone.

Dopo aver controllato in Fig. 6-2 che i valori delle variabili corrispondano a quelli salvati nel file parametri.run, è possibile eseguire la simulazione digitando:

>>x

Al termine delle operazioni di calcolo necessarie al software per elaborare i risultati, nel prompt di AVL verrà mostrata la schermata riportata in Fig. 6-4.

```

Sref = 0.3300      Cref = 1.0540      Bref = 7.9060
Xref = 2.7611      Yref = 0.0000      Zref = 0.02200E-02

Standard axis orientation, X fwd, Z down
Run case: alpha0 de0 dq0

Alpha = 0.00000    pb/2U = 0.00000    p'b/2U = 0.00000
Beta  = 0.00000    qc/2U = 0.00000    q'b/2U = 0.00000
Mach  = 0.120      rh/2U = 0.00000    r'b/2U = 0.00000

CXtot = -0.02040   Cltot = 0.00000     Cl'tot = 0.00000
CYtot = 0.00000   Cmtot = -0.13062   Cm'tot = 0.00000
CZtot = -0.37139   Cntot = 0.00000     Cn'tot = 0.00000

CLtot = 0.37139   CDtot = 0.02040
CDvis = 0.02250   CDind = 0.00590
CLff  = 0.36973   CDff  = 0.00648    ; Trefftz
CYff  = 0.00000   e     = 0.8954     ; Plane

aileron = 0.00000
flap    = 0.00000
elevator = 0.00000
rudder  = 0.00000

-----
Operation of run case 1/1: alpha0 de0 dq0
=====
variable      constraint
-----
alpha         -> alpha      = 0.000
beta          -> beta       = 0.000
Roll rate    -> pb/2U     = 0.000
Pitch rate   -> qc/2U     = 0.000
Yaw rate     -> rh/2U     = 0.000
D1 aileron   -> aileron   = 0.000
D2 flap      -> flap      = 0.000
D3 elevator  -> elevator  = 0.000
D4 rudder    -> rudder    = 0.000

-----
C1 set level or banked horizontal flight constraints
C2 set steady pitch rate (looping) flight constraints
M odify parameters

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

eX ecute run case      I nitialize variables

G eometry plot        T refftz Plane plot

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

.OPER (case 1/1) c> _

```

Fig. 6-4 – Schermata di AVL dopo aver eseguito la simulazione

Giunti a questo punto per calcolare poi i coefficienti aerodinamici in assi stabilità bisogna digitare:

>>st

eseguendo tale comando AVL ci consente di visualizzare i risultati sul suo prompt o di procedere al salvataggio di essi in un file di output.

Per effettuare la prima operazione basterà premere invio, in caso contrario bisognerà digitare, come mostrato, il nome del file seguito dall'estensione .st .

```
>>risultati.st
```

Un esempio del file di output, relativo al calcolo eseguito con la procedura innanzi presentata, è riportato nella pagina successiva.

Vortex Lattice Output -- Total Forces

Configuration: SCAUT-500

Surfaces = 5
Strips = 102
Vortices = 1732

Sref = 8.3300 Cref = 1.0540 Bref = 7.9060
Xref = 2.7611 Yref = 0.0000 Zref = 0.82200E-02

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: alpha0 de0 dq0

Alpha = 0.00000 pb/2V = 0.00000 p'b/2V = 0.00000
Beta = 0.00000 qc/2V = 0.00000
Mach = 0.120 rb/2V = 0.00000 r'b/2V = 0.00000

CXtot = -0.02840 Cltot = 0.00000 Cl'tot = 0.00000
CYtot = 0.00000 Cmtot = -0.13062
CZtot = -0.37139 Cntot = 0.00000 Cn'tot = 0.00000

CLtot = 0.37139
CDtot = 0.02840
CDvis = 0.02770 CDind = 0.00590
CLff = 0.36973 CDff = 0.00648 | Trefftz
CYff = 0.00000 e = 0.8954 | Plane

aileron = 0.00000
flap = 0.00000
elevator = 0.00000
rudder = 0.00000

Stability-axis derivatives...

	alpha	beta
z' force CL	CLa = 5.218778	CLb = -0.000001
y force CY	CYa = -0.000001	CYb = -0.396047
x' mom. Cl'	CLa = 0.000020	CLb = -0.054706
y mom. Cm	Cma = -2.250181	Cmb = 0.000001
z' mom. Cn'	Cna = -0.000002	Cnb = 0.073009

	roll rate p'	pitch rate q'	yaw rate r'
z' force CL	CLp = -0.000042	CLq = 10.520885	CLr = 0.000006
y force CY	CYp = 0.033317	CYq = 0.000000	CYr = 0.172750
x' mom. Cl'	CLp = -0.506054	CLq = 0.000025	CLr = 0.117426
y mom. Cm	Cmp = 0.000010	Cmq = -18.772869	Cmr = -0.000002
z' mom. Cn'	Cnp = -0.021982	Cnq = -0.000002	Cnr = -0.115627

	aileron d1	flap d2	elevator d3	rudder d4
z' force CL	CLd1 = 0.000000	CLd2 = 0.020759	CLd3 = 0.007980	CLd4 = 0.000000
y force CY	CYd1 = 0.000172	CYd2 = 0.000000	CYd3 = 0.000000	CYd4 = -0.003999
x' mom. Cl'	CLd1 = -0.005274	CLd2 = 0.000000	CLd3 = 0.000000	CLd4 = -0.000201
y mom. Cm	Cmd1 = 0.000000	Cmd2 = -0.004674	Cmd3 = -0.026204	Cmd4 = 0.000000
z' mom. Cn'	Cnd1 = -0.000114	Cnd2 = 0.000000	Cnd3 = 0.000000	Cnd4 = 0.001671
Trefftz drag	CDffd1 = 0.000000	CDffd2 = 0.000589	CDffd3 = 0.000071	CDffd4 = 0.000000
span eff.	ed1 = 0.000004	ed2 = 0.018471	ed3 = 0.028674	ed4 = 0.000000

Fig. 6-5 – File di output di AVL “risultati.st”

Capitolo 7

Ciclo di simulazione con AVL

Avendo scelto di analizzare il comportamento aerodinamico dello SCAUT-500 per i valori delle variabili riportati nella tabella posta a seguito, è stato indispensabile interfacciare AVL con Matlab per automatizzare le operazioni di calcolo. Ciò si è reso necessario avendo riscontrato che un secondo limite operativo di AVL consiste nella la mancata possibilità di effettuare dei cicli interni per eseguire automaticamente simulazioni con variabili aerodinamiche entro intervalli stabiliti, definiti in Tab. 7.1.

<i>VARIABILE</i>	PIANO LONGITUDINALE		PIANO LATERO-DIREZIONALE	
	Intervallo	Passo	Intervallo	Passo
α , angolo di incidenza	Da -5° a 15°	1°	Da -5° a 15°	2.5°
β , angolo di deriva			Da -10° a 10°	5°
δ_e , angolo di rotazione dell'equilibratore	Da -30° a 30°	10°		
δ_r , angolo di rotazione del timone verticale			Da -30° a 30°	15°
δ_a , angolo di rotazione degli alettoni			Da -30° a 30°	15°
p , velocità angolare di rollio adimensionalizzata			Da -0.1 a 0.1	0.05
q , velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata	Da -0.1 a 0.1	0.01		
r , velocità angolare di imbardata adimensionalizzata			Da -0.1 a 0.1	0.05

Tabella 7.1 – Variabili ed intervalli utilizzati per il ciclo di simulazione

Per procedere in tal senso i punti chiave su cui agire per completare l'operazione sono stati:

1. Trovare un modo per aprire AVL con Matlab ed eseguire in esso una sequenza di comandi stabiliti;
2. Generare i run file necessari per tutti i casi da analizzare;
3. Scrivere un codice Matlab che automatizzi il ciclo di simulazione.

7.1 – Aprire AVL con Matlab ed eseguire una sequenza di comandi

Grazie ad [11] è stata individuata la funzione Matlab “[*status,result*] = *dos(command)*” che permette di operare in ambiente Matlab con file di estensione .exe.

In particolare, digitando:

```
command=strcat('AVL <longitudinale.txt >resoconto.txt');  
[status,result] = dos(command);
```

oppure

```
command=strcat('AVL <laterodirezionale.txt >resoconto.txt');  
[status,result] = dos(command);
```

è possibile lanciare AVL ed eseguire in esso, in automatico, i comandi elencati in un file di testo appositamente scritto che viene richiamato dopo il simbolo “<”.

Inoltre la funzione consente di salvare copia del prompt di AVL in un file definito dopo il simbolo “>”, utile in caso di improvvisa interruzione del ciclo per individuarne il punto di arresto.

I due file di testo utilizzati sono nello specifico: “*longitudinale.txt*” e “*laterodirezionale.txt*”, mostrati Fig 7-1 e Fig 7-2. Come intuibile dai loro nomi, essi si riferiscono ai due piani di manovra del velivolo e contengono al loro interno la sequenza dei comandi già presentati, per una singola simulazione, nel capitolo 6.

La prima riga di tali file consente di caricare l’input geometrico di AVL “*scaut500.avl*” descritto nel capitolo 3, per poi passare alla seconda riga e caricare il run file della specifica simulazione. La terza e la quarta riga dunque permettono di passare al menù “oper” di AVL ed eseguire la simulazione. Per finire le ultime due righe permettono il salvataggio dei risultati in un file di testo di estensione .st.

```
LOAD .\scout500.avl
CASE .\parametrilongitudinale.run
OPER
x
st
alpha0,de0,dq0.st
```

Figura 7-1 – “Longitudinale.txt”

```
LOAD .\scout500.avl
CASE .\parametrilaterodirezionale.run
OPER
x
st
beta-10,alpha-5,da27,dr3,p-0.02,r0.03.st
```

Figura 7-2 – “Laterodirezionale.txt”

7.2 – Generare i RUN file necessari per tutti i casi da analizzare

Con l’ausilio delle funzioni Matlab *fopen*, *fgetl*, *fprintf* ed *fclose*, utili per operare con i file di testo come descritto in [11], è stato possibile compilare due script, uno per ogni piano di manovra del velivolo, allo scopo di creare automaticamente i *run file* specifici per le singole simulazioni.

All'inizio del codice utilizzato per la scrittura del file “*parametrlongitudinale.run*”, riportato in Fig 7-3, vengono definite le stringhe *run*, *alp*, *q*, *de* rispettivamente contenenti al loro interno il nominativo della simulazione, il valore dell'angolo di incidenza, il valore della velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata e l'angolo di rotazione dell'equilibratore.

Esse costituiscono le righe da trascrivere all'interno del file *.run* relativo al piano longitudinale mediante la funzione Matlab *fprintf*.

Lo script in analisi, nel successivo utilizzo, verrà inserito in un ciclo “for annidato” che permetterà di far variare le variabili aerodinamiche negli intervalli desiderati secondo tutte le possibili combinazioni. Pertanto, grazie al comando “*num2str*” le stringhe verranno aggiornate di volta in volta con i valori correnti della nuova simulazione da eseguire.

La funzione `fid=fopen('parametrlongitudinale.run','w+')` consente di creare o di aprire un file di testo *da compilare*, il termine ‘w+’ presente all'interno delle parentesi serve ad attribuire al file su cui si sta per lavorare, caratteristiche di scrittura e di lettura eliminando quanto già presente al suo interno.

La funzione “*fgetl*” è stata utilizzata, dove necessario, per lasciare una riga bianca all'interno del file di testo.

Una volta compilato il file “*parametrlongitudinale.run*” è necessario chiudere il ciclo di scrittura con il comando “*fclose(fid)*”.

```

run = [' Run case 1:alpha' num2str(x1) ',de' num2str(x2) ',dq' num2str(x3) '\n '];
alp = [' alpha      -> alpha      = ' num2str(x1) '.00000  \n'];
de = [' elevator    -> elevator    = ' num2str(x2) '.00000  \n'];
q = [' qc/2V        -> qc/2V        = ' num2str(x3) '00  \n'];

fid=fopen('parametrlongitudinale.run','w+');

fprintf(fid, run);
fgetl(fid);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, alp);
fprintf(fid, ' beta      -> beta      = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' pb/2V     -> pb/2V     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, q);
fprintf(fid, ' rb/2V     -> rb/2V     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' aileron   -> aileron   = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' flap      -> flap      = 0.00000 \n');
fprintf(fid, de);
fprintf(fid, ' rudder    -> rudder    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, ' alpha     = 0.00000    deg \n');
fprintf(fid, ' beta      = 0.00000    deg \n');
fprintf(fid, ' pb/2V     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' qc/2V     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' rb/2V     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' CL        = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' CDo       = 0.02770 \n');
fprintf(fid, ' bank      = 0.00000    deg \n');
fprintf(fid, ' elevation = 0.00000    deg \n');
fprintf(fid, ' heading   = 0.00000    deg \n');
fprintf(fid, ' Mach      = 0.12000 \n');
fprintf(fid, ' velocity  = 40.0000    Lunit/Tunit \n');
fprintf(fid, ' density   = 1.22500    Munit/Lunit^3 \n');
fprintf(fid, ' grav.acc. = 9.80000    Lunit/Tunit^2 \n');
fprintf(fid, ' turn_rad. = 0.00000    Lunit \n');
fprintf(fid, ' load_fac. = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' X_cg      = 2.88753    Lunit \n');
fprintf(fid, ' Y_cg      = 0.00000    Lunit \n');
fprintf(fid, ' Z_cg      = 0.06584    Lunit \n');
fprintf(fid, ' mass      = 500.000    Munit \n');
fprintf(fid, ' Ixx       = 471.171    Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyy       = 830.592    Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izz       = 1223.279   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Ixy       = 0.00000    Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyz       = 0.00000    Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izx       = -75.957    Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_a = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_u = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CM_a = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CM_u = 0.00000 \n');

fclose(fid);

```

Figura 7-3 –Script compilato per la creazione del file “ parametrlongitudinale.run”

Il secondo script, relativo al piano latero-direzionale è stato compilato con procedura analoga al precedente. Al suo interno questa volta sono definite le stringhe *alp*, *bet*, *p*, *r*, *da*, *dr* contenenti rispettivamente i valori dell'angolo di incidenza, dell'angolo di deriva, delle velocità angolari di rollio e derapata adimensionalizzate, degli angoli di rotazione delle superfici mobili di alettone e timone verticale essendo queste le variabili scelte per lo studio del comportamento aerodinamico del velivolo nel piano latero-direzionale.

Si riporta in seguito lo script utilizzato per la compilazione del file di testo "*parametrilaterodirezionale.run*"

```

run = [' Run case 1:beta' num2str(x5) ',alpha' num2str(x1) ',da' num2str(x6) ',dr'...
...num2str(x7) ',p' num2str(x8) ',r' num2str(x9) '\n'];
alp = [' alpha      -> alpha      = ' num2str(x1) '0.000   \n'];
bet = [' beta       -> beta       = ' num2str(x5) '.00000  \n'];
da = [' aileron    -> aileron    = ' num2str(x6) '.00000  \n'];
dr = [' rudder     -> rudder     = ' num2str(x7) '.00000  \n'];
p = [' pb/2V       -> pb/2V      = ' num2str(x8) '00      \n'];
r = [' rb/2V       -> rb/2V      = ' num2str(x9) '00      \n'];

fid=fopen('parametrilaterodirezionale.run','w+');

fprintf(fid, run);
fgetl(fid);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, alp);
fprintf(fid, bet);
fprintf(fid, p);
fprintf(fid, ' qc/2V      -> qc/2V      = 0.00000  \n');
fprintf(fid, r);
fprintf(fid, da);
fprintf(fid, ' flap      -> flap      = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' elevator -> elevator = 0.00000  \n');
fprintf(fid, dr);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, ' alpha    = 0.00000   deg \n');
fprintf(fid, ' beta     = 0.00000   deg \n');
fprintf(fid, ' pb/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' qc/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' rb/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' CL       = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' CDo      = 0.02770  \n');
fprintf(fid, ' bank     = 0.00000   deg \n');
fprintf(fid, ' elevation = 0.00000   deg \n');
fprintf(fid, ' heading  = 0.00000   deg \n');
fprintf(fid, ' Mach     = 0.12000  \n');
fprintf(fid, ' velocity = 40.0000   Lunit/Tunit \n');
fprintf(fid, ' density  = 1.22500   Munit/Lunit^3 \n');
fprintf(fid, ' grav.acc. = 9.80000   Lunit/Tunit^2 \n');
fprintf(fid, ' turn_rad. = 0.00000   Lunit \n');
fprintf(fid, ' load_fac. = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' X_cg     = 2.88753   Lunit \n');
fprintf(fid, ' Y_cg     = 0.00000   Lunit \n');
fprintf(fid, ' Z_cg     = 0.06584   Lunit \n');
fprintf(fid, ' mass     = 500.000   Munit \n');
fprintf(fid, ' Ixx      = 471.171   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyy      = 830.592   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izz      = 1223.279  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Ixy      = 0.00000   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyz      = 0.00000   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izx      = -75.957   Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_a = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CL_u = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CM_a = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CM_u = 0.00000  \n');

fclose(fid);

```

Figura 7-4 –Script compilato per la creazione del file “parametrilaterodirezionale.run”

7.3 – M-file per automatizzare i cicli di simulazione

Sfruttando le funzioni Matlab ed i comandi fin qui introdotti è stato possibile compilare due M-file che, una volta lanciati, automatizzano le simulazioni di AVL per ricavare i 31251 file in formato .st in cui vengono raccolti i valori dei coefficienti aerodinamici per ogni condizione simulata.

I due M-file a cui si fa riferimento nel presente paragrafo sono: “*ciclongitudinale.m*” e “*ciclaterodirezionale.m*”, entrambi riportati alla fine del presente nelle Fig.re 7-5 e 7-6.

Il primo è stato utilizzato per calcolare 3084 file di output inerenti al piano longitudinale, il secondo è stato utilizzato per calcolare 28167 file inerenti al piano latero-direzionale.

Il tempo totale di calcolo, con i mezzi informatici a disposizione, è stato di circa 9 giorni.

Entrambi i file lavorano con dei cicli “for annidati” per variare di volta in volta una singola variabile lasciando inalterate le altre e studiarne così tutte le possibili combinazioni.

Come prima operazione all’interno dei due file di “ciclo” viene aggiornata una stringa “s” per nominare in maniera indicativa ogni file di output che verrà in seguito generato da AVL.

Successivamente i due script Matlab apriranno i file “*longitudinale.txt*” e “*laterodirezionale.txt*”, descritti in 7.1, sovrascrivendo, al posto delle ultime righe presenti, la stringa “s”.

Si procede, infine, con l’iterazione del ciclo di calcolo illustrato nel paragrafo 7.2.

```

for x1=-5:15;
    for x2=-30:10:30;
        for x3=-0.1:0.01:0.1;

            s = ['alpha' num2str(x1) ',de' num2str(x2) ',dq' num2str(x3) '.st      '];
            fid=fopen('longitudinale.txt','r+');
            fgetl(fid);
            fgetl(fid);
            fgetl(fid);
            fgetl(fid);
            fgetl(fid);
            fgetl(fid);
            fseek(fid,0,'cof');
            fprintf(fid,s);
            fclose(fid);

run = [' Run case 1:alpha' num2str(x1) ',de' num2str(x2) ',dq' num2str(x3) '\n '];
alp = [' alpha      -> alpha      = ' num2str(x1) '.00000  \n'];
de = [' elevator   -> elevator   = ' num2str(x2) '.00000  \n'];
q = [' qc/2V      -> qc/2V      = ' num2str(x3) '00  \n'];

fid=fopen('parametrilongitudinale.run','w+');

fprintf(fid, run);
fgetl(fid);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, alp);
fprintf(fid, ' beta      -> beta      = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' pb/2V    -> pb/2V    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, q);
fprintf(fid, ' rb/2V    -> rb/2V    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' aileron  -> aileron  = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' flap     -> flap     = 0.00000 \n');
fprintf(fid, de);
fprintf(fid, ' rudder   -> rudder   = 0.00000 \n');
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, ' alpha    = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' beta     = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' pb/2V    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' qc/2V    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' rb/2V    = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' CL       = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' CDo      = 0.02770 \n');
fprintf(fid, ' bank     = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' elevation = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' heading  = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' Mach     = 0.12000 \n');
fprintf(fid, ' velocity = 40.000  Lunit/Tunit \n');
fprintf(fid, ' density  = 1.22500  Munit/Lunit^3 \n');
fprintf(fid, ' grav.acc = 9.80000  Lunit/Tunit^2 \n');
fprintf(fid, ' turn_rad = 0.00000  Lunit \n');
fprintf(fid, ' load_fac = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' X_cg     = 2.88753  Lunit \n');
fprintf(fid, ' Y_cg     = 0.00000  Lunit \n');
fprintf(fid, ' Z_cg     = 0.06584  Lunit \n');
fprintf(fid, ' mass     = 500.000  Munit \n');
fprintf(fid, ' Ixx      = 471.171  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyy      = 830.592  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izz      = 1223.279  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Ixy      = 0.00000  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyz      = 0.00000  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izx      = -75.957  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_a = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_u = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CM_a = 0.00000 \n');
fprintf(fid, ' visc CM_u = 0.00000 \n');

fclose(fid);

command=strcat('AVL <longitudinale.txt >resoconto.txt');
[status,result] = dos(command);

end
end
end

```

Figura 7-5 –“ciclolongitudinale.m”

```

clear all
clc

for x1=7.5:5:12.5;                                %alpha
    for x5=-10:5:10 ;                             %beta
        for x6=-30:15:30;                         %da
            for x7=-30:15:30;                     %dr
                for x8=-0.1:0.05:0.1;           %p;
                    for x9=-0.1:0.05:0.1 ;     %r;

                        s = ['beta' num2str(x5) ',alpha' num2str(x1) ',da' num2str(x6) ',dr' num2str(x7) ',p' num2str(x8)
                            ',r' num2str(x9) ',st '];
                        fid=fopen('laterodirezionale.txt','r+');
                        fgetl(fid);
                        fgetl(fid);
                        fgetl(fid);
                        fgetl(fid);
                        fgetl(fid);
                        fgetl(fid);
                        fseek(fid,0,'cof');
                        fprintf(fid,s);
                        fclose(fid);

run = [' Run case 1:beta' num2str(x5) ',alpha' num2str(x1) ',da' num2str(x6) ',dr' num2str(x7) ',p'
num2str(x8) ',r' num2str(x9) '\n'];
alp = [' alpha      -> alpha      = ' num2str(x1) '0 000  \n'];
bet = [' beta       -> beta       = ' num2str(x5) '1.00000  \n'];
da = [' aileron    -> aileron    = ' num2str(x6) '1.00000  \n'];
dr = [' rudder     -> rudder     = ' num2str(x7) '1.00000  \n'];
p = [' pb/2V      -> pb/2V      = ' num2str(x8) '00  \n'];
r = [' rb/2V      -> rb/2V      = ' num2str(x9) '00  \n'];

fid=fopen('parametrlaterodirezionale.run','w+');

fprintf(fid, run);
fgetl(fid);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, alp);
fprintf(fid, bet);
fprintf(fid, da);
fprintf(fid, p);
fprintf(fid, ' qc/2V      -> qc/2V      = 0.00000  \n');
fprintf(fid, r);
fprintf(fid, da);
fprintf(fid, ' flap       -> flap       = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' elevator  -> elevator  = 0.00000  \n');
fprintf(fid, dr);
fprintf(fid, '\n');
fprintf(fid, ' alpha    = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' beta     = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' pb/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' qc/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' rb/2V    = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' CL       = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' CDo      = 0.02770  \n');
fprintf(fid, ' bank     = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' elevation = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' heading  = 0.00000  deg \n');
fprintf(fid, ' Mach     = 0.12000  \n');
fprintf(fid, ' velocity = 40.000  Lunit/Tunit \n');
fprintf(fid, ' density  = 1.22500  Munit/Lunit^3 \n');
fprintf(fid, ' grav.acc. = 9.80000  Lunit/Tunit^2 \n');
fprintf(fid, ' turn_rad. = 0.00000  Lunit \n');
fprintf(fid, ' load_fac. = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' X_cg     = 2.88753  Lunit \n');
fprintf(fid, ' Y_cg     = 0.00000  Lunit \n');
fprintf(fid, ' Z_cg     = 0.06584  Lunit \n');
fprintf(fid, ' mass     = 500.000  Munit \n');
fprintf(fid, ' Ixx      = 471.171  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyy      = 830.592  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izz      = 1223.279  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Ixy      = 0.00000  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Iyz      = 0.00000  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' Izx      = -75.957  Munit-Lunit^2 \n');
fprintf(fid, ' visc CL_a = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CL_u = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CM_a = 0.00000  \n');
fprintf(fid, ' visc CM_u = 0.00000  \n');

fclose(fid);

command=strcat('AVL <laterodirezionale.txt >resoconto.txt');
[status,result] = dos(command);

                end
            end
        end
    end
end

```

Figura 7-6 –“ciclolaterodirezionale.m”

Capitolo 8

Organizzazione dei database

Nel presente capitolo si descrivono le procedure seguite per organizzare i database in cui sono stati raccolti i valori dei coefficienti aerodinamici dello SCAUT-500.

Nello specifico saranno analizzate le metodologie per costruire i database relativi al coefficiente di portanza C_L , per il piano longitudinale, e del coefficiente di momento di rollio C_l , per il piano latero-direzionale; gli altri database sono stati ricavati con procedura analoga.

8.1 Lettura dei file di output ed archiviazione dei dati in matrici a più dimensioni.

Ottenuti i 31251 file di output di AVL in formato .st come risultato dei cicli di iterazione presentati nel capitolo precedente, è stato necessario identificare un procedimento per prelevare da ognuno di essi i valori di interesse.

A tale scopo sono stati utilizzati i comandi *fopen*, *fgetl*, *fscanf* ed *fclose*, per compilare degli script di Matlab che, dopo aver letto il valore di ogni coefficiente contenuto nei file di output, lo prelevassero e lo allocassero nella posizione desiderata all'interno dell'array.

Gli script in questione sono stati chiamati: “*CL_AVL.m*”, “*Cm_AVL.m*” e “*CD_AVL.m*” per il piano longitudinale e “*Cl_AVL.m*”, “*CY_AVL.m*” e “*Cn_AVL.m*” per il piano latero-direzionale.

I valori di ciascun coefficiente aerodinamico del primo piano di manovra sono stati salvati in matrici di dimensioni 21x7x21 in cui il primo indice è relativo agli angoli d’incidenza geometrica espressa in gradi, il secondo agli angoli di elevatore anch’essi in gradi ed il terzo alle diverse velocità angolari di beccheggio adimensionalizzate.

I valori di ciascun coefficiente aerodinamico del piano latero-direzionale sono stati salvati in matrici di dimensioni molto più elevate (9x5x5x5x5x5), poiché in questo piano si è scelto di far variare gli angoli di incidenza e deriva, gli angoli di rotazione di alettoni e timoni, e le velocità angolari di imbardata e rollio adimensionalizzate.

Si riportano in seguito, a titolo di esempio, i file *CL_AVL.m* e *Cl_AVL.m*:

8.2 – Procedura utilizzata per creare i database dei coefficienti aerodinamici

La logica seguita per la ricostruzione dei coefficienti aerodinamici partendo dai valori archiviati negli array è la seguente:

assumendo la dipendenza del coefficiente di portanza dalle variabili α, δ_e, q

$$C_L = C_L(\alpha, \delta_e, q)$$

con:

α = angolo di incidenza geometrica espresso in gradi;

δ_e = angolo in gradi di rotazione dell'equilibratore;

q = velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata.

L'approccio per ricostruire C_L sulla base degli output di AVL è stato quello di considerare tale coefficiente come somma di diversi contributi.

$$C_L = C_L(\alpha, \delta_e, q) = C_{L_{base}}(\alpha, \delta_e = 0, q = 0) + \Delta C_{L_{\delta_e}}(\alpha, \delta_e, q = 0) + \Delta C_{L_q}(\alpha, \delta_e, q)$$

Dove è da intendersi:

- $C_{L_{base}}(\alpha, \delta_e = 0, q = 0)$ = contributo di base ottenuto considerando nulli sia l'angolo di equilibratore che la velocità angolare di beccheggio.
- $\Delta C_{L_{\delta_e}}(\alpha, \delta_e, q = 0)$ = contributo incrementale del termine di base, per ogni α , per variazioni dell'angolo di equilibratore a velocità angolare di beccheggio nulla.
- $\Delta C_{L_q}(\alpha, \delta_e, q)$ = contributo incrementale dei termini precedenti, per ogni α e per ogni δ_e , per variazioni della velocità angolare di beccheggio.

Inserendo la function Matlab "*CL_AVL.m*" all'interno di tre cicli "for annidati", sono stati creati la matrice di base e le due matrici degli incrementi:

bCL_x1 = matrice di base in cui sono stati raccolti i valori del C_L per sole variazioni dell'angolo di incidenza (dove tale angolo è rappresentato all'interno dello script dalla variabile *x1*).

iCL_x1x2 = matrice ottenuta raccogliendo i valori dei CL per sole variazioni di α e δ_e (*x2*), diminuita della matrice di base prima calcolata.

iCL_x1x2x3 = matrice ottenuta raccogliendo i valori dei CL per variazioni di α, δ_e e q (*x3*), diminuita delle due matrici prima calcolate.

Al termine dell'esecuzione dello script "*database_CL.m*" verrà salvato, oltre ai vettori *x1*, *x2*, *x3* ed alle matrici *bCL_x1*, *iCL_x1x2*, *iCL_x1x2x3*, anche un file *CL_DATABASE.mat*. Il file .mat così generato servirà, come descritto in seguito, per facilitare le operazioni successive di modellizzazione del comportamento aerodinamico dell'UAV, senza dover ripetere l'esecuzione dei programmi fin qui presentati.

```

%% COSTRUZIONE DATABASE CL

x1=-5:15; %angolo di incidenza alpha (deg)
x2=-30:10:30; %angolo di rotazione equilibratore DE(deg)
x3=-0.1:0.01:0.1; %velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

bCL_x1 = zeros(length(x1),1) ;
iCL_x1x2 = zeros(length(x1),length(x2)) ;
iCL_x1x2x3 = zeros(length(x1),length(x2),length(x3)) ;

for i=1:length(x1)

    bCL_x1(i) = CL_AVL(x1(i),0,0) ;

    for j=1:length(x2)

        iCL_x1x2(i,j) = CL_AVL(x1(i),x2(j),0) - CL_AVL(x1(i),0,0) ;

        for k=1:length(x3)

            iCL_x1x2x3(i,j,k) = CL_AVL(x1(i),x2(j),x3(k)) - CL_AVL(x1(i),x2(j),0) ;
        end
    end
end

save('CL_DATABASE', 'x1','x2','x3','bCL_x1','iCL_x1x2','iCL_x1x2x3')

```

Fig. 8-3 – “ database_CL.m ”

La stessa metodologia è stata utilizzata per i coefficienti aerodinamici del piano latero-direzionale.

Assunta la dipendenza del coefficiente di momento di rollio dalle variabili $\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r$

$$C_l = C_l(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r)$$

con:

α = angolo di incidenza geometrica espresso in gradi;

β = angolo di deriva espresso in gradi;

δ_a = angolo di rotazione degli alettoni espresso in gradi;

δ_r = angolo di rotazione del timone verticale espresso in gradi;

p = velocità angolare di rollio adimensionalizzata;

r = velocità angolare di imbardata adimensionalizzata.

L'approccio per ricostruire C_l è stato quello di considerare tale coefficiente come somma dei diversi contributi:

$$\begin{aligned} C_l = C_l(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r) = & C_{l_{base}}(\alpha, \beta = 0, \delta_a = 0, \delta_r = 0, p = 0, r = 0) + \\ & + \Delta C_{l_{\beta}}(\alpha, \beta, \delta_a = 0, \delta_r = 0, p = 0, r = 0) + \\ & + \Delta C_{l_{\delta_a}}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r = 0, p = 0, r = 0) + \\ & + \Delta C_{l_{\delta_r}}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p = 0, r = 0) + \\ & + \Delta C_{l_p}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r = 0) + \\ & + \Delta C_{l_r}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r) \end{aligned}$$

Dove:

- $C_{l_{base}}(\alpha, \beta = 0, \delta_a = 0, \delta_r = 0, p = 0, r = 0)$ = contributo di base ottenuto considerando nulle tutte le variabili ad eccezione di α ;

- $\Delta C_{l\beta}(\alpha, \beta, \delta_a = 0, \delta_r = 0, p = 0, r = 0)$ = contributo incrementale, per ogni α , per variazioni di β con restanti variabili nulle;
- $\Delta C_{l\delta_a}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r = 0, p = 0, r = 0)$ = contributo incrementale per ogni α e per ogni β , per variazioni di δ_a ;
- $\Delta C_{l\delta_r}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p = 0, r = 0)$ = contributo incrementale per ogni α, β, δ_a per variazioni di δ_r ;
- $\Delta C_{lp}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r = 0)$ = contributo incrementale dovuto alla variazione di p per ogni valore delle variabili ad eccezione di p ;
- $\Delta C_{lr}(\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r)$ = contributo incrementale per ogni variabile, per variazioni di r .

Per fare ciò è stato compilato lo script matlab nominato “*database_Cl.m*”, il quale, grazie all’utilizzo della funzione “*Cl_AVL.m*” e mediante dei cicli “for annidati”, genera la matrice di base e le cinque matrici degli incrementi. In maniera simile a quanto detto per il coefficiente C_L esse saranno chiamate:

bCl_x1 , iCl_x1x5 , iCL_x1x5x6 , $iCL_x1x5x6x7$, $iCL_x1x5x6x7x8$, $iCL_x1x5x6x7x8x9$.

(i vettori $x1$, $x5$, $x6$, $x7$, $x8$, $x9$ presenti all’interno dello script corrispondono rispettivamente alle variabili $\alpha, \beta, \delta_a, \delta_r, p, r$)

Anche questa volta, al termine della sua esecuzione lo script salverà un file *Cl_DATABASE.mat* per facilitare le operazioni successive di modellizzazione del comportamento aerodinamico dell’UAV, senza dover ripetere l’esecuzione dei programmi fin qui presentati.

```

%% COSTRUZIONE DATABASE C1
profile on

x1=-5:2.5:15;           %angolo di incidenza alpha (deg)
x5=-10:5:10;           %angolo di deriva beta (deg)
x6=-30:15:30;          %angolo di rotazione dell'alettone Dr (deg)
x7=-30:15:30;          %angolo di rotazione del timone Da (deg)
x8=-0.1:0.05:0.1;     %velocità angolare di rollio adimensionalizzata
x9=-0.1:0.05:0.1;     %velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

bC11_x1      = zeros(length(x1),1) ;
iC11_x1x5    = zeros(length(x1),length(x5)) ;
iC11_x1x5x6  = zeros(length(x1),length(x5),length(x6)) ;
iC11_x1x5x6x7 = zeros(length(x1),length(x5),length(x6),length(x7)) ;
iC11_x1x5x6x7x8 = zeros(length(x1),length(x5),length(x6),length(x7),length(x8)) ;
iC11_x1x5x6x7x8x9 = zeros(length(x1),length(x5),length(x6),length(x7),length(x8),length(x9)) ;
for i=1:length(x1)

    bC11_x1(i) = C11_AVL(x1(i),0,0,0,0,0) ;

    for j=1:length(x5)

        iC11_x1x5(i,j) = C11_AVL(x1(i),x5(j),0,0,0,0) - C11_AVL(x1(i),0,0,0,0,0) ;

        for k=1:length(x6)

            iC11_x1x5x6(i,j,k) = C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),0,0,0) -
C11_AVL(x1(i),x5(j),0,0,0,0) ;

            for l=1:length(x7)

                iC11_x1x5x6x7(i,j,k,l) = C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),x7(l),0,0) -
C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),0,0,0) ;

                for m=1:length(x8)

                    iC11_x1x5x6x7x8(i,j,k,l,m) =
C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),x7(l),x8(m),0) - C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),x7(l),0,0) ;

                    for n=1:length(x9)

                        iC11_x1x5x6x7x8x9(i,j,k,l,m,n) =
C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),x7(l),x8(m),x9(n)) -
C11_AVL(x1(i),x5(j),x6(k),x7(l),x8(m),0) ;

                    end
                end
            end
        end
    end
end

save('C11_DATABASE',
'x1','x5','x6','x7','x8','x9','bC11_x1','iC11_x1x5','iC11_x1x5x6','iC11_x1x5x6x7','iC11_x1x5x6x7x8','iC11_x1x5x6x7x8x9')
profile viewer

```

Fig. 8-4 – “database_C11.m”

8.3 – Creazione modello Matlab dello SCAUT

Mediante l'esecuzione dei sei script *database_CL.m*, *database_CD.m*, *database_Cm.m*, *database_Cl.m*, *database_CY.m* e *database_Cn.m* si otterranno i seguenti file .mat

- CL_DATABASE.mat
- CD_DATABASE.mat
- Cm_DATABASE.mat
- Cl_DATABASE.mat
- CY_DATABASE.mat
- Cn_DATABASE.mat

ognuno dei quali conterrà al proprio interno le matrici di base e degli incrementi relative al coefficiente aerodinamico a cui si riferisce.

Per poter costruire un modello continuo di ogni coefficiente si sono dovuti compilare 27 script Matlab.

Ogni script ha permesso di interpolare linearmente i valori raccolti nelle matrici del database grazie alle funzioni $V_q = \text{interp1}(X, V, X_q)$ e $V_q = \text{interp}(X_1, X_2, X_3, \dots, V, X_{1q}, X_{2q}, X_{3q}, \dots)$ descritte in [11].

In questo modo diviene possibile individuare i singoli incrementi in qualsiasi punto dell'intervallo di variazione delle variabili.

A titolo d'esempio in Fig. 8-6 si riporta la funzione “*interp_bCL_x1.m*”, nella quale vengono forniti come input la matrice *bCL_x1*, costruita come mostrato nel paragrafo 8.2, il vettore *x1* in cui si specificano i punti per cui essa è definita ed il punto *xi1* in cui si vuole calcolare il nuovo contributo di base. Si otterrà come output il contributo di base *cBlo_x1* nel generico punto desiderato.

```
function [bCLO_x1] = interp_bCL_x1(bCL_x1,x1, xi1)

    if xi1>max(x1)
        xi1=max(x1);
    end
    if xi1<min(x1)
        xi1=min(x1);
    end

    X1 = x1 ;

    bCLO_x1 = interp1(X1,bCL_x1, xi1 , 'linear') ;

end
```

Fig. 8-6 – “*interp_bCL_x1.m*”

All'interno dello script sono stati inoltre inseriti due cicli “if” per introdurre una saturazione degli ingressi. Qualora infatti i punti in cui si desidera calcolare il contributo di base interpolato siano esterni agli intervalli utilizzati per organizzare il database, il valore preso in considerazione sarà posto coincidente a quello dell'estremo più vicino.

Infine, sommando i contributi di base ed incrementali calcolati con le funzioni descritte nel passo precedente, sono state scritte sei funzioni Matlab per ricostruire i coefficienti aerodinamici

Nel seguito si analizza la funzione “*CL_modello.m*” con la quale è possibile individuare il coefficiente di portanza.

```
function [CLO_tot] = CL_modello(xi1,xi2,xi3)

    load('CL_DATABASE.mat')

    bCLO_x1      = interp_bCL_x1(bCL_x1,x1,xi1) ;
    iCLO_x1x2    = interp_iCL_x1x2(iCL_x1x2,x1,x2,xi1,xi2) ;
    iCLO_x1x2x3 = interp_iCL_x1x2x3(iCL_x1x2x3,x1,x2,x3,xi1,xi2,xi3) ;

    CLO_tot = bCLO_x1 + iCLO_x1x2 + iCLO_x1x2x3 ;

end
```

Fig. 8-7 –“*CL_modello*”

Dopo aver caricato il database inerente al C_L , il codice calcola le matrici interpolate:

- $bCLO_x1$ (contributo di base del C_L);
- $iCLO_x1x2$ (matrice di incremento del C_L dovuto all’azionamento degli elevatori)
- $iCLO_x1x2x3$ (matrice di incremento del C_L dovuto alla presenza di una velocità di beccheggio)

per poi sommarle e fornire il valore del coefficiente aerodinamico di portanza “*CLO_tot*”.

Procedendo in maniera analoga a quanto mostrato per il coefficiente C_L è stato possibile ottenere un buon modello aerodinamico per i restanti coefficienti aerodinamici C_D , C_m , C_Y , C_l e C_n .

8.5 – Modello aerodinamico completo

I file Matlab costruiti al termine del paragrafo precedente, al fine di essere lanciati in contemporanea, sono stati raggruppati da prima in due script per restituire i coefficienti di interesse in ognuno dei due piani di manovra.

Nello specifico il file *SCAUT_LONGITUDINALE.m* darà come output i coefficienti relativi al piano longitudinale, lanciando le function “*CL_modello.m*”, “*Cm_modello.m*” e “*CD_modello.m*”, mentre il file “*SCAUT_LATERODIREZIONALE.m*” genererà come output i coefficienti relativi al piano latero-direzionale, lanciando le function “*Cl_modello.m*”, “*CY_modello.m*”, “*Cn_modello.m*”.

Come ultimo è stato poi compilato il file “*MAIN.m*”, riportato in Fig. 8-8, che ci fornirà come output tutti i sei coefficienti aerodinamici.

```
function
[CL,CY,CD,Cl,Cm,Cn]=MAIN(alpha,delta_e,q,beta,delta_a,delta_r,p,r)

CL=CL_modello(alpha,delta_e,q)
CD=CD_modello(alpha,delta_e,q)
Cm=Cm_modello(alpha,delta_e,q)
CY=CY_modello(alpha,beta,delta_a,delta_r,p,r)
Cl=Cl_modello(alpha,beta,delta_a,delta_r,p,r)
Cn=Cn_modello(alpha,beta,delta_a,delta_r,p,r)

end
```

Figura 8-8 – “*MAIN.m*”

Di seguito si riporta uno schema a blocchi che sintetizza la logica seguita per effettuare il calcolo dei coefficienti aerodinamici.

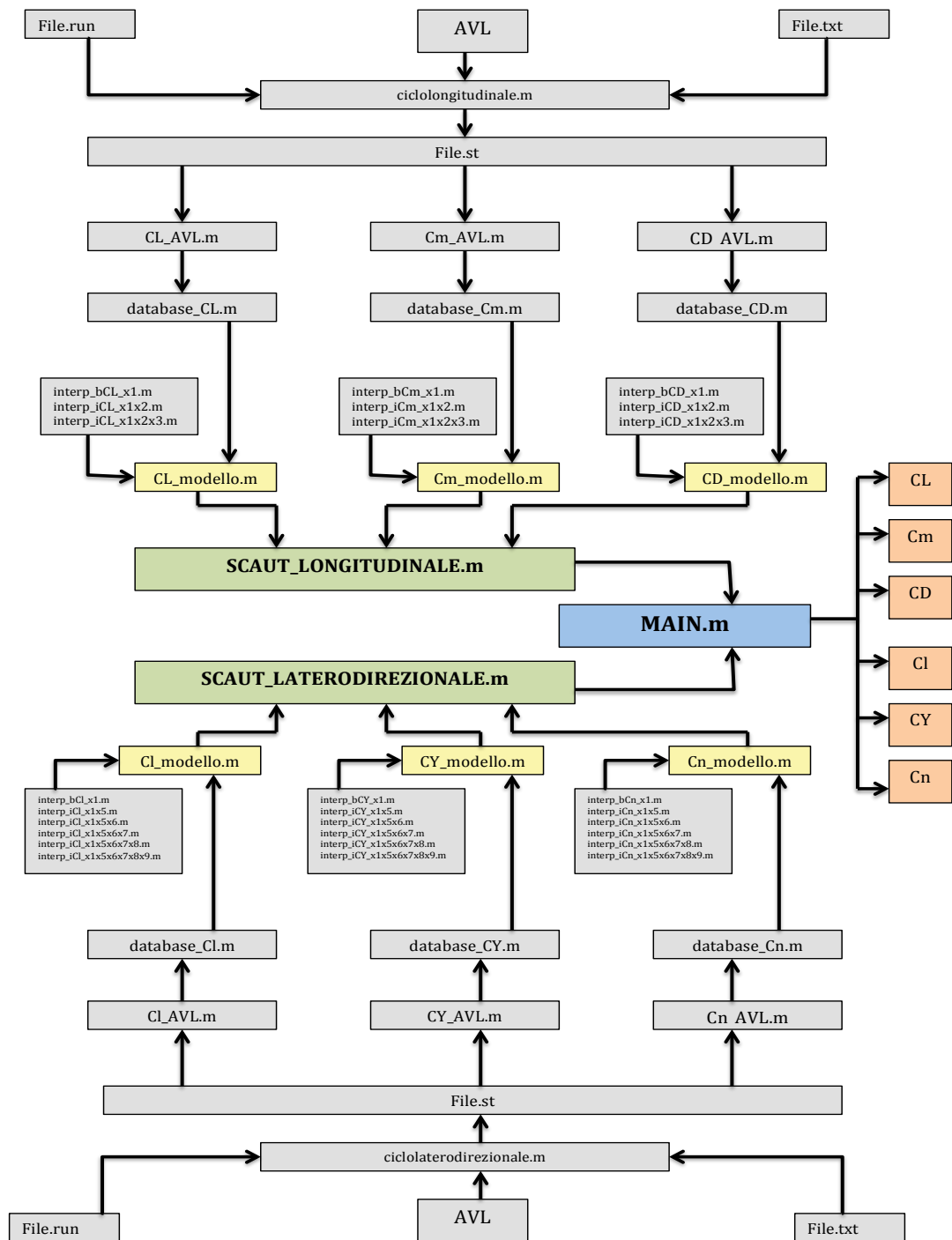


Figura 8-9 –Schema riassuntivo della logica seguita per la costruzione della funzione MAIN.m

PARTE 3

Risultati e studio della risposta ai comandi

Capitolo 9

Risultati piano longitudinale

Nel presente capitolo vengono illustrati i risultati ottenibili nel piano longitudinale grazie al database costruito, al fine di verificarne la coerenza con quanto osservabile nella letteratura tecnica della meccanica del volo.

9.1 – Valutazione dei coefficienti C_L C_D e C_m in funzione dell'angolo di incidenza

Grazie allo script MAIN è stato possibile valutare le caratteristiche aerodinamiche dello SCAUT-500 in condizioni di velocità di volo pari a 40 m/s ad una quota di volo di 3000m in condizione di motore ON, pieno carico e flap retratti.

Valutando il coefficiente di portanza in un intervallo dell'angolo di incidenza geometrica compreso tra -5° e 15° si è costruita la Fig. 9-1, dalla quale è possibile ricavare l'angolo di incidenza per ottenere portanza nulla pari a $\alpha_0 = -3.2^\circ$.

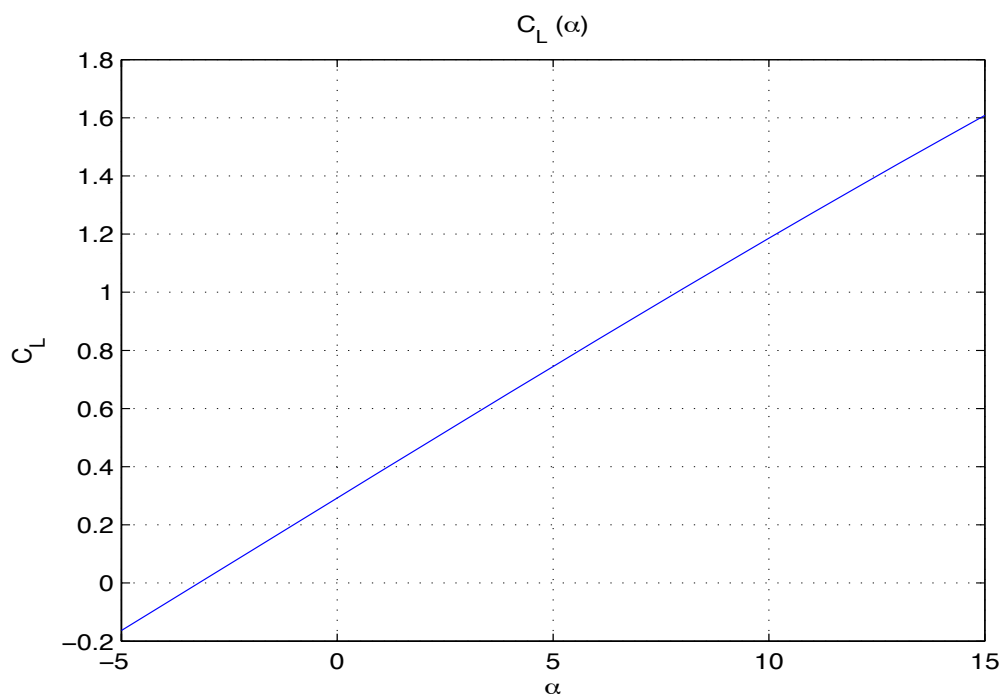


Figura 9-1 –Andamento del coefficiente di portanza relativo a variazioni dell'angolo di incidenza espresso in gradi.

Si è ritenuto di limitare lo studio a tale intervallo di angoli di incidenza per poter escludere con certezza l'insorgere del fenomeno dello stallo, poiché AVL, essendo un software di calcolo basato sul metodo potenziale, non tiene conto di tale fenomeno non lineare.

In Fig. 9-2 è mostrato l'andamento del coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di incidenza nello stesso intervallo prima descritto.

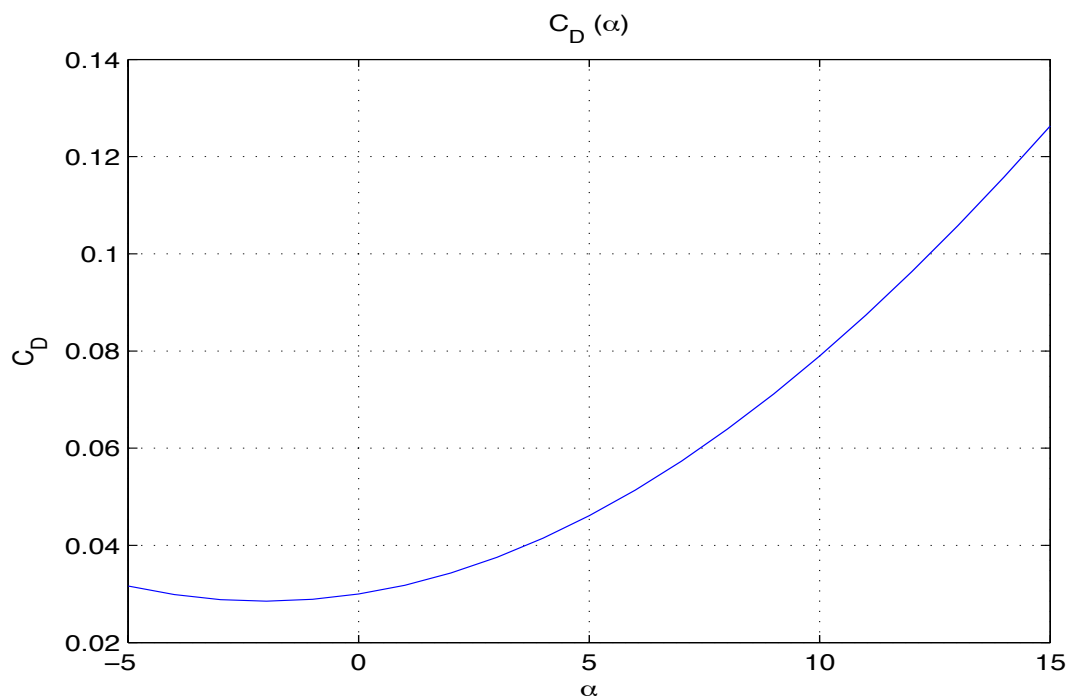


Figura 9-2 –Andamento del coefficiente di resistenza relativo a variazioni dell'angolo di incidenza espresso in gradi.

In Fig. 9-3 è possibile osservare la polare del velivolo nelle suddette condizioni di volo valuta per la condizione di flap retratti e motore ON.

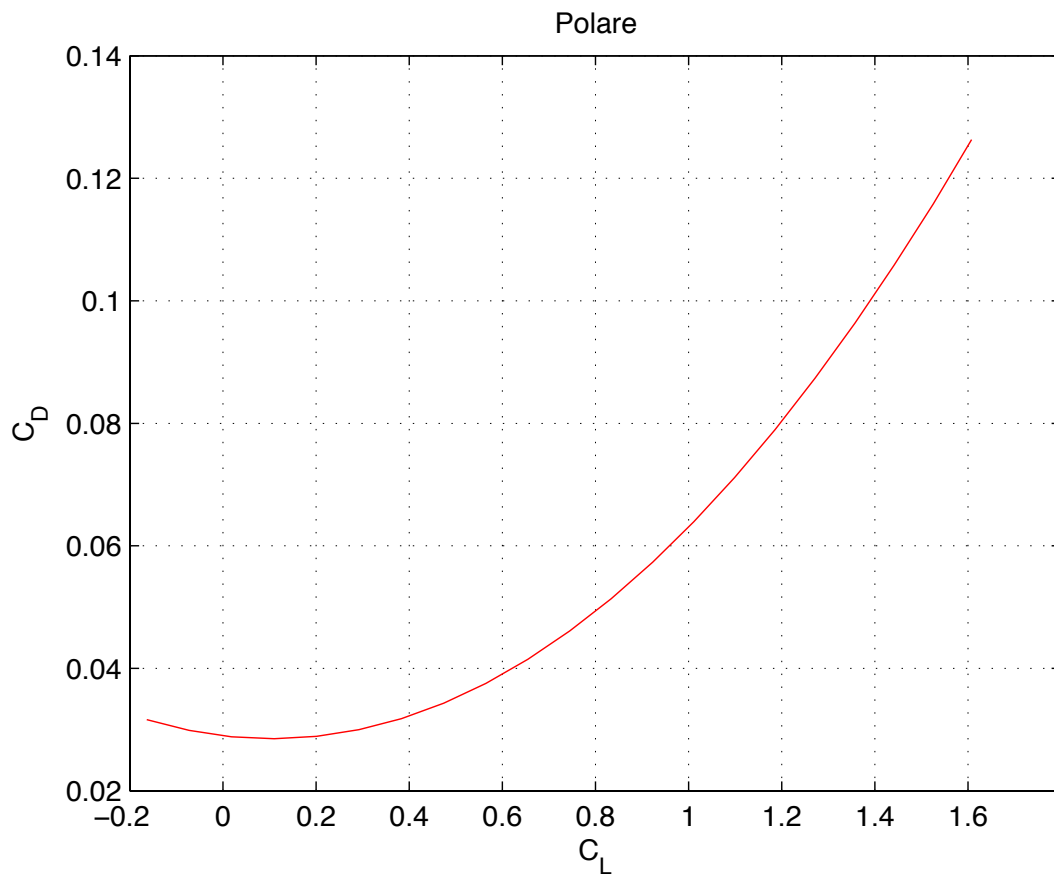


Figura 9-3 –Andamento del coefficiente di resistenza in relazione al coefficiente di portanza

In Fig. 9-4 è rappresentato l'andamento del coefficiente di momento di beccheggio C_m espresso anch'esso in funzione dell'angolo di incidenza geometrica.

Da tale grafico è possibile ricavare che il coefficiente di momento per portanza nulla è uguale a $C_{m0} = 0.237$, ottenuto per angolo di incidenza $\alpha_0 = -3.2^\circ$.

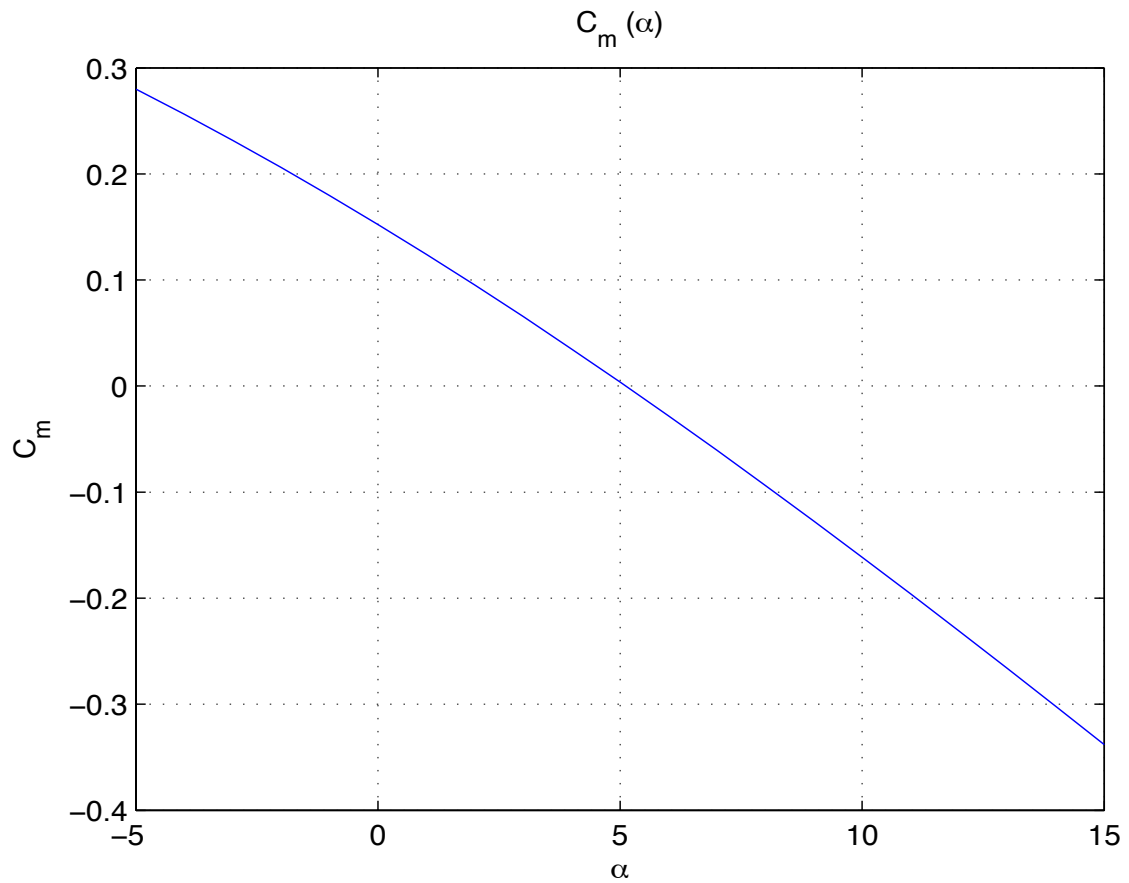


Figura 9-4 – Andamento del coefficiente aerodinamico di beccheggio relativo alle variazioni dell'angolo di incidenza espresso in gradi

9.2 – Valutazione dei coefficienti C_L e C_D in funzione della velocità angolare di beccheggio

Sempre grazie alla funzione MAIN, facendo variare il valore della velocità angolare di beccheggio q adimensionalizzata, nell'intervallo -0.1 e 0.1, in condizione di incidenza nulla e angolo di rotazione dell'equilibratore nullo, i coefficienti variano secondo gli andamenti rappresentati nelle Fig.re 9-5 e 9-6, rispettivamente riferite ai coefficienti C_L e C_m .

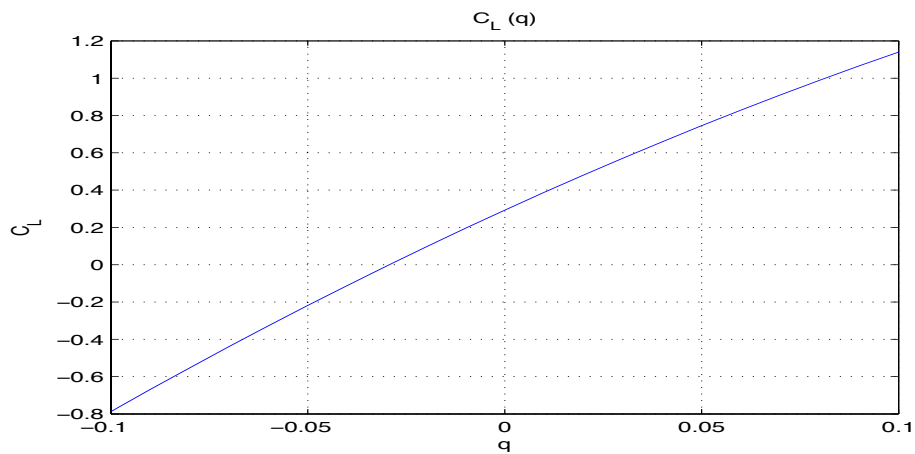


Figura 9-5 –Andamento del coefficiente di portanza relativo a variazioni della velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

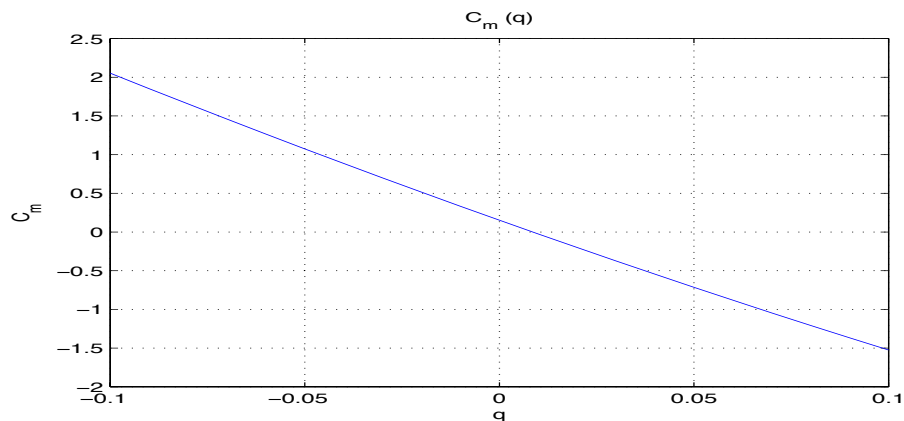


Figura 9-6 –Andamento del coefficiente di momento di beccheggio relativo a variazioni della velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

9.3 – Valutazione dei coefficienti C_L e C_m in funzione della rotazione del comando di equilibratore

Le Fig.re 9-7 e 9-8 poste a seguito, mostrano l'influenza del comando di equilibratore sui coefficienti C_L e C_m evidenziando la loro variazione per un intervallo di azionamento dell'equilibratore tra i -30° ed i 30° .

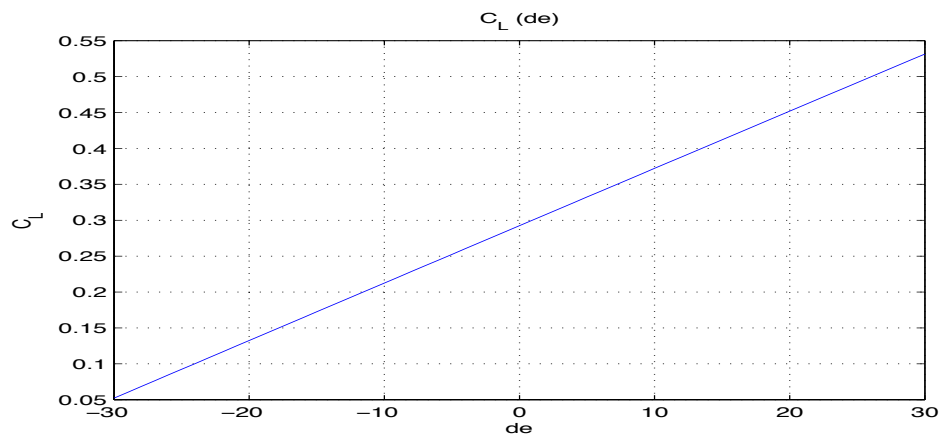


Figura 9-7 – Andamento del coefficiente di portanza relativo a variazioni della rotazione in gradi dell'angolo di equilibratore

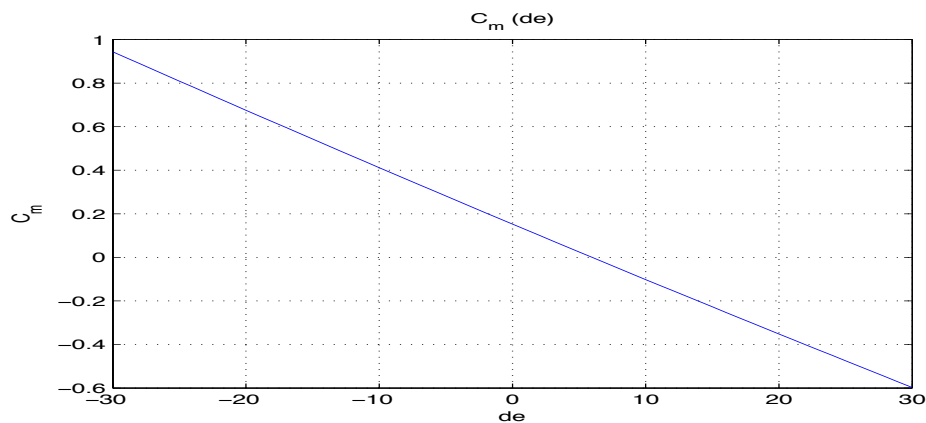


Figura 9-8 – Andamento del coefficiente di momento di beccheggio relativo a variazioni della rotazione in gradi dell'angolo di equilibratore

Le Figre 9-9 e 9-10 mettono in relazione, invece, le diverse curve dei coefficienti di portanza e di momento di beccheggio in funzione dell'incidenza per angoli di equilibratore tra -30° e 30° con intervalli di 10° .

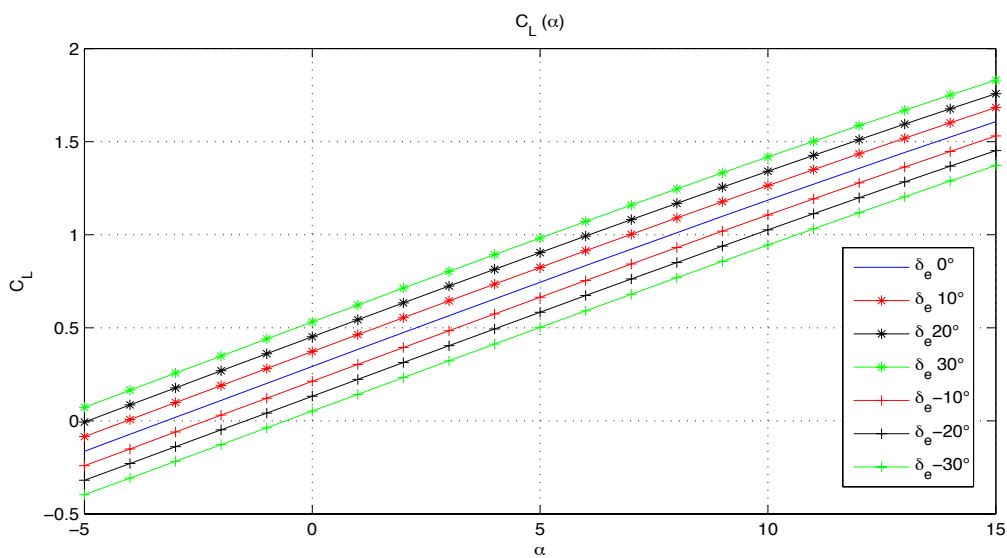


Figura 9-9 –Andamenti delle curve $C_L(\alpha)$ per diversi angoli di rotazione dell'equilibratore

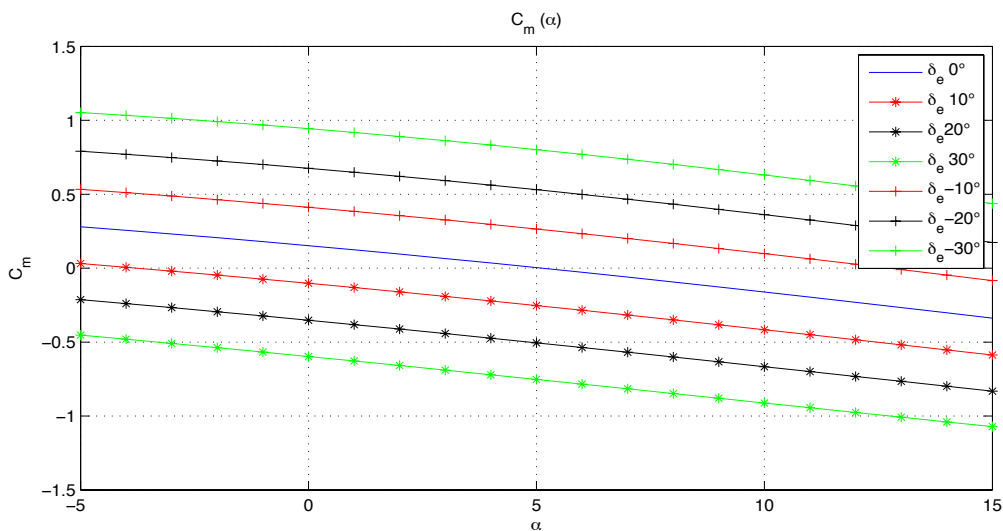


Figura 9-10 –Andamenti delle curve $C_m(\alpha)$ per diversi angoli di rotazione dell'equilibratore

9.4 – Derivate $C_{L\alpha}$ $C_{m\alpha}$ $C_{D\alpha}$

Analizzando gli andamenti delle figure di cui sopra è possibile estrapolare gli andamenti delle derivate aerodinamiche $C_{L\alpha}$ $C_{m\alpha}$ $C_{D\alpha}$ in relazione all'angolo di incidenza, come raffigurato nei grafici seguenti:

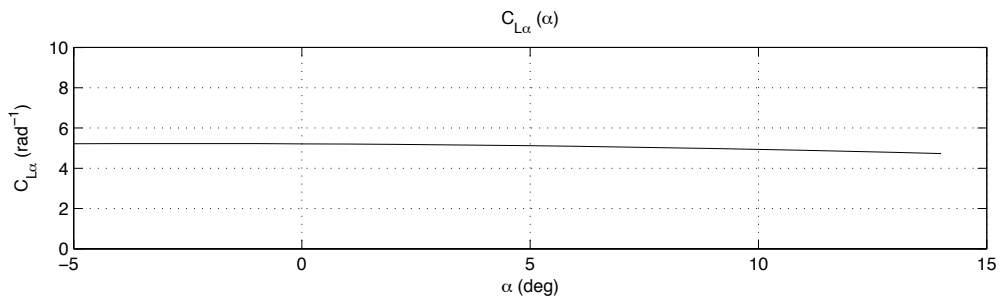


Figura 9-11 –Andamenti della derivata aerodinamica $C_{L\alpha}$ in funzione dell'angolo di incidenza espresso in gradi

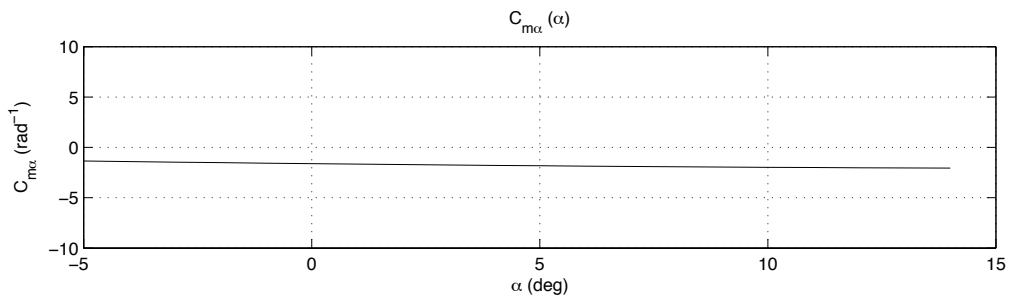


Figura 9-12 –Andamenti della derivata aerodinamica $C_{m\alpha}$ in funzione dell'angolo di incidenza

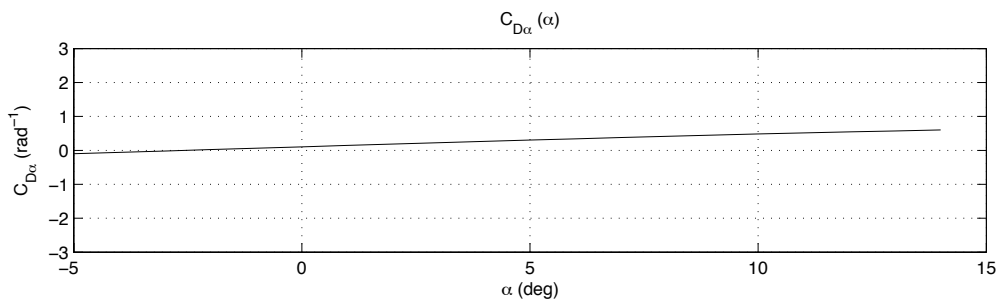


Figura 9-13 –Andamenti della derivata aerodinamica $C_{D\alpha}$ in funzione dell'angolo di incidenza

9.5 – Derivate C_{Lq} C_{mq}

Analizzando gli andamenti delle Fig.re 9-11 e 9-12 è possibile calcolare i grafici sotto riportati, raffiguranti gli andamenti delle derivate C_{Lq} e C_{mq} in relazione al valore di velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

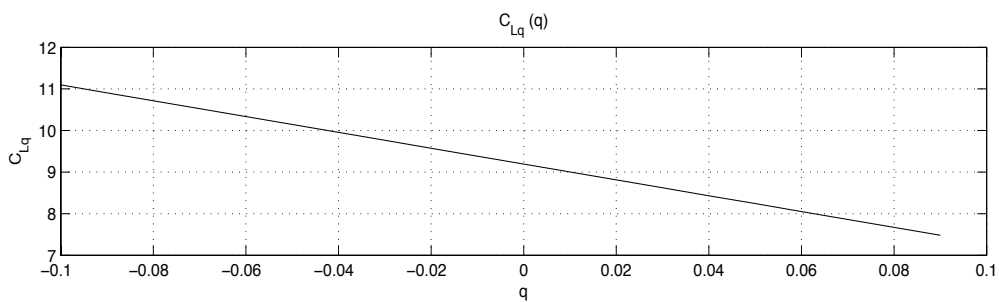


Figura 9-14 – Andamenti della derivata aerodinamica C_{Lq} in funzione della velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

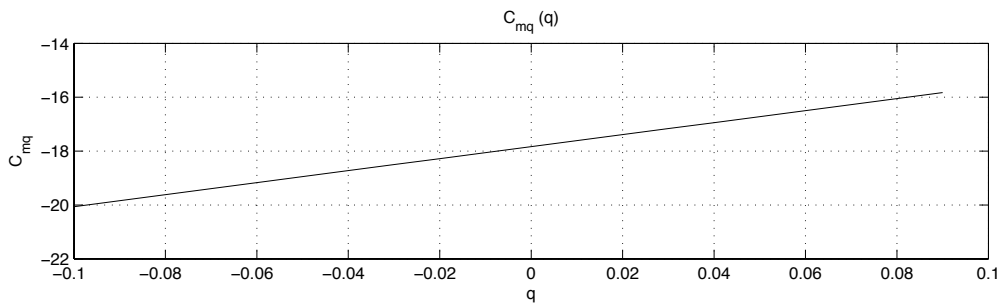


Figura 9-15 – Andamenti della derivata aerodinamica C_{mq} in funzione della velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata

9.6 - Derivate aerodinamiche dovute all'effetto del downwash

Purtroppo AVL non consente di valutare le derivate aerodinamiche $C_{L\dot{\alpha}}$ e $C_{m\dot{\alpha}}$ dovute al ritardo con il quale il downwash generato dall'ala si trasferisce alla zona di coda.

Ricordando che:

$$C_{L\dot{\alpha}} = 2a_H V_H \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (9.1)$$

ed essendo

a_H = pendenza della curva di portanza della superficie orizzontale di coda

V_H = volume orizzontale di coda = 0.610

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ = effetto del downwash

si è seguita la metodologia mostrata in [1] per calcolare i valori sopra elencati.

La pendenza della curva di portanza a_H^* è valutata con la relazione

$$a_H^* = \frac{2\pi_H}{2 + \sqrt{\frac{AR_H^2 \beta^2}{K^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{Hc/2}}{\beta^2}\right)} + 4}$$

nella quale

$$K = C_{l\alpha H} / 2\pi = 6.16 / 2\pi = 0.9804$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \approx 1$$

Tenendo conto delle sole caratteristiche geometriche della superficie orizzontale di coda, riportate nel capitolo 4, si ha

$$a_H^* = 3.774 \text{rad}^{-1} \quad (9.2)$$

Tuttavia la coda orizzontale del velivolo si trova in posizione superiore rispetto alla scia dell'ala e dell'elica, quindi si è assunto un valore del rendimento di coda orizzontale η_H pari a

$$\eta_H = \left(\frac{V_H}{V}\right)^2 = 0.9 \quad (9.3)$$

Dunque moltiplicando il valore a_H^* per il rendimento di coda orizzontale:

$$a_H = \eta_H \cdot a_H^* = 3.396 \text{rad}^{-1} \quad (9.4)$$

Per calcolare poi l'effetto sulla coda del downwash generato dall'ala è bene ricordare la nota espressione che lo caratterizza:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha \quad (9.5)$$

In condizioni di flap retratti si può generalmente ritenere $\varepsilon_0 \approx 0$.

Mentre per il calcolo della pendenza $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ si fa riferimento alla formula seguente.

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4.44 \left(K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos \Lambda_{c/4}} \right)^{1.19} \quad (9.6)$$

dove

$$K_A = \frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}}$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{Z_H}{b}}{\left(2 \frac{X_H}{b} \right)^{1/3}}$$

I valori di X_H e Z_H sono riportati in Tab 4.5.

Per il caso in esame si ha

$$\begin{aligned}\Lambda_{c/4} &= 0^\circ \\ AR &= 7.5 \\ \lambda &= 1 \\ b &= 7.906m \\ X_H &= 3.3m \\ Z_H &= 0.9m\end{aligned}$$

e quindi

$$\begin{aligned}K_A &= 0.102 \\ K_\lambda &= 1 \\ K_H &= 0.9411\end{aligned}$$

Di conseguenza, per la (9.6)

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.2731 \quad (9.7)$$

Avendo calcolato dunque tutti i valori caratteristici della funzione (9.1), si ottiene:

$$C_{L\alpha} = 1.13rad^{-1}$$

Da [1] si ha inoltre

$$C_{m\dot{\alpha}} = -C_{L\dot{\alpha}} \frac{X_H - (h - 0.25)\bar{c}}{\bar{c}}$$

poiché

$$X_H = 3.3m$$

$$\bar{c} = 1.054m$$

si ottiene che la derivata aerodinamica $C_{m\dot{\alpha}}$ avrà valore:

$$C_{m\dot{\alpha}} = (-3.382 + 1.13h)rad^{-1} = -3.548rad^{-1} \text{ (per } h = 0.24)$$

Capitolo 10

Dinamica longitudinale

Nel presente capitolo si esaminano i modi propri longitudinali del velivolo con riferimento ad una condizione di volo livellato a quota 3000m e ad una velocità di volo pari a 40 m/s. Verranno confrontati i risultati forniti da metodologie approssimate con quelli ottenuti dalla risoluzione numerica dell'equazione caratteristica della matrice del sistema e si presenteranno le risposte dinamiche del velivolo al comando di equilibratore.

10.1 – Calcolo condizione di trim mediante AVL

Con l'ausilio del software AVL è stato possibile calcolare le condizioni di trim del velivolo per il punto di riferimento scelto.

Dopo aver caricato il file di input geometrico SCAUT500.avl ed il file .run, come presentato nel capitolo 7, è necessario digitare il comando “oper” per giungere alla schermata seguente.

```

AVL  c> oper
Operation of run case 1/1:  alpha0 de0 dq0
=====
variable          constraint
-----
A lpha            -> alpha      = 0.000
B eta             -> beta       = 0.000
R oll rate        -> pb/2U     = 0.000
P itch rate       -> qc/2U     = 0.000
Y aw rate         -> rb/2U     = 0.000
D1 aileron        -> aileron   = 0.000
D2 flap           -> flap      = 0.000
D3 elevator       -> elevator  = 0.000
D4 rudder         -> rudder    = 0.000
=====
C1 set level or banked horizontal flight constraints
C2 set steady pitch rate <looping> flight constraints
M odify parameters

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

eX ecute run case          I nitialize variables

G eometry plot            T reffftz Plane plot

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

.OPER <case 1/1>  c>

```

Figura 10-1 –schermata del menù “oper” di AVL per la valutazione delle condizioni di trim

A questo punto sarà possibile intervenire sui valori delle variabili direttamente dal prompt di AVL.

Come mostrato nell’immagine a seguito, ottenuta digitando “c1” si potranno modificare in via diretta i valori desiderati per lo studio della condizione di trim accedendo ad un apposito sottomenù.

```

Enter parameter, value (or # - + N ) c> v 40
.. setting new CL for run case 1
.. setting new turn radius for run case 1
.. setting new load factor for run case 1

Setup of trimmed run case 1/1: alpha15,de30,dq0.1
<level or banked horizontal flight>
=====
B bank angle = 0.000 deg
C CL = 0.8086
U velocity = 40.00 Lunit/Tunit
M mass = 500.0 Munit
D air dens. = 0.9093 Munit/Lunit^3
G grav.acc. = 9.800 Lunit/Tunit^2
turn rad. = 0.000 Lunit
load fac. = 1.000
X X_cg = 2.888 Lunit
Y Y_cg = 0.000 Lunit
Z Z_cg = 0.6584E-01 Lunit

Enter parameter, value (or # - + N ) c> _

```

Figura 10-2 –schermata del sottomenù di AVL per impostare le condizioni di trim

Nel caso specifico digitando “d 0.9093” si è fissato a 0.9093 kg/m³ il valore della densità dell’aria, pari per l’appunto a quello relativo ad una quota di 3000m.

Digitando invece “v 40” si è specificata la velocità di volo espressa in m/s.

L’ultima procedura, per attribuire correttamente i valori delle variabili per il calcolo delle condizioni di trim, è quella di impostare l’angolo di rotazione dell’equilibratore per ottenere un momento di imbardata nullo: per far ciò bisognerà digitare “de pm 0” nel menu principale di “oper”.

Infine con il comando “x” sarà possibile lanciare la simulazione ed ottenere i valori di interesse sotto riportati:

$$\alpha_e = \text{angolo di incidenza di trim} = 5.78^\circ$$

$$\delta_{e_e} = \text{angolo di equilibratore di trim} = -0.8^\circ$$

$$C_{L_e} = \text{coefficiente di portanza nella condizione di trim} = 0.8086$$

$$C_{D_e} = \text{coefficiente di resistenza nella condizione di trim} = 0.0552$$

10.2 – Sintesi delle caratteristiche aeromeccaniche longitudinali nella condizione di trim

Si riportano in seguito le caratteristiche aeromeccaniche longitudinali del velivolo SCAUT-500 relative alla condizione di trim prima calcolata con riferimento ad una quota di volo di 3000m e di una velocità di volo pari a 40m/s e flap retratti.

$$C_{L_{\alpha}} = 5.113 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{D_{\alpha}} = 0.35 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m_{\alpha}} = -1.83 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m_0} = 0.237$$

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 1.13 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -3.548 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L_q} = 9.193$$

$$C_{m_q} = -17.83$$

$$C_{L_{\delta_e}} = 0.4584 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m_{\delta_e}} = -1.5 \text{ rad}^{-1}$$

10.3 – Valutazione delle caratteristiche dei modi propri longitudinali con formule approssimate.

10.3.1 – Valutazione con formule approssimate del modo di lungo periodo.

Come illustrato in [2] è stato possibile calcolare il coefficiente di smorzamento e la pulsazione propria non smorzata del moto di lungo periodo dalle equazioni:

$$\left\{ \begin{array}{l} \xi_p = \frac{3}{2\sqrt{2}} \frac{C_{De}}{C_{Le}} = \frac{3}{2\sqrt{2}} \frac{C_{D0} + kC_{Le}^2}{C_{Le}} = 1.06 \frac{0.0277 + 0.042C_{Le}^2}{C_{Le}} \\ \omega_p = \frac{\sqrt{2}g}{V} \end{array} \right. \quad (10.1)$$

mentre usando le formule poste in seguito si perviene alla pulsazione propria e il tempo di dimezzamento

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_L = \omega_p \sqrt{|\xi_p^2 - 1|} \\ t_{1/2L} = \frac{0.69}{\xi_p \omega_p} \end{array} \right. \quad (10.2)$$

da cui si ottiene :

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_L = 0.3459 \text{ s}^{-1} \\ t_{1/2L} = 27.5189 \text{ s} \end{array} \right.$$

10.3.2 – Valutazione con formule approssimate del modo di corto periodo.

Utilizzando le equazioni (10.3), tratte da [2] è stato possibile calcolare il coefficiente di smorzamento ζ_{sp} e la pulsazione propria non smorzata ω_{sp} .

$$\left\{ \begin{array}{l} \zeta_{sp} = \frac{\hat{I}_Y C_{L\alpha} - 2\mu(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})}{2\sqrt{-2\mu\hat{I}_Y(2\mu C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} C_{L\alpha})}} \\ \omega_{sp} = \frac{2U_0}{c} \sqrt{-\frac{C_{m\dot{\alpha}}}{\hat{I}_Y} - \frac{C_{mq} C_{L\alpha}}{2\mu\hat{I}_Y}} \end{array} \right. \quad (10.3)$$

Per trovare i valori della pulsazione propria e del tempo di dimezzamento è stato fatto uso delle (10.4):

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_s = \omega_{sp} \sqrt{|\zeta_{sp}^2 - 1|} \\ t_{1/2s} = \frac{0.69}{\zeta_{sp} \omega_{sp}} \end{array} \right. \quad (10.4)$$

Sostituendo all'interno delle (10.3) i valori sotto elencati, riferiti al caso in esame di peso massimo e quota di volo pari a 3000m:

$$\hat{I}_Y = \frac{8I_Y}{\rho S \bar{c}^3} = \frac{8 \cdot 830 \text{ kg} \cdot \text{m}^2}{0.9093 \text{ kg/m}^3 \cdot 8.33 \text{ m}^2 \cdot 1.054^3 \cdot \text{m}^3} = 748.6$$

$$C_{L\alpha} = 5.11 \text{ rad}^{-1}$$

$$\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}} = 125.25$$

$$C_{m\alpha} = -1.836 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -3.548 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{mq} = -17.83$$

si ottiene:

$$\begin{cases} \xi_{sp} = 0.4535 \\ \omega_{sp} = 4.1180 \text{ s}^{-1} \end{cases}$$

Dunque la pulsazione propria, il periodo ed il tempo di dimezzamento del moto di corto periodo saranno:

$$\begin{cases} \omega_s = 3.6702 \text{ s}^{-1} \\ T_s = \frac{2\pi}{\omega_s} = 1.712 \text{ s} \\ t_{1/2s} = 0.3695 \text{ s} \end{cases}$$

10.4 – Soluzioni esatte della dinamica longitudinale.

Per ottenere una verifica delle soluzioni approssimate trovate nei paragrafi precedenti si sono calcolate le soluzioni esatte dell'equazione caratteristica del sistema di equazioni differenziali che governano il moto del velivolo nel piano longitudinale.

$$A_1 \lambda^4 + B_1 \lambda^3 + C_1 \lambda^2 + D_1 \lambda + E_1 = 0 \quad (10.5)$$

dove:

$$A_1 = 1$$

$$B_1 = -X_u - \frac{Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}} - \left[M_q + \frac{M_{\dot{w}}(Z_q + U_0)}{1 - Z_{\dot{w}}} \right]$$

$$C_1 = X_u M_q + \frac{(Z_q + U_0)}{1 - Z_{\dot{w}}} (X_u M_{\dot{w}} - M_w) + \frac{Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}} (X_u + M_q) - \frac{X_w Z_u}{1 - Z_{\dot{w}}}$$

$$D_1 = \frac{X_u}{1 - Z_{\dot{w}}} [M_w (Z_q + U_0) - Z_w M_q] + \frac{Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}} [Z_u M_q - M_u (Z_q + U_0)] + g \cdot \left(M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{1 - Z_{\dot{w}}} \right)$$

$$E_1 = \frac{g}{1 - Z_{\dot{w}}} (Z_u M_w - Z_w M_u)$$

Con l'ausilio di Matlab è stato possibile ricavare i valori dei coefficienti sopra citati per il velivolo SCAUT-500 nelle condizioni di trim descritte nel paragrafo 10.2.

$$\begin{aligned}
 A_1 &= 1 \\
 B_1 &= 3.7596 \\
 C_1 &= 17.1037 \\
 D_1 &= 1.0121 \\
 E_1 &= 1.6884
 \end{aligned}$$

Le radici del polinomio (10.5) risultano pertanto essere le seguenti:

$$\begin{cases}
 \lambda_1 = -1.861 + j 3.660 \\
 \lambda_2 = -1.861 - j 3.660
 \end{cases}$$

$$\begin{cases}
 \lambda_3 = -0.0190 + j 0.3158 \\
 \lambda_4 = -0.0190 - j 0.3158
 \end{cases}$$

In Tab 10.1 si confrontano i valori delle pulsazioni proprie e degli smorzamenti dei modi propri longitudinali ottenuti con le teorie approssimate ed in modo esatto.

	LUNGO PERIODO		CORTO PERIODO	
	ξ_p	ω_p	ξ_{sp}	ω_{sp}
APPROSSIMATO	0.0723	0.3468 s ⁻¹	0.4535	4.118 s ⁻¹
ESATTO	0.0599	0.3164 s ⁻¹	0.4532	4.1061 s ⁻¹

Tabella 10.1 – Confronto tra i valori delle pulsazioni proprie e degli smorzamenti dei modi propri longitudinali ottenuti con le teorie approssimate e con la risoluzione esatta del polinomio caratteristico.

I risultati ottenuti mostrano che gli errori maggiori sono stati commessi nella valutazione approssimata della pulsazione propria e dello smorzamento del modo di lungo periodo, mentre i valori approssimati del modo di corto periodo risultano quasi corrispondenti ai valori esatti.

10.5 Risposta al comando di equilibratore

Dopo aver analizzato i modi propri del velivolo è stato sviluppato un codice di calcolo in ambiente Matlab per integrare numericamente le equazioni linearizzate del moto del velivolo nel piano longitudinale al fine di poterne valutare la risposta ad un ingresso a gradino unitario negativo di equilibratore partendo dalle condizioni di trim calcolate in precedenza.

$$\begin{cases} \dot{u} = -g\theta + X_u u + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_q q + X_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{w} = Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + (Z_q + U_0) q + Z_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{q} = M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{H} = U_0 \theta - w \end{cases} \quad (10.6)$$

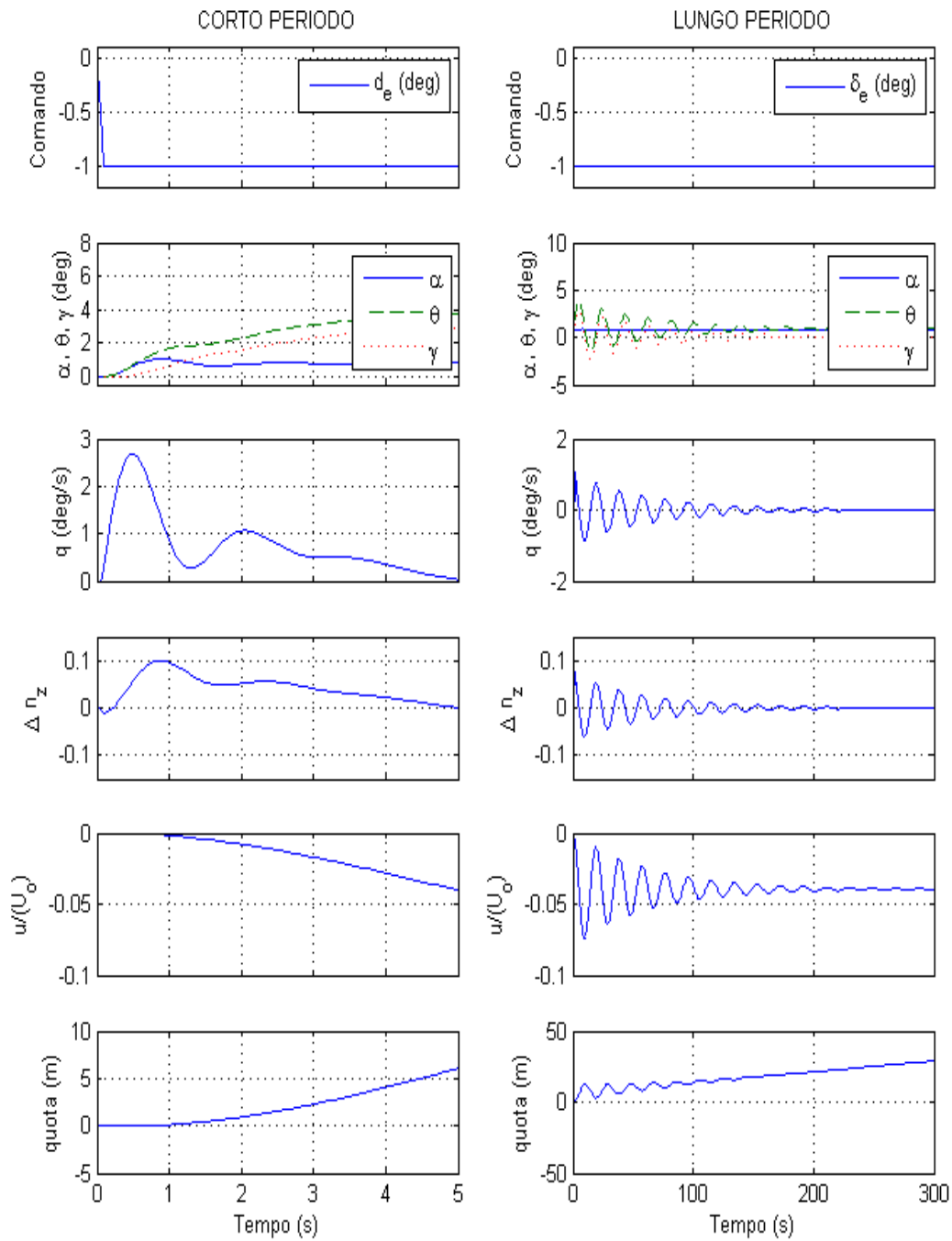


Figura 10-3 – Risposta dinamica del velivolo al comando a gradino unitario negativo di equilibratore $\delta_e = -1^\circ$ a 3000m di quota e velocità $U_0 = 40\text{m/s}$, partendo da condizioni di peso massimo.

Capitolo 11

Risultati piano latero-direzionale

Analogamente a quanto fatto per il piano longitudinale grazie all'ausilio dello script MAIN è stato possibile valutare le caratteristiche aerodinamiche nel piano latero-direzionale dello SCAUT-500 in condizioni di velocità di volo pari a 40 m/s ad una quota di volo di 3000m di motore ON e di flap retratti.

11.1 – Andamento dei coefficienti C_l C_Y C_n rispetto alle variabili β , p ed r

Nelle Fig.re 11-1, 11-2, 11-3 si riportano gli andamenti dei coefficienti C_l C_Y e C_n rispetto all'angolo di deriva β .

Nelle Fig.re 11-4, 11-5, 11-6 si riportano gli andamenti dei coefficienti C_l C_Y e C_n rispetto alla velocità di rollio adimensionalizzata p valutati per β e comandi di alettone e timone nulli.

Nelle Fig.re 11-7, 11-8, 11-9 si riportano gli andamenti dei coefficienti C_l C_Y e C_n rispetto alla velocità di imbardata adimensionalizzata r valutati per β e comandi di alettone e timone nulli.

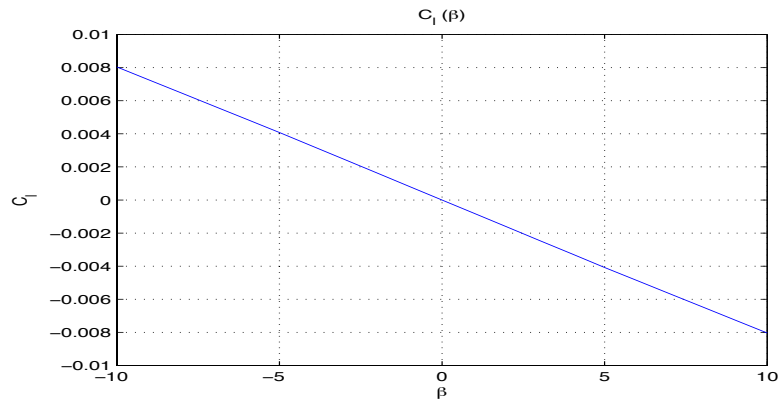


Figura 11-1 – Andamento del coefficiente C_l rispetto all'angolo di deriva espresso in gradi

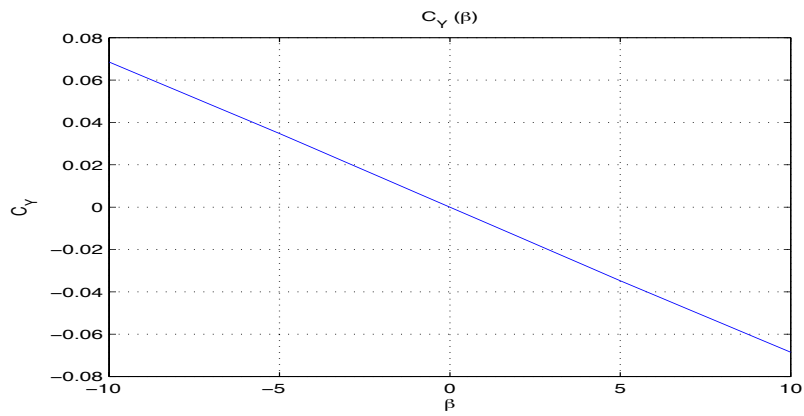


Figura 11-2 – Andamento del coefficiente C_y rispetto all'angolo di deriva espresso in gradi

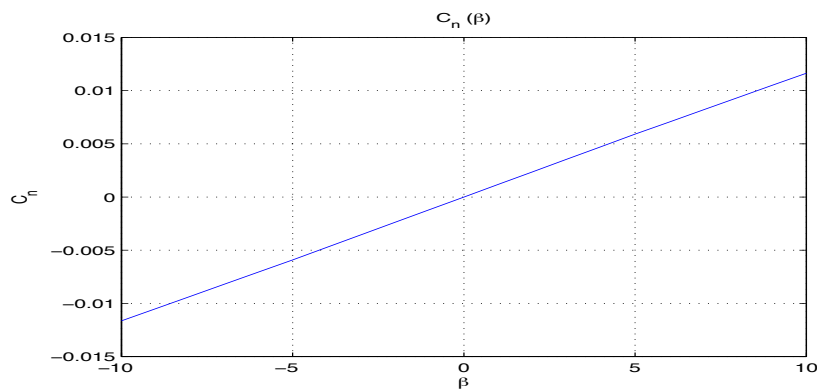


Figura 11-3 – Andamento del coefficiente C_n rispetto all'angolo di deriva espresso in gradi

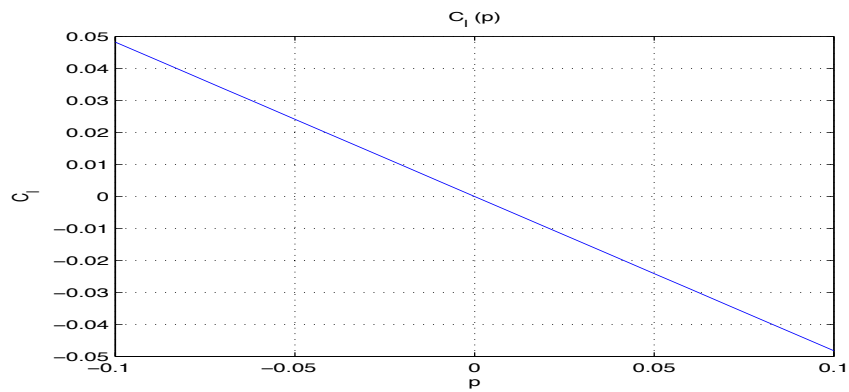


Figura 11-4 – Andamento del coefficiente C_l rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

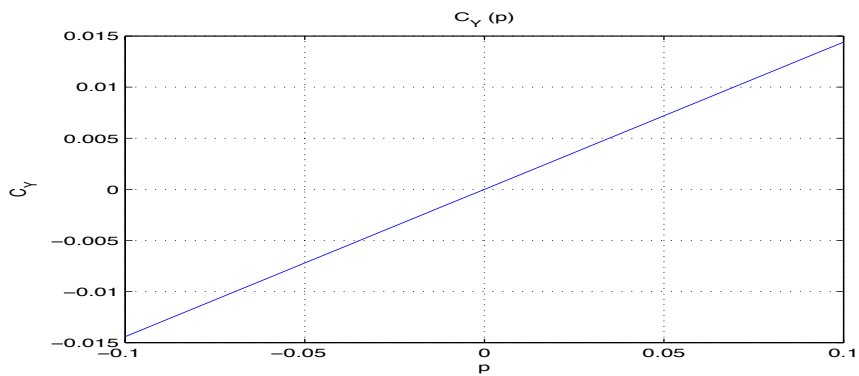


Figura 11-5 – Andamento del coefficiente C_Y rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

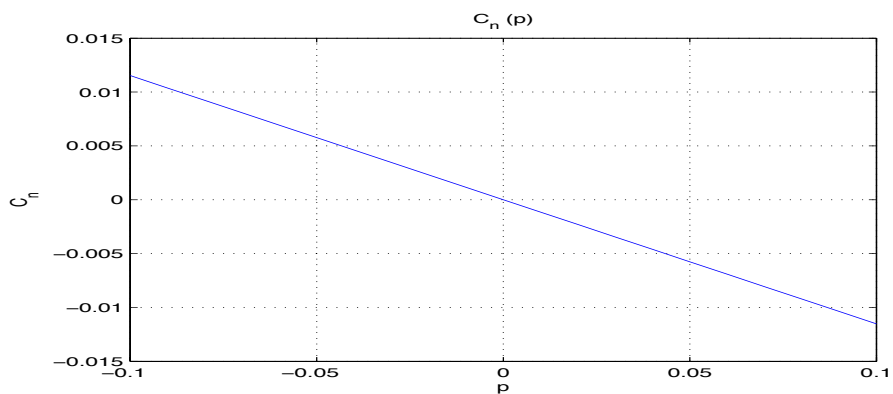


Figura 11-6 – Andamento del coefficiente C_n rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

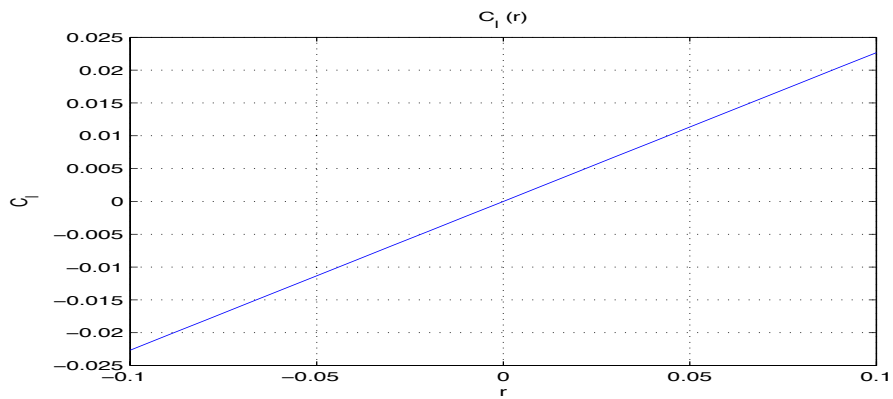


Figura 11-7 – Andamento del coefficiente C_l rispetto alla velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

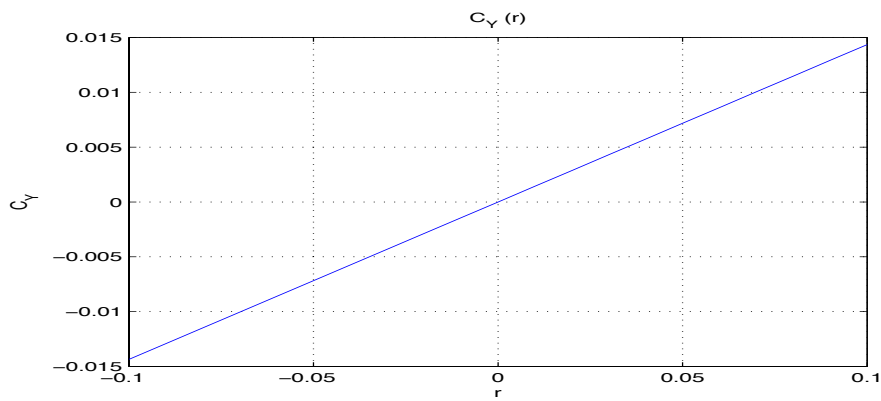


Figura 11-8 – Andamento del coefficiente C_y rispetto alla velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

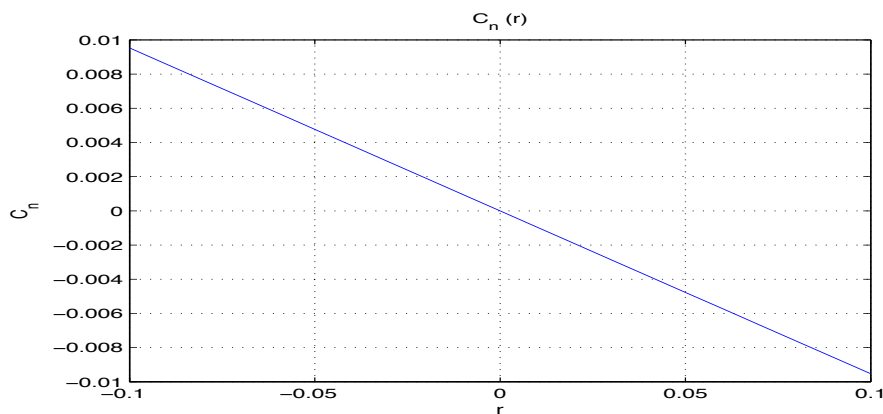


Figura 11-9 – Andamento del coefficiente C_n rispetto alla velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

11.2 – Derivate $C_{l\beta}$ $C_{Y\beta}$ e $C_{n\beta}$

Analizzando gli andamenti delle figure del paragrafo precedente è possibile estrapolare gli andamenti delle derivate $C_{l\beta}$ $C_{Y\beta}$ $C_{n\beta}$ in relazione all'angolo di deriva β , come raffigurato nei grafici seguenti:

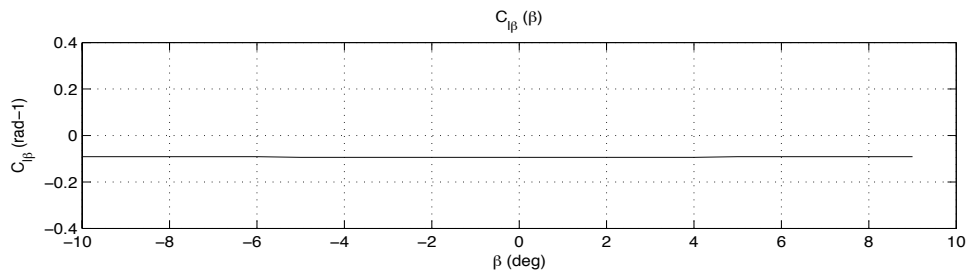


Figura 11-10 – Andamento della derivata $C_{l\beta}$ rispetto all'angolo di deriva

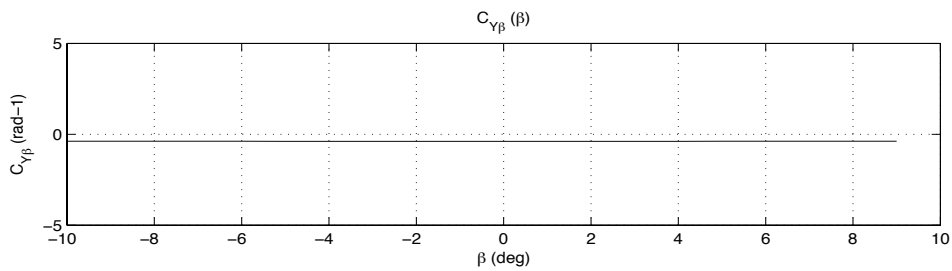


Figura 11-11– Andamento della derivata $C_{Y\beta}$ espressa rispetto all'angolo di deriva

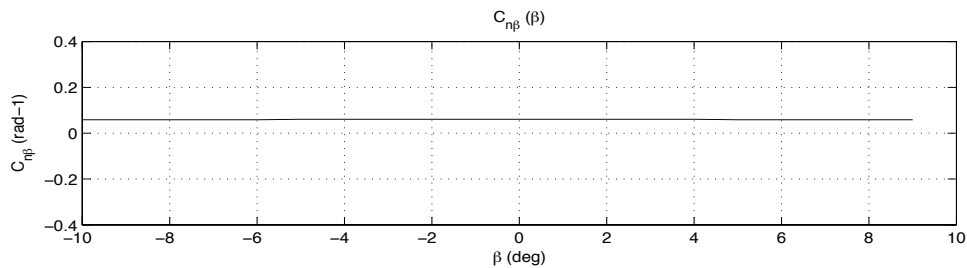


Figura 11-12 – Andamento della derivata $C_{n\beta}$ rispetto all'angolo di deriva

11.3 – Derivate C_{lp} , C_{Yp} e C_{np}

Analizzando gli andamenti delle Fig.re 11-4, 11-5, 11-6 è possibile calcolare i grafici sotto riportati, raffiguranti gli andamenti delle derivate C_{lp} , C_{Yp} e C_{np} in relazione al valore di velocità adimensionalizzata di rollio

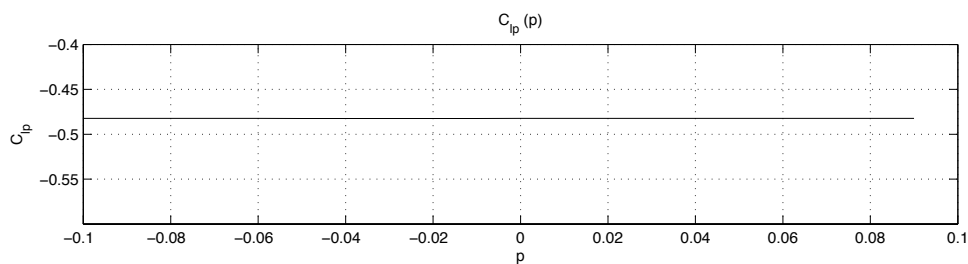


Figura 11-13 – Andamento della derivata C_{lp} rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

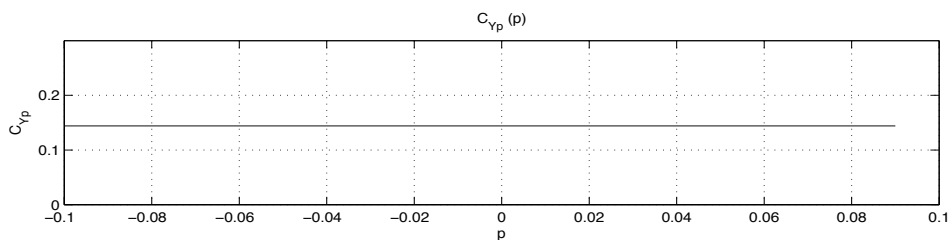


Figura 11-14 – Andamento della derivata C_{Yp} rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

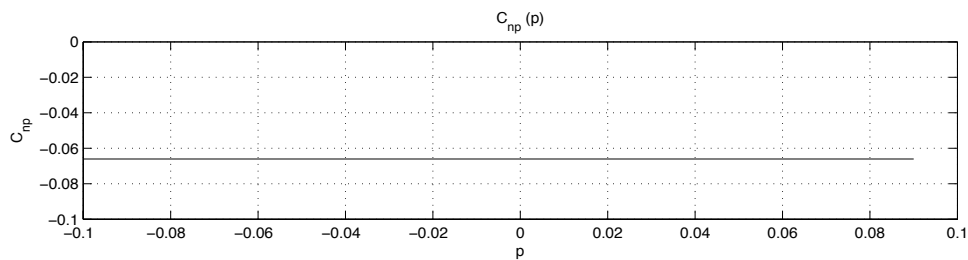


Figura 11-15 – Andamento della derivata C_{np} rispetto alla velocità angolare di rollio adimensionalizzata

11.4 – Derivate C_{lr} , C_{Yr} e C_{nr}

Dalle Fig.re 11-7, 11-8, 11-9 si possono calcolare i grafici riportati di seguito, raffiguranti gli andamenti delle derivate C_{lr} , C_{Yr} e C_{nr} in relazione al valore di velocità adimensionalizzata di imbardata.

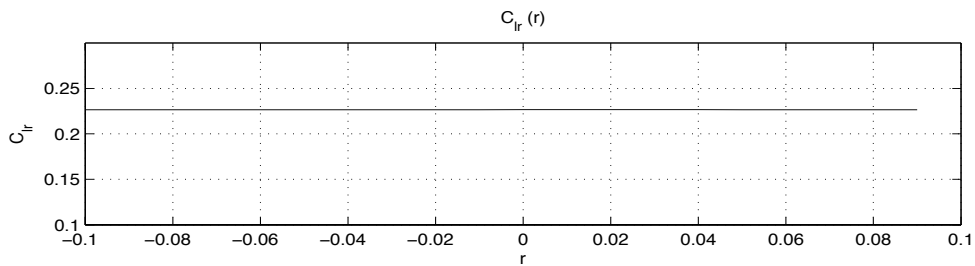


Figura 11-16 – Andamento della derivata C_{lr} rispetto alla velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

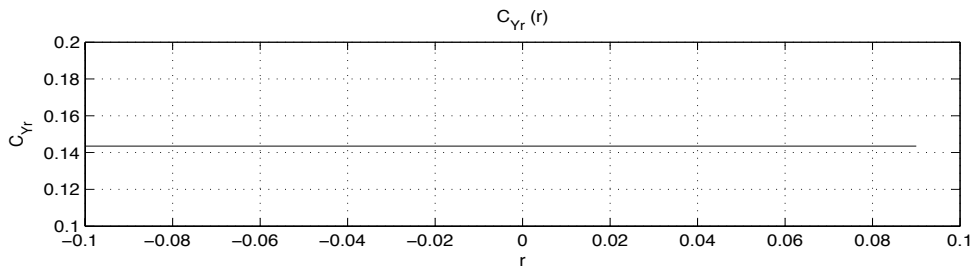


Figura 11-17 – Andamento della derivata C_{Yr} rispetto alla velocità angolare di imbardata Adimensionalizzata

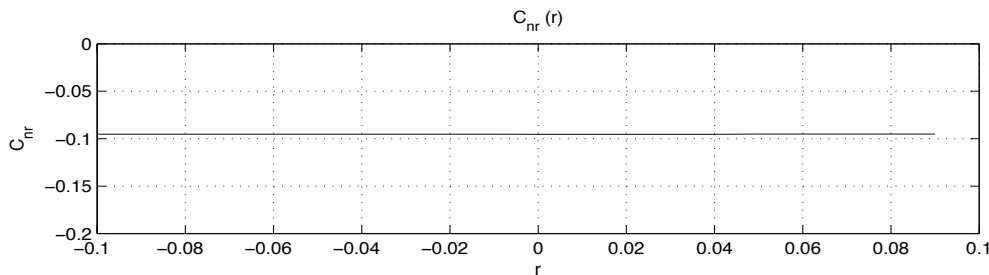


Figura 11-18 – Andamento della derivata C_{nr} rispetto alla velocità angolare di imbardata adimensionalizzata

11.5 – Derivate $C_{l\delta r}$ $C_{Y\delta r}$ e $C_{n\delta r}$

Per calcolare le derivate di comando dovute all'azionamento del timone verticale si deve far riferimento alle Fig.re 11-19, 11-20, 11-21 in cui sono riportati gli andamenti dei coefficienti C_l C_Y e C_n in relazione all' angolo di rotazione della superficie mobile in questione, ricavate con l'utilizzo del database aerodinamico costruito in Matlab.

Da queste, infatti, è possibile risalire all'andamento delle derivate aerodinamiche ottenendo le Fig.re 11-22, 11-23, 11-24.

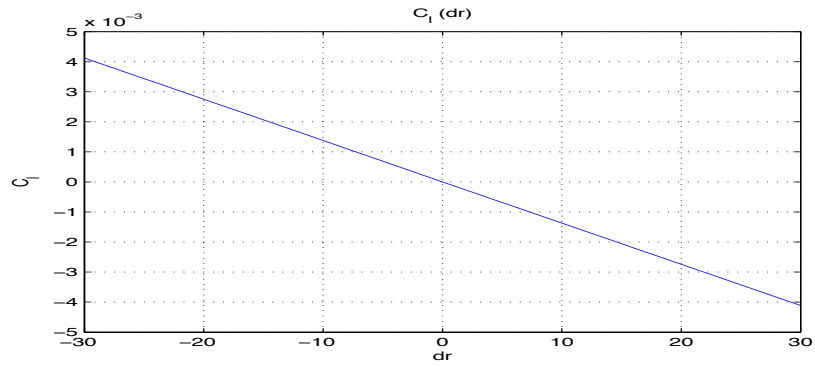


Figura 11-19 – Andamento del coefficiente C_l rispetto alla rotazione in gradi del timone

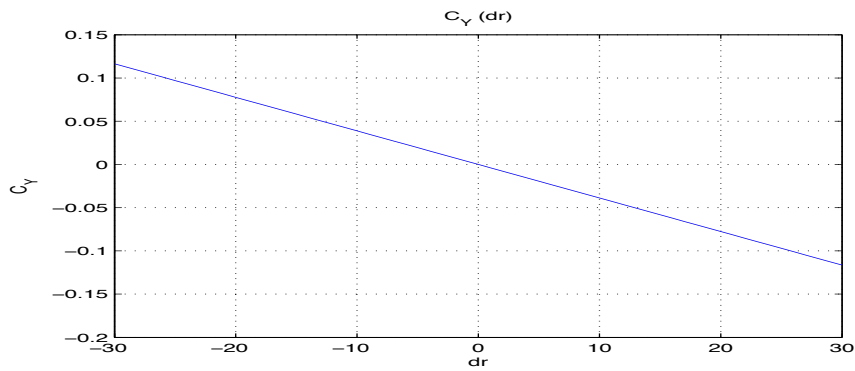


Figura 11-20 – Andamento del coefficiente C_Y rispetto alla rotazione in gradi del timone

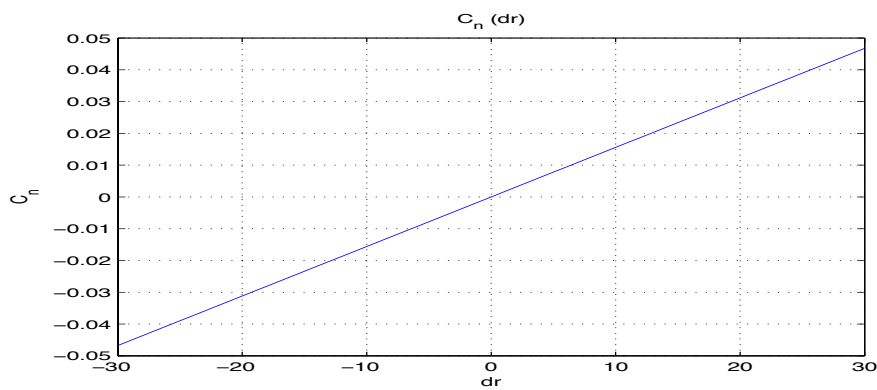


Figura 11-21 – Andamento del coefficiente C_n rispetto alla rotazione in gradi del timone

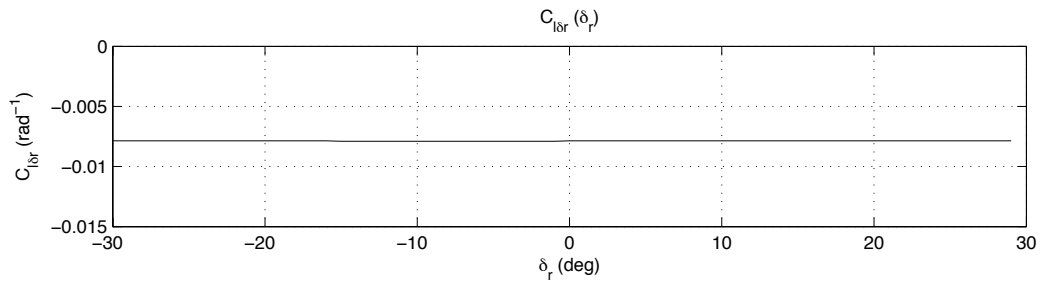


Figura 11-22 – Andamento della derivata $C_{l\delta r}$ rispetto alla rotazione del timone

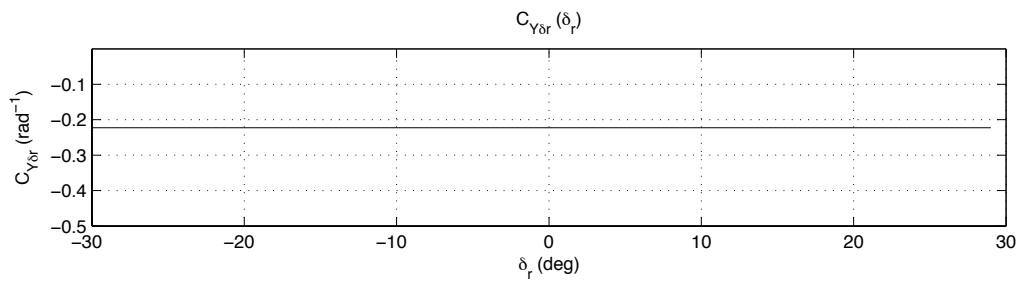


Figura 11-23 – Andamento della derivata $C_{Y\delta r}$ rispetto alla rotazione del timone

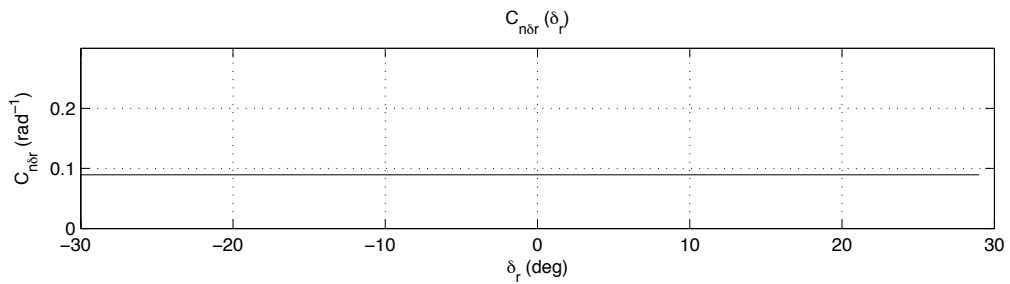


Figura 11-24 – Andamento della derivata $C_{n\delta r}$ rispetto alla rotazione del timone

11.6 – Derivate $C_{l\delta a}$ $C_{Y\delta a}$ e $C_{n\delta a}$

Per calcolare le derivate dovute all'azionamento degli alettoni si deve far riferimento alle Fig.re 11-25, 11-26, 11-27 in cui sono riportati gli andamenti dei coefficienti C_l C_Y e C_n in relazione all' angolo di rotazione degli alettoni del velivolo.

Da questi sono state poi estrapolate le Fig.re 11-28, 11-29, 11-30 raffiguranti gli andamenti delle suddette derivate aerodinamiche.

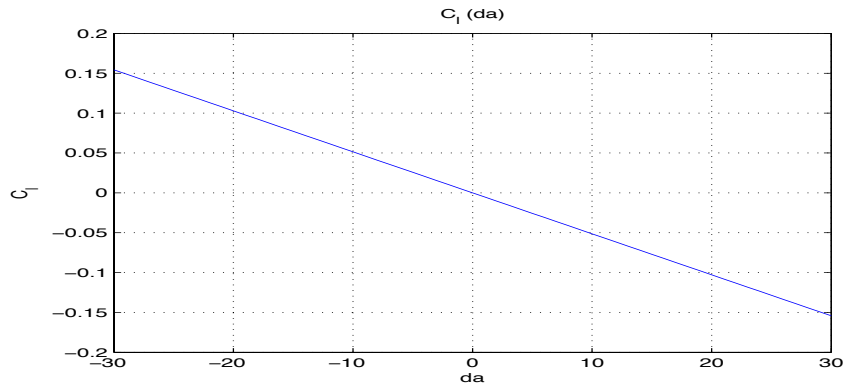


Figura 11-25 – Andamento del coefficiente C_l rispetto alla rotazione in gradi degli alettoni

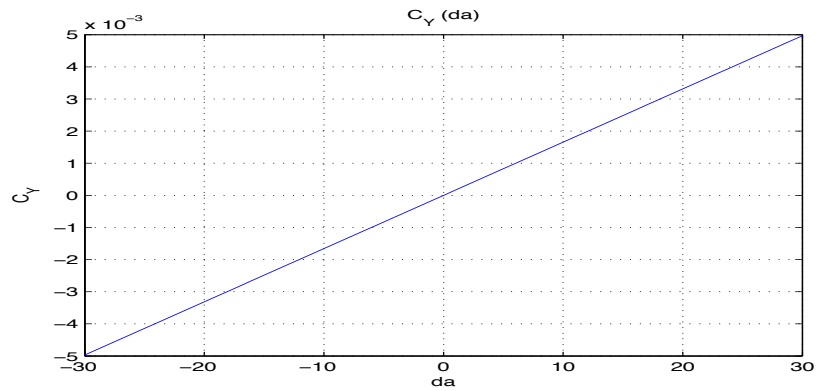


Figura 11-26 – Andamento del coefficiente C_y rispetto alla rotazione in gradi degli alettoni

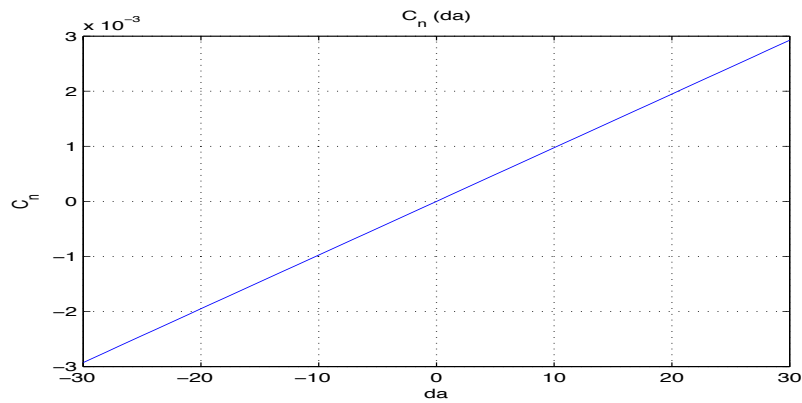


Figura 11-27 – Andamento del coefficiente C_n rispetto alla rotazione in gradi degli alettoni

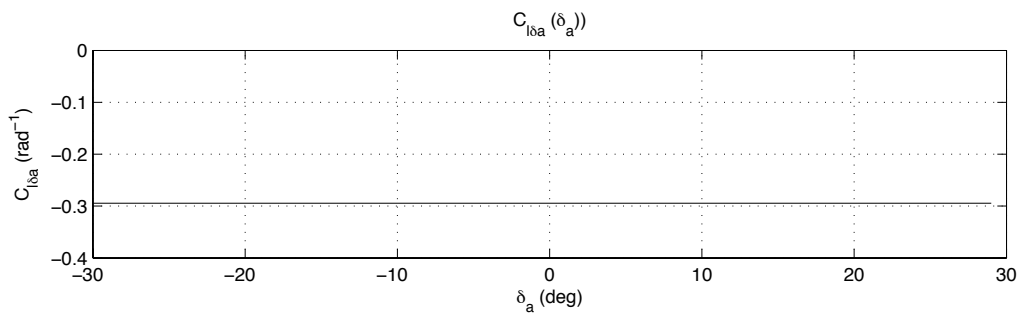


Figura 11-28 – Andamento della derivata $C_{l\delta a}$ rispetto alla rotazione degli alettoni

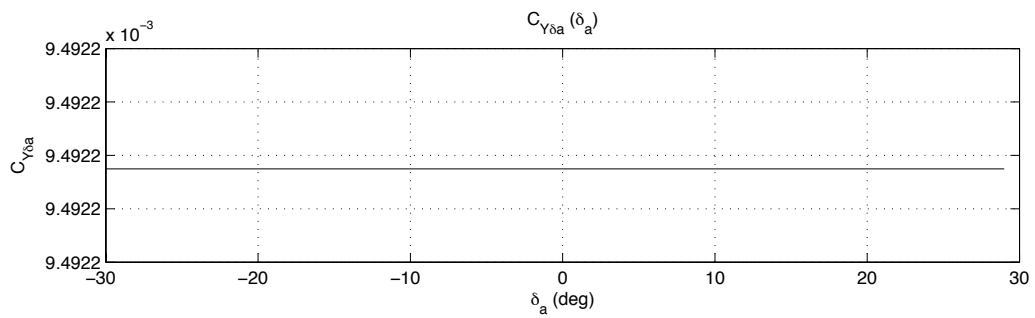


Figura 11-29 – Andamento della derivata $C_{Y\delta a}$ rispetto alla rotazione degli alettoni

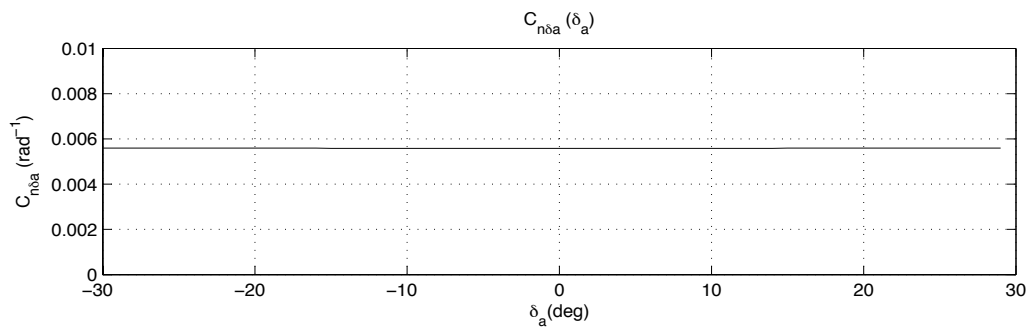


Figura 11-30 – Andamento della derivata $C_{n\delta a}$ rispetto alla rotazione degli alettoni

Capitolo 12

Dinamica latero-direzionale

Nel presente capitolo si esaminano i modi propri latero-direzionali del velivolo con riferimento ad una condizione di volo rettilineo uniforme a quota 3000m e ad una velocità di volo pari a 40 m/s. Verranno confrontati i risultati forniti da metodologie approssimate con quelli ottenuti dalla risoluzione numerica dell'equazione caratteristica della matrice del sistema e si presenteranno le risposte dinamiche del velivolo ai comandi di timone verticale e di alettone.

12.1 – Sintesi delle caratteristiche aeromeccaniche latero-direzionali nella condizione di trim.

Si riportano in seguito le caratteristiche aeromeccaniche latero-direzionali del velivolo SCAUT-500 relative alla condizione di trim calcolate in precedenza con riferimento ad una quota di volo di 3000m e di una velocità di volo pari a 40m/s, flap retratti e angolo di deriva nullo.

$$C_{Y_{\beta}} = -0.388 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_{\beta}} = -0.09422 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_{\beta}} = 0.06061 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Y_p} = 0.144$$

$$C_{l_p} = -0.4823$$

$$C_{n_p} = -0.0659$$

$$C_{Y_r} = 0.1435$$

$$C_{l_r} = 0.2266$$

$$C_{n_r} = -0.0953$$

$$C_{Y_{\delta r}} = 0.2223 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_{\delta r}} = -0.0085 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_{\delta r}} = 0.0892 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Y_{\delta a}} = 0.0095 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_{\delta a}} = -0.2947 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_{\delta a}} = 0.0056 \text{ rad}^{-1}$$

12.2 – Valutazione delle caratteristiche dei modi propri latero-direzionali con formule approssimate.

12.2.1 – Valutazione con formule approssimate del modo di rollio.

Considerando, come mostrato in [2] l'equazione di equilibrio intorno all'asse X, sotto riportata:

$$\dot{p} = L'_v v + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta a} \delta_a + L'_{\delta r} \delta_r \quad (12.1)$$

dove:

$$L'_p = \frac{L_p + \frac{I_{xz}}{I_x} N_p}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}}$$

con:

$$L_p = \frac{\rho S U_0 b^2}{4 I_x} (C_{l_p})$$

$$N_p = \frac{\rho S U_0 b^2}{4 I_z} (C_{n_p})$$

la radice reale del sistema SCAUT-500 relativo al piano latero direzionale corrispondente al polo di rollio approssimato λ_{rollio} risulterà pertanto corrispondere a:

$$\lambda_{rollio} = L'_p = -4.8735$$

alla quale corrisponderà un tempo di dimezzamento stimabile dalla formula:

$$t_{1(1/2)} = -\frac{0.69}{\lambda_{rollio}} \quad (12.2)$$

pari dunque a

$$t_{1(1/2)} = 0.14 \text{ s}$$

12.2.2 – Analisi approssimata del modo di dutch-roll

L'analisi approssimata del modo di dutch-roll può essere effettuata, con riferimento a [2], nell'ipotesi che il contributo dominante alla radice del polinomio caratteristico del sistema corrispondente al dutch-roll derivi dalle variazioni dell'angolo β e siano trascurabili le variazioni di velocità angolare di rollio p e di angolo φ .

Sotto queste ipotesi lo studio del modo di dutch-roll può essere approssimato ad un moto a due gradi di libertà.

Trascurando nel sistema completo l'equazione di equilibrio attorno all'asse X del moto di rollio, riportata nel paragrafo precedente, e ponendo nulle le variabili δ_a , δ_r , p e φ , i valori dei poli di rollio saranno dati dalle radici dell'equazione:

$$\lambda_{DR}^2 - (Y_v + N_r')\lambda_{DR} + (Y_v N_r' + U_0 N_v') = 0 \quad (12.3)$$

da cui si avranno:

$$\begin{aligned} 2\xi_{DR}\omega_{DR} &= -(Y_v + N_r') \\ \omega_{DR}^2 &= (Y_v N_r' + U_0 N_v') \end{aligned} \quad (12.4)$$

ricordando che:

$$N'_r = \frac{N_r + \frac{I_{xz}}{I_x} L_r}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}}$$

$$N'_v = \frac{N_v + \frac{I_{xz}}{I_x} L_v}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}}$$

e che:

$$N_r = \frac{\rho S U_0 b^2}{4 I_z} (C_{n_r})$$

$$L_r = \frac{\rho S U_0 b^2}{4 I_x} (C_{l_r})$$

$$N_v = \frac{\rho S U_0 b}{2 I_z} (C_{n_\beta})$$

$$L_v = \frac{\rho S U_0 b}{2 I_x} (C_{l_\beta})$$

dalle (12.4) sarà possibile ottenere i valori di ω_{DR} e di ζ_{DR} che risultano essere:

$$\omega_{DR} = 1.7835 \text{ s}^{-1}$$

$$\zeta_{DR} = 0.1838$$

Dai essi a loro volta si potranno valutare il tempo di dimezzamento ed il periodo di oscillazione, per il caso specifico se ne riportano nel seguito i valori:

$$t_{DR(1/2)} = \frac{0.69}{\zeta_{DR} \omega_{DR}} = 2.1084 \text{ s}$$

$$T_{DR} = \frac{2\pi}{\omega_{DR} \sqrt{|\zeta_{DR}^2 - 1|}} = 3.5841 \text{ s}$$

12.2.3 – Analisi approssimata del modo spirale

Utilizzando l'equazione presentata in [2]:

$$\dot{\varphi} + \frac{q}{U_0} \left(\frac{L'_v N'_r - N'_v L'_r}{L'_v N'_p - N'_v L'_p} \right) \varphi = 0 \quad (12.5)$$

ottenuta dal sistema completo del moto del velivolo nel piano latero-direzionale, ponendo nulle le accelerazioni \dot{v} , \dot{p} , \dot{r} e considerando $\delta_a = \delta_r = 0$, ne risulta che la soluzione $\lambda_{spirale}$ è pari a:

$$\lambda_{spirale} = \frac{g}{U_0} \left(\frac{L'_v N'_r - N'_v L'_r}{L'_v N'_p - N'_v L'_p} \right) = 0.0291$$

nella quale i valori L'_p, N'_v, N'_r corrispondono a quelli calcolati nei precedenti paragrafi mentre i valori L'_v, L'_r, N'_p sono ricavabili mediante le relazioni seguenti:

$$L'_v = \frac{L_v + \frac{I_{xz}}{I_x} N_v}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}} \quad L'_r = \frac{L_r + \frac{I_{xz}}{I_x} N_r}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}} \quad N'_p = \frac{N_p + \frac{I_{xz}}{I_x} L_p}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}}$$

Le quantità L_v, L_r, L_p ed N_v, N_r, N_p risultano già descritte nei paragrafi 12.3.1 e 12.3.2.

Affinché il modo spirale risulti stabile occorre avere $\lambda_{spirale} < 0$, ed in particolare, essendo il denominatore positivo, la condizione di stabilità per il moto spirale risulta essere:

$$L'_v N'_r - N'_v L'_r = C_{l\beta} C_{n_r} - C_{n\beta} C_{l_r} > 0 \quad (12.6)$$

Per i valori corrispondenti al caso in analisi, riassunti al paragrafo 12.2 si evince tuttavia che l'effetto diedro $C_{l\beta}$ non raggiunge un valore adeguato a rendere stabile il modo spirale. Tale esito risulta essere in linea con studi precedenti riguardanti il progetto SCAUT, descritti in [13], nel quale si pone come limite costruttivo per garantire un modo spirale stabile quello di adoperare un angolo diedro non inferiore ai 6° come si evince dalla Fig. 12-1.

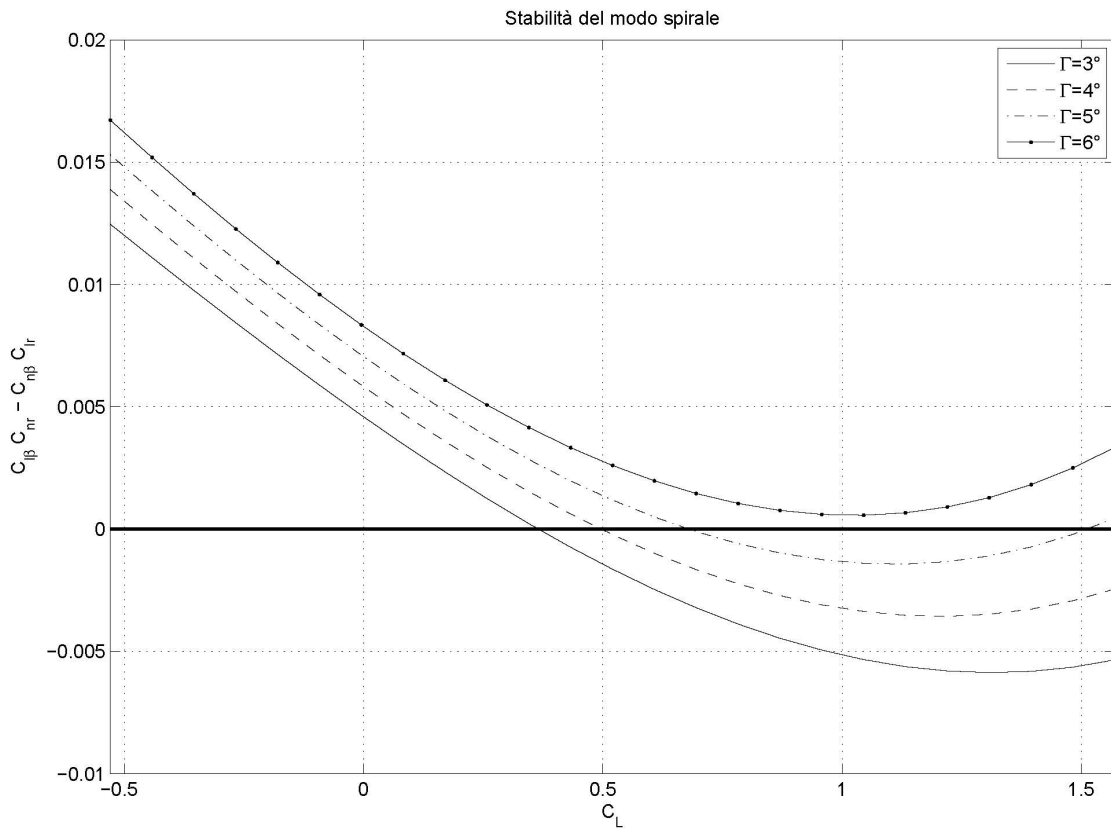


Figura 12-1 – condizione di stabilità del modo spirale in funzione di C_L al variare di Γ , tratta da [13]

12.3 – Soluzioni esatte della dinamica nel piano latero-direzionale.

Per ottenere una verifica delle soluzioni approssimate trovate nei paragrafi precedenti si sono calcolate le soluzioni esatte dell'equazione caratteristica del sistema di equazioni differenziali che governano il moto del velivolo nel piano latero-direzionale.

$$A_2\lambda^4 + B_2\lambda^3 + C_2\lambda^2 + D_2\lambda + E_2 = 0 \quad (12.7)$$

dove:

$$A_2 = 1$$

$$B_2 = -(Y_v + L'_p + N'_r)$$

$$C_2 = L'_p N'_r - L'_r N'_p + Y_v (L'_p + N'_r) + N'_v (U_0 - Y_r) - Y_p L'_v$$

$$D_2 = Y_v (L'_r N'_p - L'_p N'_r) + Y_p (L'_v N'_r - L'_r N'_v) + (L'_p N'_v - L'_v N'_p) (Y_r - U_0) - g L'_v$$

$$E_2 = g (L'_v N'_r - L'_r N'_v)$$

Con l'ausilio di Matlab è stato possibile ricavare i valori dei coefficienti sopra citati per il velivolo SCAUT-500 nelle condizioni di trim descritte nel capitolo 11.

$$\begin{aligned}
 A_2 &= 1 \\
 B_2 &= 5.4947 \\
 C_2 &= 6.7008 \\
 D_2 &= 19.1878 \\
 E_2 &= -0.4776
 \end{aligned}$$

Le radici di tale polinomio risultano essere le seguenti:

$$\begin{aligned}
 \lambda_{rollio} &= -4.973 \\
 \lambda_{spirale} &= 0.02749 \\
 \lambda_{DR_{\frac{1}{2}}} &= -0.2918 \pm j 1.8463
 \end{aligned}$$

In Tab. 12.1 si confrontano i valori ottenuti con le teorie approssimate e quelli ottenuti con la risoluzione dell'equazione caratteristica del sistema.

	POLO DI ROLLIO	POLO DI DUTCH-ROLL		POLO SPIRALE
		ζ_{DR}	ω_{DR}	
APPROSSIMATO	-4.8735	0.1838	1.7835 s ⁻¹	0.0291
ESATTO	-4.973	0.1516	1.8692 s ⁻¹	0.02749

Tabella 12.1 – Confronto tra i valori caratteristici dei poli del piano latero direzionale ottenuti con metodi approssimati e con risoluzione esatta del polinomio caratteristico.

12.4 – Risposta al comando di alettone e timone verticale per velivolo con angolo diedro modificato

Al fine di analizzare la risposta del velivolo ad un ingresso a gradino unitario di alettone e ad uno di timone verticale si è scritto uno script Matlab per integrare le equazioni linearizzate del moto del velivolo nel piano latero-direzionale riferite al velivolo SCAUT-500 con ala dotata di angolo diedro $\Gamma = 6^\circ$.

$$\begin{cases} \dot{v} = g\varphi + Y_v v + Y_p p + (Y_r - U_0)r + Y_{\delta r} \delta_r \\ \dot{p} = L'_v v + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta a} \delta_a + L'_{\delta r} \delta_r \\ \dot{r} = N'_v v + N'_p p + N'_r r + N'_{\delta a} \delta_a + N'_{\delta r} \delta_r \\ \dot{\varphi} = p + r \operatorname{tag} \Theta_0 \\ \dot{\psi} = r / \cos \Theta_0 \end{cases} \quad (12.8)$$

I valori delle derivate aerodinamiche ad esso associate e di seguito elencate, sono state ricavate mediante AVL con procedure analoghe a quanto visto nei precedenti capitoli.

$$C_{Y_\beta} = -0.43612 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_\beta} = -0.174955 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_\beta} = 0.060717 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Y_p} = -0.033489$$

$$C_{l_p} = -0.510217$$

$$C_{n_p} = -0.061590$$

$$C_{Y_r} = 0.223987$$

$$C_{l_r} = 0.234938$$

$$C_{n_r} = -0.1221$$

$$C_{Y_{\delta r}} = -0.2223 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_{\delta r}} = -0.0085 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_{\delta r}} = -0.0892 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Y_{\delta a}} = 0.0095 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l_{\delta a}} = -0.2947 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n_{\delta a}} = 0.0056 \text{ rad}^{-1}$$

I poli di tale configurazione, calcolati risolvendo il polinomio caratteristico, risultano essere:

$$\lambda_{rollio} = -5.302$$

$$\lambda_{spirale} = -0.03286$$

$$\lambda_{DR_{\frac{1}{2}}} = -0.3045 \pm j 1.9998$$

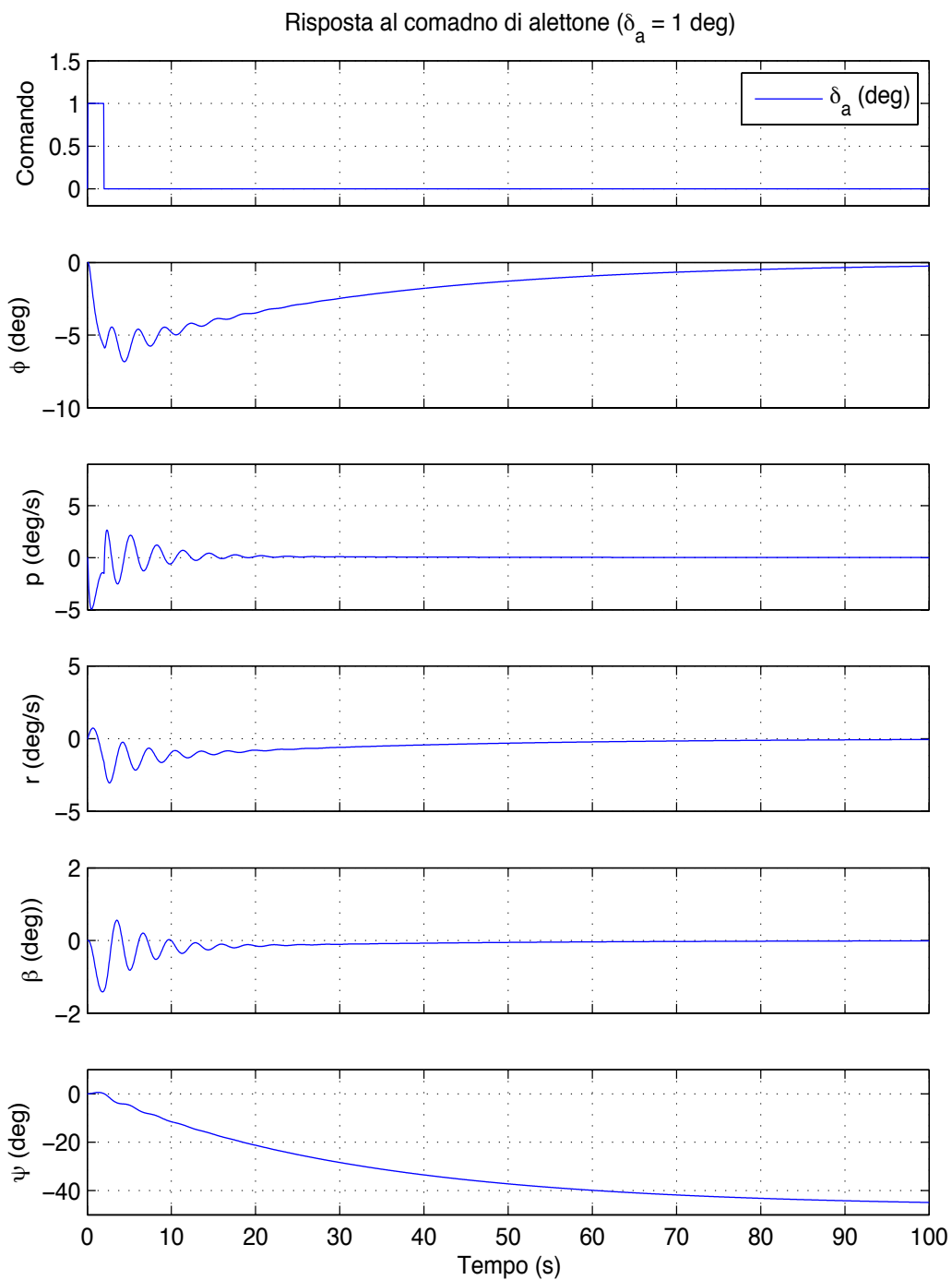


Figura 12-2 – Risposta dinamica del velivolo al comando a gradino unitario di alettone $\delta_a = 1^\circ$ azionato per 3 secondi, a 3000m di quota e velocità $U_0 = 40$ m/s, in condizioni di peso massimo.

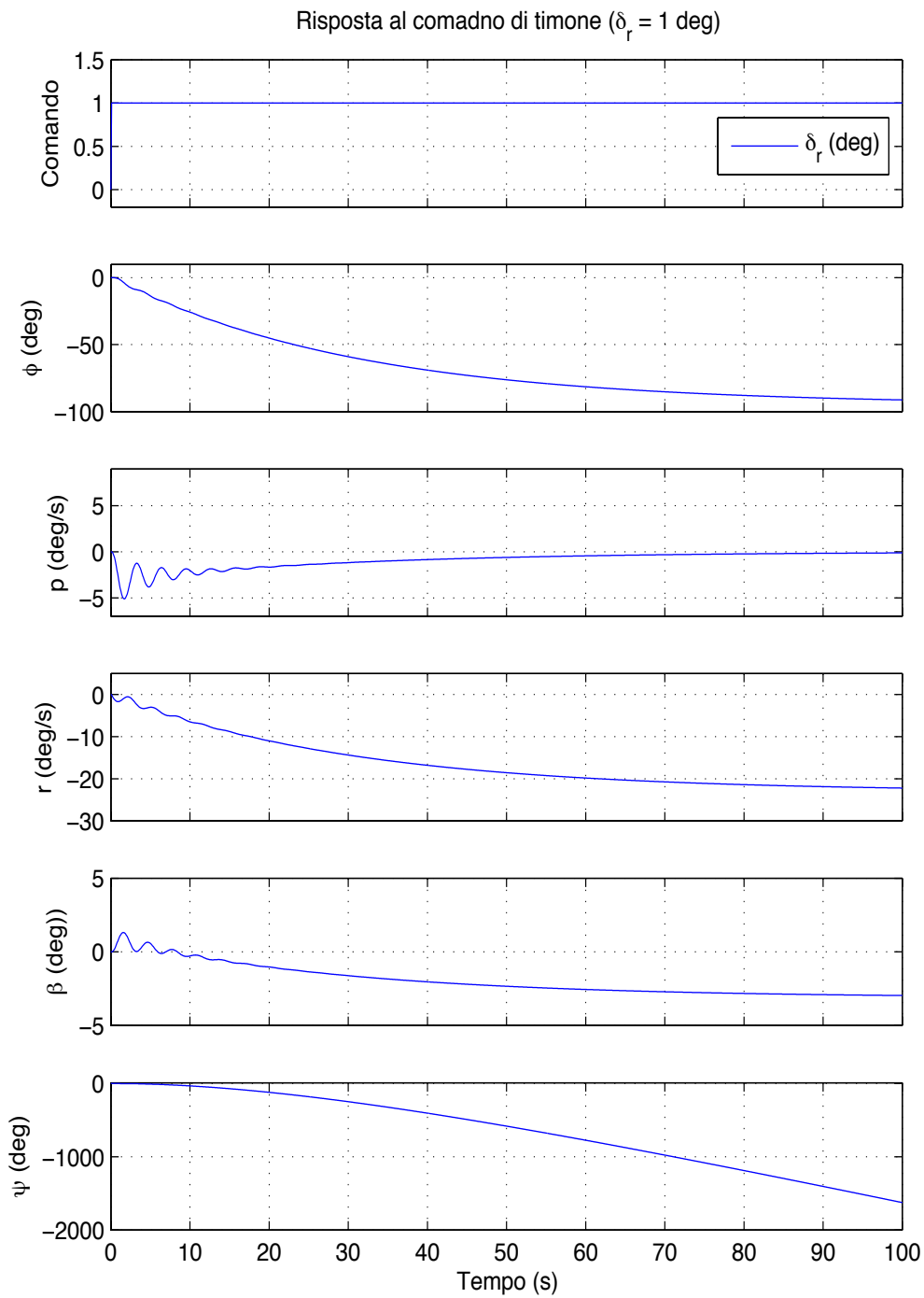


Figura 12-3 – Risposta dinamica del velivolo al comando a gradino unitario di timone $\delta_r = 1^\circ$ a 3000m di quota e velocità $U_0 = 40\text{m/s}$, in condizioni di peso massimo.

Conclusioni

Dal lavoro svolto e dalla disamina dei risultati raggiunti si evince che, data la configurazione non convenzionale del velivolo SCAUT-500, i software inizialmente utilizzati per l'analisi aerodinamica del velivolo in parola nel corso delle attività si sono dimostrati inadeguati, fornendo risultati non attendibili.

A differenza di questi, il software AVL -successivamente utilizzato- si è invece rivelato valido strumento per effettuare l'indagine del comportamento aerodinamico dell'UAV ed ha consentito di portarne a conclusione l'analisi.

Nel corso dei lavori sono stati comunque individuati alcuni limiti operativi di tale programma.

Il primo di essi ha evidenziato la necessità di affiancare l'utilizzo del software con procedure semi-empiriche, presenti in letteratura, per pervenire al valore del coefficiente di resistenza parassita C_{D0} al fine di inserirlo all'interno del file di input del programma.

Il secondo limite di AVL, consistente nell'impossibilità di implementare dei cicli di simulazioni per analizzare più condizioni di volo, ha reso indispensabile la ricerca di un metodo per interfacciare lo stesso con Matlab.

L'aver pertanto superato questo ostacolo, mediante la scrittura di appositi codici Matlab, ha reso possibile eseguire una grande mole di lavoro in tempi decisamente ragionevoli.

Si è riusciti così a costruire un database aerodinamico dettagliato e di facile utilizzo, con ciò raggiungendo uno dei principali obiettivi posti.

Le evidenze conseguite consentono di affermare che i risultati appaiono in linea con quelli presentati in precedenti elaborati volti ad esaminare per via analitica il comportamento

aeromeccanico di una configurazione simile dello SCAUT-500, con ciò confermandosi la validità del lavoro svolto.

Dall'utilizzo del modello aerodinamico del velivolo implementato in Matlab emerge che le caratteristiche del velivolo nel piano longitudinale, nella condizione di volo analizzata, si confermano complessivamente soddisfacenti.

Di contro però, nel piano latero-direzionale si manifesta la necessità di adottare un angolo diedro positivo per stabilizzare il modo proprio spirale, risultato questo anch'esso in accordo con studi analitici condotti in precedenza.

Si rendono comunque necessari ulteriori approfondimenti e futuri sviluppi, cui si rimanda al fine di ottenere una indagine maggiormente dettagliata della dinamica nel piano latero-direzionale, mirata al superamento delle criticità relative ai valori dell'angolo diedro da adottare.

Le approssimazioni introdotte, tuttavia, rendono necessario evidenziare come i risultati ottenuti possano ritenersi validi quale prima approssimazione e, conseguentemente, necessitino di ulteriore affinamento e di verifica con prove in galleria aerodinamica del modello del velivolo.

L'aver raggiunto comunque gli obiettivi posti portando a conclusione l'analisi aerodinamica del velivolo alla base del presente studio di tesi, individuando al contempo le potenzialità del software AVL, utili ad effettuare l'indagine del comportamento aerodinamico dell'UAV, costituisce elemento di pregio dell'elaborato predisposto e del lavoro svolto, e tanto ancor più a tener conto della accertata possibilità di giungere attraverso l'utilizzo codici Matlab appositamente compilati a realizzare in tempi contenuti studi e verifiche di particolare gravosità e importanza.

Ringraziamenti

Giungendo a conclusione il percorso che ha condotto alla redazione del presente elaborato di tesi, un ringraziamento devo rivolgere principalmente al prof. Giovanni Mengali che oltre ad avermi affidato il lavoro, mi ha dato la spinta emotiva e la forza per discuterne oggi i contenuti; allo stesso tempo sento di dover sinceramente ringraziare l'ing. Giovanni Migliaccio per la paziente attenzione e per il supporto che mi ha garantito nel raggiungere l'odierno traguardo.

Un grazie devo rivolgere ai tanti che ho avuto modo di conoscere qui a Pisa, primi fra tutti Luca, Sabatino, Danilo, Peppe e Antonio, ai quali mi lega un fraterno affetto e che certamente resteranno fedeli amici per sempre, sì da condividere future esperienze e prossime tappe professionali. Anche Claudio, mio odierno coinquilino, ha avuto un ruolo fondamentale nel percorso effettuato ed è oggi punto di riferimento e caro amico.

Un particolare pensiero devo rivolgere a Benedetto che in questa parte finale del mio percorso accademico si è rivelato prezioso alleato e che, condividendo le mie fatiche e sostenendomi nei recenti momenti di paura e sconforto, è stato utile riferimento per giungere alla conclusione del lavoro di tesi.

Un grazie poi è per me doveroso rivolgere alle amiche ed agli amici di sempre ed a tutti i parenti per la stima e la fiducia che mi hanno sempre assicurato. Un pensiero particolare va ai miei nonni Francesco e Cosimo; da loro, da Mestro Ciccillo e da Mestro Cosimo, ho tratto insegnamenti fondamentali per la vita che certamente mi accompagneranno per sempre. Nonno Cosimo in particolare, sino all'ultimo momento della sua vita terrena, mi ha

spinto alla curiosità ed alla voglia di conoscere. Loro, in ogni caso, ne sono certo, oggi sono qui con me a condividere questa gioia.

Preziose compagne di vita sono e sono state per me Stefania, Claudia e le due Chiare, con cui ho condiviso gioie, fatiche e momenti di felicità e sconforto; loro, ed anche Carlo ed i miei cugini Massimo ed Andrea, sento al mio fianco in questo momento di intensa felicità.

A tutti coloro che mi hanno consentito di crescere e diventare quello che oggi sono, rivolgo infine un sincero saluto ed un affettuoso pensiero, augurando loro di vivere momenti di massima felicità e di raggiungere i risultati e gli obiettivi che ciascuno si è posto.

Bibliografia

- [1] J. Roskam, Airplane design (7 volumi), Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985
- [2] C. Casarosa, Meccanica del volo, Edizioni Plus - Pisa University Press, 2004
- [3] B. Etkin, Dynamics of flight, 1982
- [4] H.A. Pearson, R.F. Andersons, NACA R 665, 1939
- [5] B. Stevens and F.L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, Wiley, 1992
- [6] USAF stability and control DATCOM, McDonnell-Douglas Corp., 1960
- [7] R.J. McGhee, W.D. Beasley, NASA Technical Memorandum X-72843 "Effects of thickness on the aerodynamic characteristics of an initial low-speed family of airfoils for general aviation applications", 1976
- [8] I.H. Abbott, A.E. Von Doenhoff, Theory of wing sections, 1959
- [9] ROTAX Aircraft Engines, Operators and Installation Manuals for ROTAX 912 S Aircraft Engine, 1998
- [10] M. Drela, H. Youngren MIT Aero & Astro, Aerocraft, AVL 3.30 User Primer, 2010
- [11] Matlab, Product help
- [12] L. Bernal, P. Dorman, Study of the Aerodynamics of a small UAV using AVL software, 2006
- [13] A.Bronco, G.Vadalà, Progetto preliminare di un UAV certificabile per impiego civile e impatto delle norme regolamentari, 2011