



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

---

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

*Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale*

**CONTROLLO DELLA STABILITÀ STATICA E  
DINAMICA DI UN MOTOALIANTE**

*Laureando*

**Vasile Drumea**

*Relatore*

**Prof. Ugo Galvanetto**

*Co-relatore*

**Prof. Carlo Bettanini Fecia Di Cossato**

---

ANNO ACCADEMICO 2017/2018



# Indice

<b>Elenco dei simboli</b>	<b>xiii</b>
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1 La scelta dell'argomento . . . . .	1
1.2 Stabilità del Motoalante . . . . .	2
1.2.1 Stabilità Statica . . . . .	4
1.2.2 Stabilità Dinamica Longitudinale . . . . .	4
1.2.3 Stabilità Dinamica Laterale . . . . .	6
1.3 Requisiti di Manovrabilità . . . . .	10
1.4 Svolgimento . . . . .	11
<b>2 Equazioni del Moto</b>	<b>15</b>
2.1 Equazioni del moto piccole perturbazioni . . . . .	15
2.2 Adimensionalizzazione . . . . .	18
2.3 Stima del Momento d'inerzia . . . . .	20
<b>3 Caratteristiche Geometriche e aerodinamiche di base</b>	<b>23</b>
3.1 Caratteristiche Geometriche . . . . .	23
3.2 Profilo Alare . . . . .	24
3.2.1 Centro Aerodinamico . . . . .	26
3.2.2 Determinazione delle caratteristiche dell'ala . . . . .	28
3.2.3 Contributo della Fusoliera . . . . .	34
3.3 Downwash e Pressione Dinamica sulla coda . . . . .	36
3.4 Coda Orizzontale . . . . .	41
3.5 Coda verticale . . . . .	41
3.6 Alettoni . . . . .	42
3.7 Flap . . . . .	43
<b>4 Coefficienti Derivativi</b>	<b>49</b>
4.1 Coefficienti Derivativi Longitudinali . . . . .	49
4.1.1 Coefficiente di Drag . . . . .	49

4.1.2	Coefficiente di Portanza . . . . .	50
4.1.3	Coefficiente derivativo di beccheggio . . . . .	51
4.1.4	Coefficienti perturbativi . . . . .	53
4.2	Coefficienti Derivativi Lateralì . . . . .	56
4.2.1	Coefficienti derivativi rispetto a $\beta$ . . . . .	56
4.2.2	Coefficienti del momento di rollio . . . . .	61
4.2.3	Coefficiente del momento di imbardata . . . . .	68
4.2.4	Coefficienti laterali perturbativi . . . . .	72
<b>5</b>	<b>Stabilità</b>	<b>73</b>
5.1	Stabilità Statica . . . . .	73
5.1.1	Equilibratore . . . . .	74
5.2	Stabilità Dinamica Longitudinale-Equilibratore . . . . .	75
5.2.1	Criterio di Routh . . . . .	81
5.2.2	Funzione di trasferimento equilibratore . . . . .	82
5.3	Stabilità Dinamica Longitudinale-Raffica di vento . . . . .	85
5.4	Stabilità Dinamica Laterale . . . . .	90
5.4.1	Funzioni di trasferimento Alettone-Timone . . . . .	97
5.5	Stabilità Dinamica Laterale -Raffica di vento . . . . .	100
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>105</b>
6.1	Sviluppi Futuri . . . . .	107
<b>A</b>	<b>Matlab Script</b>	<b>109</b>
<b>B</b>	<b>Datcom+ FILE IN</b>	<b>119</b>
<b>C</b>	<b>Datcom +FILE OUT</b>	<b>121</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>143</b>





# Elenco delle figure

1.1	Stabilità meccanica [2]. . . . .	2
1.2	Differenza tra stabilità statica e dinamica nel piano di beccheggio [22]. . . . .	3
1.3	Oscillazione di beccheggio stabilie di breve periodo [15]. . . . .	5
1.4	L'andamento di fugoide stabile [15]. . . . .	6
1.5	Roll Mode [15]. . . . .	7
1.6	Sviluppo del modo spirale [15]. . . . .	8
1.7	Evoluzione del modo <i>dutch roll</i> [15]. . . . .	9
1.8	Sistema MIMO di un aereo [15]. . . . .	11
1.9	L'opione dei piloti sullo smorzamento longitudinale di corto periodo e la relativa pulsazione [15]- . . . . .	12
2.1	Sistema di riferimento solidale all'aereo e quello della stabilità (Wind Frame) [15]. . . . .	15
2.2	Forze e Momenti agenti sull'aereo [15]. . . . .	16
2.3	Velocità angolari nella terna solidale al velivolo [18]. . . . .	18
3.1	Misure geometriche del motoalante. . . . .	24
3.2	Dimensioni geometriche del Flap e Alettone. . . . .	25
3.3	Portanza e centro di pressione [5]. . . . .	26
3.4	Relazioni tra $C_P$ e $C_L$ [5]. . . . .	27
3.5	Diagramma per determinare $f$ [8]. . . . .	29
3.6	Diagramma per determinare il fattore $J$ della resistenza indotta [8]. . . . .	30
3.7	Diagramma per determinare il fattore $u$ della resistenza indotta [8]. . . . .	30
3.8	Diagramma per determinare il fattore $v$ della resistenza indotta [8]. . . . .	31
3.9	Diagramma per determinare il fattore $w$ della resistenza indotta [8]. . . . .	31
3.10	Diagramma per la determinazione della posizione di $x_{a.c.}$ in funzione di $\lambda$ ed $AR$ [8]. . . . .	32

3.11	Diagramma per la determinazione di $G$ [8]. . . . .	33
3.12	Valori caratterizzanti l'ala. . . . .	34
3.13	Suddivisione della fusoliera secondo il metodo di Multhopp [19].	34
3.14	Downwash ed upwash lungo la fusoliera [1]. . . . .	35
3.15	Elenco di tutti i valori della suddivisione della fusoliera. . . . .	35
3.16	L'effetto dei vortici di scia e quelli di avvolgimento sul downwash e upwash [10]. . . . .	37
3.17	Distribuzione del carico , dello spostamento di scia e dell'angolo di downwash per $AR=12$ e $\lambda=0,33$ [8]. . . . .	38
3.18	Incremento di $C_L$ dovuta alla deflessione dei flap [9]. . . . .	38
3.19	Calcolo del downwash e lo spessore della scia in prossimità della coda . . . . .	40
3.20	Diverse tipologie di flaps [11]. . . . .	44
3.21	Variazione del fattore d'estensione $K_b$ in base all'estensione del flap [13]. . . . .	45
3.22	Incremento della portanza dovuto al Split Flap. . . . .	46
3.23	Incremento della portanza dell'aliante dovuto alla deflessione dei flap <b>DIGITDATCOM+</b> . . . . .	46
3.24	Incremento del drag indotto alla variazione dell'angolo di deflessione e dell'angolo d'attacco. . . . .	46
4.1	Andamento $c_{D_\alpha}$ a vari angoli d'attacco $Re = 10^6$ . . . . .	50
4.2	Efficienza dell'equilibratore in funzione del rapporto $\frac{C_E}{C_H}$ [18]. . . . .	51
4.3	coefficiente di portanza dell'equilibratore in funzione dell'angolo di deflessione $\delta_E$ . . . . .	52
4.4	Andamento $c_{L_\alpha}$ in funzione di $\alpha$ . . . . .	53
4.5	Andamento di $c_{m_\alpha}$ in funzione dell'angolo d'attacco $\alpha$ . . . . .	54
4.6	$K_q$ fattore di correzione[17] . . . . .	55
4.7	Forze e Momenti Laterali, stato stazionario . . . . .	56
4.8	Angolo d'imbardata $\beta$ [18]. . . . .	57
4.9	Parametri geometri fusoliera-ala per calcolare il fattore di interferenza. . . . .	58
4.10	Interferenza Fusoliera-Ala [18]. . . . .	58
4.11	Parametri geometrici della coda. . . . .	59
4.12	Fattore empirico $k_{Y_V}$ , forza laterale della coda verticale dovuto a $\beta$ [18]. . . . .	60
4.13	Efficacia del timone $\tau_R$ in funzione del rapporto $\frac{C_R}{C_V}$ [18]. . . . .	61
4.14	Contributo dovuto ad AR per $c_{l_{\beta_{WB}}}$ [18]. . . . .	63
4.15	Variazione di $c_{l_{\beta_{WB}}}$ dovuto all'angolo di freccia [18]. . . . .	63
4.16	Fattore di correzione per $c_{l_{\beta_{WB}}}$ dovuto alla fusoliera [1]. . . . .	64



4.17	Contributo dovuto a $\Gamma_W$ su $c_{l_{\beta_{WB}}}$ [17]	64
4.18	Coordinate del centro aerodinamico dell'ala verticale rispetto a $x_{CG}$ $X_V = 3,44$ e $Z_V = 0,34$ .	65
4.19	Andamento $c_{l_{\beta}}$ in funzione di $\alpha$ calcolato con <b>Datcom+</b> .	66
4.20	Momento di rollio associato con la deflessione degli alettoni [18].	67
4.21	Efficacia dell'alettone in funzione della sua collocazione sull'ala.	67
4.22	Efficacia del alettone $\tau_A$ in funzione di $\frac{\bar{c}_A}{\bar{c}}$ .	67
4.23	Confronto tra i valori $c_{l_A}$ calcolati con <b>Datcom+</b> e con il metodo empirico.	68
4.24	Parametri geometrici della fusoliera.	69
4.25	Fattore empirico $K_N$ dell'interferenza fusoliera-ala [18].	70
4.26	Andamento di $c_{n_{\delta_A}}$ al variare di $\alpha$ .	71
4.27	Confronto per $\alpha = 0$ tra il valore di $c_{n_{\delta_A}}$ empirico e <b>Datcom+</b> .	71
5.1	Margine statico equilibratore fisso	73
5.2	Coefficiente del momento di beccheggio generato dalla deflessione dei flap.	75
5.3	Coefficiente del momento di beccheggio generato dalla deflessione dell'equilibratore.	76
5.4	Andamento del coefficiente di beccheggio $c_m$ del motoalante alla variazione dell'angolo d'attacco $\alpha$ .	76
5.5	Diagramma di bode della funzione $\frac{u(s)}{\delta_E(s)}$	84
5.6	Diagramma di bode della funzione $\frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)}$	84
5.7	Diagramma di bode della funzione $\frac{\theta(s)}{\delta_E(s)}$	84
5.8	$\alpha(t)$ in funzione della deflessione di $1^\circ$ dell'equilibratore.	85
5.9	Diagramma di Bode della funzione $\frac{u(s)}{w_h(s)}$	88
5.10	Diagramma di Bode della funzione $\frac{\alpha(s)}{w_h(s)}$	89
5.11	Diagramma di Bode della funzione $\frac{\theta(s)}{w_h(s)}$	89
5.12	Risposta $\alpha(t)$ ad un input $v_g = 4,8m/s$ di durata 1s.	90
5.13	Tracciamento del diagramma di Bode della funzione $\frac{\beta(s)}{\delta_A(s)}$	97
5.14	Tracciamento del diagramma di Bode $\frac{\phi(s)}{\delta_A(s)}$	98
5.15	Tracciamento del diagramma di Bode $\frac{\psi(s)}{\delta_A(s)}$	98

5.16	Tracciamento del diagramma di Bode $\frac{\beta(s)}{\delta_R(s)}$ . . . . .	99
5.17	Tracciamento del diagramma di Bode $\frac{\phi(s)}{\delta_R(s)}$ . . . . .	99
5.18	Tracciamento del diagramma di Bode $\frac{\psi(s)}{\delta_R(s)}$ . . . . .	100
5.19	Risposta di $\psi(t)$ ad un gradino $1^\circ$ , 2s del timone di coda. . . . .	101
5.20	Risposta di $\phi(t)$ ad un gradino $1^\circ$ , 2s degli alettoni. . . . .	101
5.21	Andamento di $\psi$ in risposta ad una perturbazione $v_g = 4,8m/s$ per un tempo $t=1$ s. . . . .	103
5.22	Andamento di $\phi$ in risposta ad una perturbazione $v_g = 4,8m/s$ per un tempo $t=1$ s. . . . .	103

# Elenco delle tabelle

1.1	Requisiti per una ottima esperienza di volo [15]. . . . .	11
3.1	Riassunto dei valori principali dell'aliante. . . . .	24
3.2	Dati Downwash $Re = 10^6$ calcolati con Datcom+. . . . .	39
3.3	Dimensioni geometriche della coda orizzontale. . . . .	41
3.4	Dimensioni geometriche della coda verticale e del timone . . .	42
4.1	Confronto tra <b>Datcom+</b> e dati approssimati. . . . .	60
4.2	Valori geometrici per ricavare $K_N$ . . . . .	69
5.1	Coefficienti derivativi dimensionali del moto longitudinale . .	78
5.2	Condizioni di volo di crociera. . . . .	82
5.3	Parametri dinamici del moto longitudinale. . . . .	83
5.4	Coefficienti dimensionali derivativi per il moto laterale. . . .	92
5.5	Variazione $T_S$ al variare di $\Gamma_W$ . . . . .	96
6.1	Confronto tra i requisiti ed i dati finali del motoaliante. . . .	107



# Elenco dei simboli

$a.c.$	coordinata del centro aerodinamico espresso come frazione di corda
$(\alpha_\delta)_{C_l}$	parametro dell'efficienza bidimensionale del flap a portanza costante
$(\alpha_\delta)_{c_L}$	parametro dell'efficienza tridimensionale del flap a portanza costante
$AR$	aspect ratio
$c_f$	corda del flap
$c_l$	coefficiente di portanza del profilo
$c_L$	coefficiente di portanza dell'ala
$c_{l_a}$	coefficiente di portanza " <i>aggiuntivo</i> "
$c_{l_\alpha}$	pendenza della curva del coefficiente di portanza di tutto il motoalante
$c_{l_b}$	coefficiente di portanza " <i>di base</i> "
$c_{L_{\delta E}}$	coefficiente di stabilità della portanza rispetto alla deflessione dell'equilibratore
$c_{L_{iH}}$	coefficiente di stabilità della portanza rispetto alla deflessione dello stabilizzatore
$c_{m_{ac}}$	coefficiente del momento di beccheggio rispetto al centro aerodinamico del profilo
$C_{m_{l_a}}$	coefficiente di beccheggio dovuto al coefficiente di portanza " <i>aggiuntivo</i> "
$C_{m_{l_b}}$	coefficiente di beccheggio dovuto al coefficiente di portanza " <i>di base</i> "

$\bar{D}_1(s)$	Equazione caratteristica del moto longitudinale
$\bar{D}_2(s)$	Equazione caratteristica del moto laterale
$\delta_f$	angolo di deflessione del flap
$\delta_E$	angolo di deflessione dell'equilibratore
$\delta_R$	angolo di deflessione dell'equilibratore
$f_{Ax}$	Forza aerodinamica perturbativa lungo l'asse X
$F_{Ax}$	Forza aerodinamica lungo l'asse X
$f_{Ay}$	Forza aerodinamica perturbativa lungo l'asse Y
$F_{Ay}$	Forza aerodinamica lungo l'asse Y
$f_{Az}$	Forza aerodinamica perturbativa lungo l'asse Z
$F_{Az}$	Forza aerodinamica lungo l'asse Z
$b_f$	apertura del flap lungo l'apertura alare
$i_H$	angolo di incidenza, coda orizzontale
$K_b$	fattore d'estensione in funzione dell'estensione del flap $b_f$
$K_c$	fattore flap-corda (rapporto tra l'effetto tridimensionale e quello bidimensionale $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$ )
$l_A$	Momento aerodinamico perturbativo di rollio
$L_A$	Momento aerodinamico di rollio
$\Lambda$	angolo di freccia
$m_A$	Momento aerodinamico perturbativo di beccheggio
$M_A$	Momento aerodinamico di beccheggio
$\bar{c}$	corda media aerodinamica- <i>m.a.c</i>
$n_A$	Momento aerodinamico perturbativo di imbardata
$N_A$	Momento aerodinamico di imbardata

$\omega_{dr}$	pulsazione di dutch roll
$\omega_p$	pulsazione di fugoide
$\omega_s$	pulsazione di breve periodo
$p$	velocità angolare di rollio
$\phi$	Angolo di rollio
$\psi$	Angolo di imbardata
$q$	pressione dinamica
$q$	velocità angolare di beccheggio
$r$	velocità angolare di imbardata
$\theta$	Angolo di beccheggio
$T_R$	Tempo di rollio
$T_S$	Tempo di spirale
$\epsilon_t$	angolo di svergolamento dell'ala
$V_{P_1}$	Velocità dell'aereo
$x_{AC}$	coordinata del centro aerodinamico dell'ala espresso come frazione di $\bar{c}$
$x_{cp}$	coordinata del centro di pressione espresso come frazione di corda
$\zeta_{dr}$	smorzamento di dutch roll
$\zeta_{sp}$	smorzamento di fugoide
$\zeta_s$	smorzamento di breve periodo





## Sommario

Questa tesi è una continuazione del lavoro iniziato dal mio collega Marco Marzari all'interno del progetto *Merlo* dell'Università di Padova che si è prefissato come scopo la costruzione di un motoalante a propulsione elettrica alimentato tramite i pannelli solari posizionati sulle ali.

La tesi è concentrata sullo studio della stabilità statica e dinamica del progetto preliminare e sulle modifiche necessarie a rendere tale prototipo facilmente governabile durante le varie fasi di volo in accordo con le normative europee [14] ed italiane [24]. Pertanto, tali modifiche sono orientate a dimensionare le superfici di controllo come timone, alettoni, ed equilibratore di coda che possono assicurare con un sufficiente margine durante le varie fasi di volo la governabilità del motoalante. Oltre a questo è stato dimensionato il flap dell'ala come dispositivo ad alta portanza per fornire l'incremento di portanza durante la fase di atterraggio in accordo con la normativa [14]. È stato aggiunto un angolo diedro sulle ali tali da poter conferire stabilità dinamica in "*spiral mode*" e diminuito il volume della coda verticale. Nello svolgere la tesi si è partito dalle equazioni del moto di un aereo/alante per un corpo rigido e il calcolo delle derivate della stabilità sia di natura statica che dinamica, per fare questo si è utilizzato sul programma **DIGIT-DATCOM+** della *USAF* e successivamente si sono implementate tutte le equazioni in **Matlab** e si sono calcolate le riposte alle raffiche di vento ed alla azione delle superfici di controllo in **Simulink**



# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 La scelta dell'argomento.

La scelta di questo argomento è una conseguenza al fascino e alla complessità che esso rappresenta. In quanto riuscire a capire e descrivere il fenomeno che sta alla base della progettazione di tutta la famiglia degli oggetti volanti partendo dagli alianti sino ai caccia militari affascina l'uomo da sempre. Nell'ottica del progetto seguito dal prof. Ugo Galvanetto sulla costruzione di un motoalante a propulsione elettrica dotato di pannelli solari, come un seguito del lavoro svolto da Marco Marzari [7].

A conclusione del mio percorso di studi in *Ingegneria Aerospaziale* all'Università di Padova nello studio e la progettazione aerea mancava da riempire un tassello per completare tutte le parti che comprendono la progettazione aerea. Per tale motivo la scelta della mia tesi è orientata su questo argomento. La ricerca nel mondo dell'aeronautica sull'impiego dei pannelli solari sta prendendo sempre più spazio, dovuto alla sensibilizzazione da parte della comunità scientifica e politica al cambiamento climatico.

La tesi è composta dai capitoli , che comprendono le equazioni del moto e il calcolo dei momenti di inerzia in base alla massa stimata, dopo di che si trova il capitolo che va ad affrontare i parametri aerodinamici dove saranno calcolati i parametri dell'ala. Il quarto capitolo mostra come ricavare i coefficienti derivativi della stabilità e in fine il capitolo affronta il problema della stabilità e il comportamento dinamico del motoalante. Nell'analisi di tutto questo ci si baserà sulle varie fasi di volo nell'ipotesi di veleggiamento.

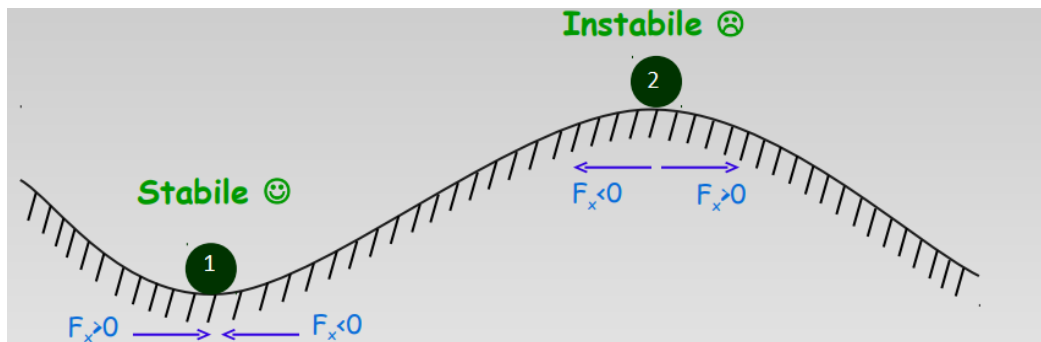


Figura 1.1: Stabilità meccanica [2].

## 1.2 Stabilità del Motoalante

Prima di immergerci nella soluzione finale della stabilità con tutta la sua trattazione matematica, si cercherà di dare una spiegazione concettuale in cosa consiste. Per fornire un esempio reale, con riferimento alla Figura 1.1, si può notare come la pallina 1 corrispondente alla configurazione stabile ritorna nella sua posizione iniziale, allo stesso tempo se dovessimo fornire una piccola perturbazione alla pallina 2 essa si sposterà dalla sua posizione iniziale senza la possibilità di ritornarci, eccetto il caso in cui si fornisca una forza esterna tale da costringerla a rimanere nella posizione desiderata. Tale esempio è applicabile a qualsiasi modello fisico, dall'altra parte vediamo in cosa consiste quando è applicata al concetto di stabilità di un velivolo, nello specifico al motoalante.

1. *Stabilità Statica.* Essa è collegata al comportamento istantaneo del motoalante quando subisce una perturbazione esterna, durante la fase di moto stazionario. In tal caso un motoalante staticamente stabile ha la tendenza di ritornare nella condizione di volo antecedente alla perturbazione, tuttavia essa non ci fornisce una descrizione nel dominio del tempo di come tutto questo avvenga. Il moto di ritorno del motoalante, al punto di moto stazionario, a causa di una perturbazione significativa potrebbe andare oltre l'intervallo di funzionamento e cui entra in gioco la stabilità dinamica.
2. *Stabilità Dinamica.* In questo caso, ci fornisce la risposta del motoalante soggetto ad una perturbazione. Con la stabilità dinamica si ottiene il moto oscillatorio indotto da un disturbo esterno e possiamo descrivere al meglio il comportamento del motoalante ed analizzare l'entità dei disturbi esterni sul motoalante senza uscire dall'intervallo di funzionamento.

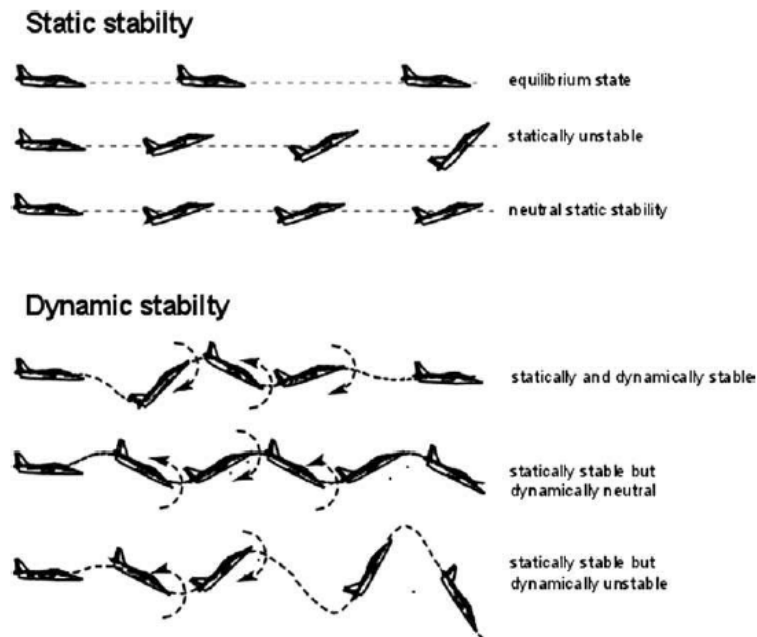


Figura 1.2: Differenza tra stabilità statica e dinamica nel piano di beccheggio [22].

Il flusso logico che si segue nella progettazione di un velivolo è quello di analizzare prima la stabilità statica e dopo la stabilità dinamica. Pertanto in accordo con la descrizione concettuale un motoalante dinamicamente stabile è anche staticamente stabile, ma non viceversa.

Dalla Figura 1.2 si evidenzia come la stabilità statica consiste nel controbilanciare il disturbo esterno, mentre la stabilità dinamica consiste che il moto oscillatorio generatosi durante il disturbo si smorzi nel tempo.

Nell'analisi della stabilità dinamica ci sono cinque moti di particolare interesse di cui si andrà in seguito a fornire una spiegazione più dettagliata, questi moti sono:

- *Short Period* -moto oscillatorio di breve periodo associato al moto longitudinale Figura 1.3.
- *Phugoid*- moto oscillatorio di fugoide o di lungo periodo associato al moto longitudinale Figura 1.4.
- *Spiral mode*- associato al moto laterale Figura 1.6.
- *Rolling mode*-associato al moto laterale Figura 1.5.

- *Dutch roll*- moto oscillatorio originato dall'accoppiamento tra il moto di rollio e di imbardata associato al moto laterale Figura 1.7.

### 1.2.1 Stabilità Statica

Avendo data la definizione che una stabilità statica implica che un velivolo sottoposto a disturbi esterni abbia la tendenza di ritornare al suo stato iniziale di equilibrio, si analizza in dettaglio in cosa consiste precisamente. Considerando una condizione in volo d'equilibrio questo implica che  $c_m = 0$ , se il motoalante subisce una perturbazione che aumenta l'angolo d'attacco e quindi la sua portanza, questo implica per essere staticamente stabile si deve avere un momento di beccheggio che va a riportare il velivolo in condizioni di equilibrio, tale condizione di stabilità si traduce tramite l'espressione:

$$\frac{dc_m}{d\alpha} < 0 \quad (1.1)$$

Mentre per il moto laterale le condizioni di stabilità statica sono espresse da:

$$\frac{dc_l}{d\phi} < 0 \quad (1.2)$$

$$\frac{dc_n}{d\beta} > 0 \quad (1.3)$$

Dove  $\frac{dc_l}{d\phi}$  dove  $c_l$  è il coefficiente di rollio e  $\phi$  l'angolo di rollio misurato dalla condizione di equilibrio.  $\frac{dc_n}{d\beta} = c_{n\beta}$ ,  $c_{n\beta}$  è il coefficiente di imbardata e  $\beta$  l'angolo d'attacco laterale.

### 1.2.2 Stabilità Dinamica Longitudinale

La stabilità longitudinale comprende due modi uno di *breve periodo* altamente smorzato e uno di lungo periodo che si può vedere nella Figura 1.2, tali moti sono generati da un aumento improvviso dell'angolo d'attacco  $\alpha$  che può essere una conseguenza di una velocità di perturbazione verticale  $w$  oppure dalla deflessione dell'equilibratore.

#### Oscillazioni di beccheggio di breve periodo

Le oscillazioni di breve periodo sono tipicamente molto smorzate e si originano intorno all'asse  $Y$  quando il motoalante subisce una perturbazione rispetto al punto di equilibrio longitudinale.

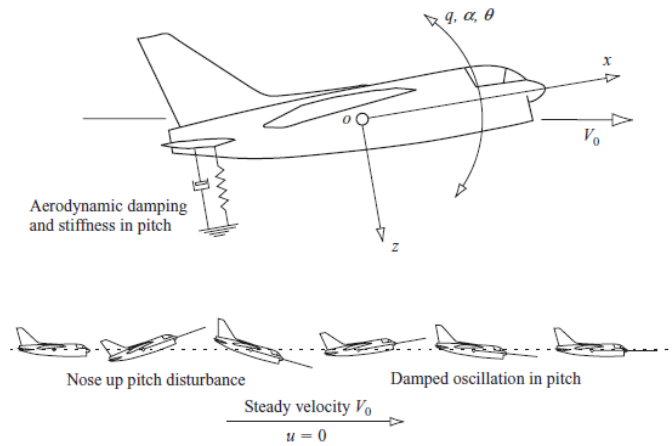


Figura 1.3: Oscillazione di beccheggio stabile di breve periodo [15].

Tale oscillazione è una oscillazione del secondo ordine dove le principali variabili sono l'angolo d'attacco  $\alpha$ , velocità angolare di beccheggio  $q$  e l'angolo di beccheggio  $\theta$ .

Il suo comportamento osservando la Figura 1.3 è simile ad un sistema massa molla smorzatore, ovviamente l'effetto della molla e smorzatore sono tutte di natura aerodinamica e non meccanica. La coda orizzontale è quella che ha l'effetto dominante in questo caso e la rigidità della molla è generata dalla tendenza naturale della coda orizzontale nell'allinearsi con il flusso incidente, mentre lo smorzamento deriva dall'oscillazione della coda durante il moto che tende ad allinearsi.

## Fugoide

Il modo di fugoide è un moto oscillatorio leggermente smorzato a bassa frequenza nella velocità  $u$  ed accoppiato col angolo di beccheggio  $\theta$ . Una particolarità di tale modo è quello di avere l'angolo d'attacco  $\alpha$  pressoché costante durante il suo moto. Per spiegare come si svolge nel tempo il modo di fugoide, facendo riferimento alla Figura 1.4, partendo dalla condizione di volo livellato nel punto (a) il velivolo subisce una perturbazione che fa ridurre la velocità di una quantità  $u$ , data la riduzione nella velocità d'avanzamento il velivolo subisce una diminuzione nella portanza, questo fa perdere quota al velivolo, durante la discesa esso accelera fino ad una velocità superiore a quella di volo livellato quindi recupera portanza ed inizia una fase di salita, durante la fase di salita la velocità diminuisce ed inizia a perdere di nuovo quota, questo moto si propaga fino a che non si smorza del tutto oppure fino a che non interviene il pilota.

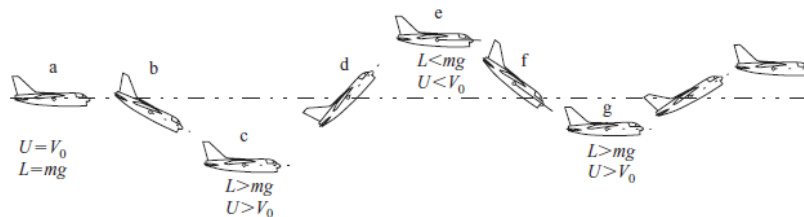


Figura 1.4: L'andamento di fuga di stabile [15].

### 1.2.3 Stabilità Dinamica Laterale

Allo stesso modo come per i modi della stabilità longitudinale, quando il motoalante è disturbato dalla sua condizione di equilibrio, si originano i modi della stabilità laterale.

Di nuovo i modi possono essere originati dall'azionamento delle superficie di controllo oppure da turbolenze atmosferiche.

#### Roll Mode

Il *Roll mode* è un modo laterale non oscillatorio ed è disaccoppiato dal modo di spirale e dal dutch roll. Data la sua natura non oscillatoria esso rappresenta il tempo di latenza intercorso da quando il motoalante subisce una perturbazione e si instaura il momento di rollio per compensare tale disturbo, oppure una volta effettuata la manovra il tempo necessario affinché entri in gioco il momento di rollio per stabilizzare il motoalante, avvolte tale modo è anche chiamato modo di smorzamento di rollio.

Il momento di rollio compensatore si origina a causa di differenza di portanza tra le ali. Nella Figura 1.5 viene schematizzato come incide un disturbo nel momento di rollio, esso causa inizialmente una inclinazione del motoalante, tale inclinazione genera sull'ala in basso un aumento dell'angolo d'attacco e quindi un aumento di portanza, mentre sull'ala rivolta verso l'alto genera una diminuzione dell'angolo d'attacco e quindi una diminuzione della portanza, questo squilibrio di portanza tra le due ali genera un momento di rollio di ripristino. Questo disturbo della velocità angolare di rollio cresce esponenzialmente finché inizia ad agire il momento di ripristino.

#### Spiral Mode

Il modo spirale è l'altro modo laterale non oscillatorio e quando tale modo è eccitato è solitamente molto lento e potrebbe essere leggermente stabile o instabile la sua radice si trova solitamente attorno all'origine nel piano



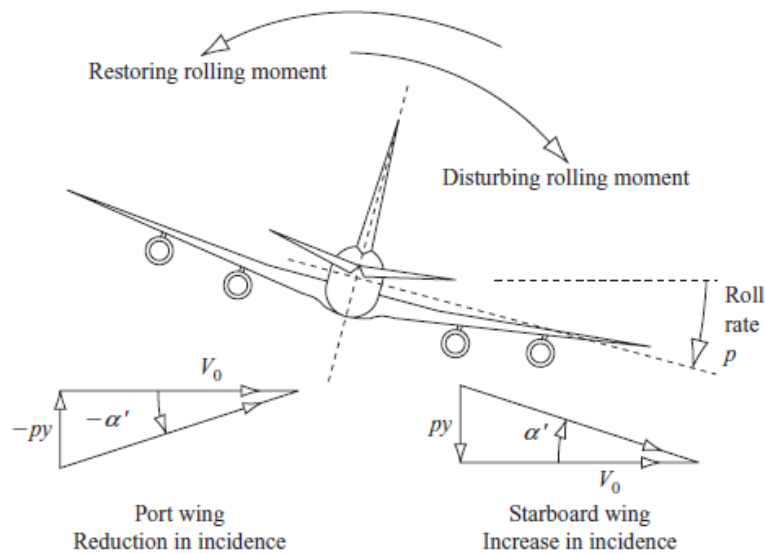


Figura 1.5: Roll Mode [15].

immaginario. Quando si sviluppa questo modo è molto complesso in quanto vengono accoppiati i moti intorno all'asse di rollio ed intorno all'asse di imbardata

Per riuscire a dare un'idea migliore di come evolve tale modo facciamo riferimento alla Figura 1.6, abitualmente tale modo è eccitato da una perturbazione di velocità laterale  $v$ , essa inizialmente innesca un aumento nell'angolo di roll  $\phi$ , nel frattempo  $v$  crea un angolo di incidenza sulla coda verticale pari a  $\beta$  che crea portanza e tende a far girare il motoalante nella direzione dell'angolo  $\beta$ , tale manovra intorno all'asse di imbardata causa una diminuzione della portanza sull'ala in basso e un aumento sull'ala alta tale contributo potrebbe essere controbilanciato dall'aumento di portanza dovuto al moto di rollio ed originare un moto convergente, oppure essere maggiore di tale contributo e portare ad un moto divergente. Il periodo del modo spirale è tipicamente molto grande sia nel caso che esso sia stabile che instabile, questo permette al pilota di avere tempo per poter intervenire specialmente nel caso instabile.

Nel caso instabile, se il periodo è molto grande, questo implica maggiore di 100s non crea preoccupazioni, il problema sorge quando tale periodo è molto piccolo, in quanto l'andamento instabile è accompagnato anche da una perdita di altitudine, in particolare per i motoalanti che volano a bassa quota questo può essere catastrofico.

Il contributo maggiore per la stabilità di questo modo è dovuto all'angolo diedro delle ali, mentre il contributo divergente è attribuibile alla coda verti-

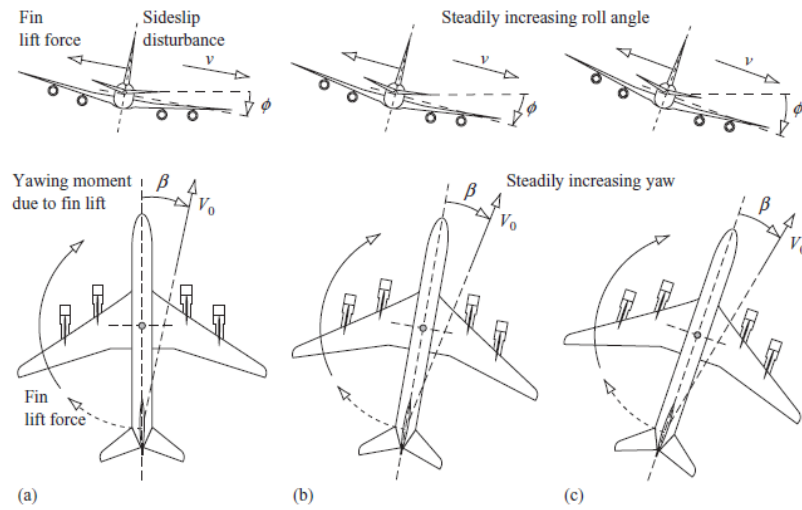


Figura 1.6: Sviluppo del modo spirale [15].

cale, infatti la scelta dei due parametri tende a far sì che il modo spirale sia o leggermente stabile o leggermente instabile.

## Dutch Roll

Il *dutch roll* è il modo oscillatorio associato al moto laterale, esso è rappresentato dal moto oscillatorio smorzato intorno all'asse di imbardata in accoppiamento con il moto intorno all'asse di rollio. Fondamentalmente il *dutch roll* è l'equivalente del periodo breve associato al moto longitudinale. In questo caso però la rigidità del moto è di tipo torsionale intorno all'asse  $Z$  ed è fornita maggiormente dalla coda verticale, quindi quando tale modo è eccitato muovendo il motoalante dalla sua posizione di equilibrio, la rigidità torsionale provoca un moto oscillatorio intorno all'asse  $Z$ . Quando tale moto è cominciato queste oscillazioni provocano variazioni sulle ali sia di portanza che di drag provocando un moto oscillatorio intorno all'asse di rollio che è sfasato approssimativamente di  $90^\circ$  rispetto al moto intorno all'asse  $Z$ .

L'ampiezza del moto oscillatorio ed il relativo smorzamento è dovuto alla coda verticale questo si traduce in requisiti di superficie della coda verticale il più grande possibile, per avere un moto il più smorzato possibile, ma questo requisito è in contrasto con i requisiti del modo spirale quindi si deve trovare un compromesso tra i due modi.

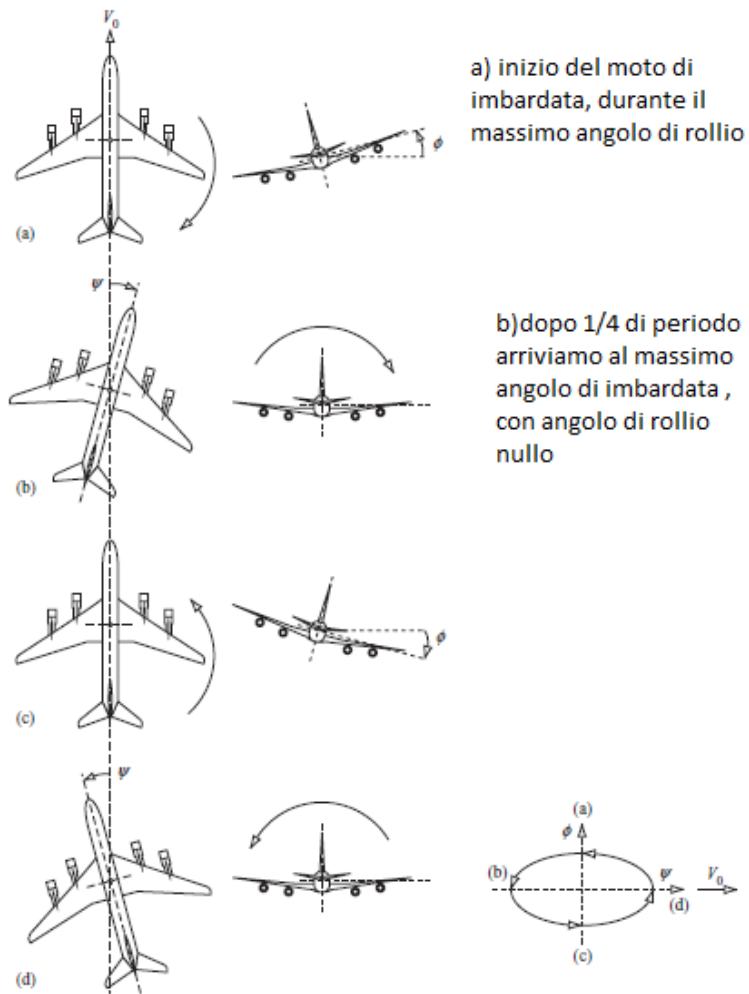


Figura 1.7: Evoluzione del modo *dutch roll* [15].

### 1.3 Requisiti di Manovrabilità

Il problema della stabilità e della manovrabilità di un aereo, ha preso piede dopo il primo volo del 1903 ad opera dei fratelli Wright. Questo ha posto il problema dello sviluppo di un modello matematico che descriva il moto, un contributo importante è stato fornito da Bryan(1911) e Lancaster(1908). In particolare Bryan sviluppò il modello a 6 gradi di libertà che si basano sulla *conservazione del momento lineare ed angolare*. Tale modello è oggi alla base del modello matematico usato per indagare il comportamento dinamico e statico di un aereo.

Partendo da queste equazioni che comprendono le forze aerodinamiche agenti sul motoalante, si va a modellare il motoalante come un sistema *MIMO*(*Multi-input Multi-output*) disaccoppiando il moto longitudinale da quello laterale.

Osservando la Figura 1.8 si può notare che anche i disturbi atmosferici si possono considerare come un input nel nostro sistema, mentre nell'output avremmo la risposta. Qui entra in gioco la stabilità statica e dinamica, in quanto il motoalante potrebbe avere un comportamento convergente, neutrale o divergente, il comportamento divergente genera instabilità e difficoltà di controllo. Un sistema dinamicamente stabile è anche staticamente stabile, ma non viceversa.

Il comportamento statico e dinamico del motoalante va a determinare la qualità di manovrabilità dell'aereo, al riguardo sono state fatte molte ricerche specialmente all'inizi degli anni '60. La qualità di manovrabilità in prima approssimazione si basa sulle radici della funzione di trasferimento sia del moto longitudinale che laterale, oltre a questo [24] ci fornisce le varie fasi di volo e le manovre che il motoalante deve essere in grado di eseguire. Come riferimento per la qualità di manovrabilità sono stati presi i valori per la miglior qualità di volo, questo implica che il motoalante è facilmente controllabile, ha un comportamento docile durante il volo anche se è sottoposto a disturbi esterni, o durante le varie fasi di manovra.

I requisiti più stringenti sono quelli legati alla risposta del modo di corto periodo in quanto rende il pilotaggio del motoalante molto nervoso, mentre i modi di lungo periodo anche se fossero leggermente instabili danno la possibilità al pilota di controllare il motoalante. Tuttavia le pulsazioni di corto periodo e di fugoide (lungo periodo) devono essere sufficientemente lontane per non incorrere nel problema di risonanza che comprometterebbe la governabilità dell'aereo. Di seguito nella Tabella 1.1 sono i valori minimi e massimi per potere soddisfare i requisiti legati ad un comportamento docile da parte del motoalante. Tali valori si basano su dei dati statistici tra il giudizio espresso dai piloti e le caratteristiche dei velivoli. Essendo che il giudizio dei

Moto Longitudinale		Moto Laterale	
corto periodo	fugoide	dutch roll	roll
$0,5 < \zeta_s < 0,8$	$\zeta_{sp} > 0$	$\zeta_{dr} > 0,08$	$T_R < 1$
$2,5 < \omega_s < 3,5$	$\frac{\omega_p}{\omega_s} < 0,1$	$\zeta_{dr}\omega_{dr} > 0,15$	$T_S > 28,8$

Tabella 1.1: Requisiti per una ottima esperienza di volo [15].

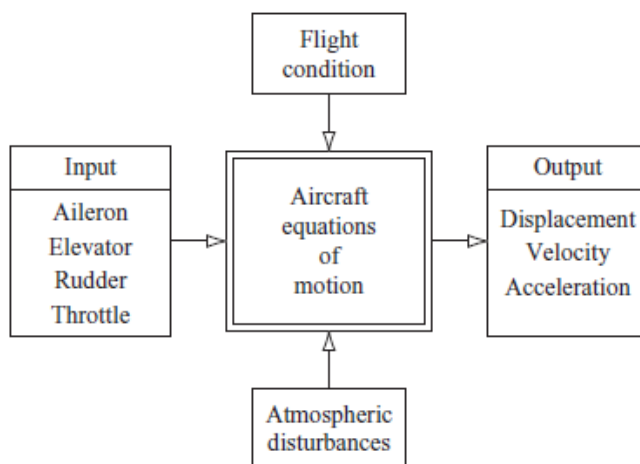


Figura 1.8: Sistema MIMO di un aereo [15].

piloti è soggettivo si è cercato di esprimerli tramite dei valori direttamente correlati al comportamento del velivolo, per le varie classi di velivoli.

## 1.4 Svolgimento

Nella progettazione di un velivolo la parte legata alla stabilità è molto importante, dato che in tale processo entra in gioco non solo le forze aerodinamiche agenti su di esso ma anche la distribuzione delle masse e i relativi momenti d'inerzia. Oltre a questo i coefficienti aerodinamici su cui si basa il calcolo delle forze e momenti agenti è molto complesso e si basa su tantissime variabili, per questo inizialmente si è proceduto all'implementazione su un foglio **Excel** di tutti i coefficienti basandosi sul modello preliminare. Ovviamente questo non è un metodo consigliato per la progettazione finale in quanto è un metodo molto laborioso basato oltre sui vari modelli matematici anche su estrapolazione dai grafici per certi coefficienti. In seguito è stato utilizzato il programma **DIGITDATCOM+** che non è altro che una versione rivista

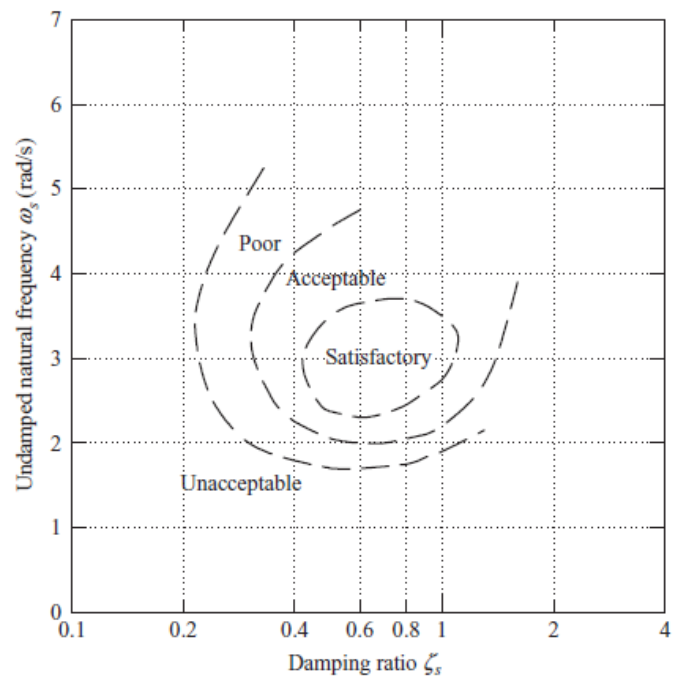


Figura 1.9: L'opione dei piloti sullo smorzamento longitudinale di corto periodo e la relativa pulsazione [15]-

del **DIGITAL DATCOM** uscito nel 1976 ad opera della *USAF* [17]. Tale programma è basato su linguaggio fortran, nonostante l'implementazione di nuovi programmi come **AAA DarCorp** più user-friendly, in ambito accademico **DATCOM** è quello prevalentemente utilizzato. Una volta ricavato i coefficienti derivativi sono stati importati in **Matlab**, dove tramite la stesura di uno script si è arrivato alle funzioni di trasferimento nel dominio di *Laplace* e svolto le simulazioni con *Simulink* fino ad arrivare a rispettare i requisiti di manovrabilità preimposti inizialmente.

Il flusso logico del lavoro svolto si riassume in:

1. Calcolo delle variabili che definiscono la geometria.
2. Calcolo della massa dei componenti del motoalante e inerzia totale.
3. Calcolo delle superficie di controllo.
4. Calcolo dei coefficienti derivativi.
5. Calcolo delle funzioni di trasferimento e delle variabili che definiscono la manovrabilità. Confronto di tali dati con quelli della Tabella 1.1 per soddisfare le condizioni.
6. Nel caso in cui tali condizioni non sono rispettate si va a modificare la geometria del velivolo:
  - Angolo diedro delle ali  $\Gamma_W$ .
  - Posizione delle ali  $X_{LE}$ .
  - Angolo di freccia delle ali  $\Lambda$ .
  - Volume della coda verticale  $V_v$ .
  - Volume della coda orizzontale  $V_t$ .
7. Verifica dell'efficacia delle superfici di controllo.
8. Ottenimento della configurazione finale.





# Capitolo 2

## Equazioni del Moto

### 2.1 Equazioni del moto piccole perturbazioni

Nella trattazione del moto di un aereo vengono utilizzate 3 sistemi di riferimento, quello fisso terrestre, di stabilità o detto anche del vento e infine quella solidale all'aereo.

Le equazioni che governano tale moto si basano sulla "*Conservazione del momento angolare*" e sulla "*Conservazione del momento lineare*". Definiamo la terna solidale al corpo come  $X, Y, Z$  e quella inerziale-terrestre  $X', Y', Z'$ . Le velocità angolari nella terna solidale al corpo  $P, Q, R$  illustrati nella Figura 2.3. Per arrivare alle equazioni finali che governano la dinamica del velivolo in condizioni di crociera si introducono gli angoli di eulero seguendo una rotazione del tipo 3,2,1 a tale proposito si faccia riferimento alla referenza [18].

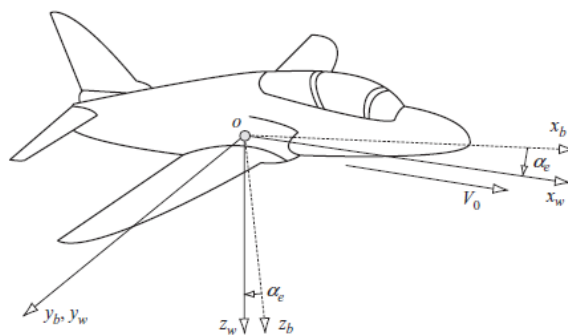


Figura 2.1: Sistema di riferimento solidale all'aereo e quello della stabilità (Wind Frame) [15].

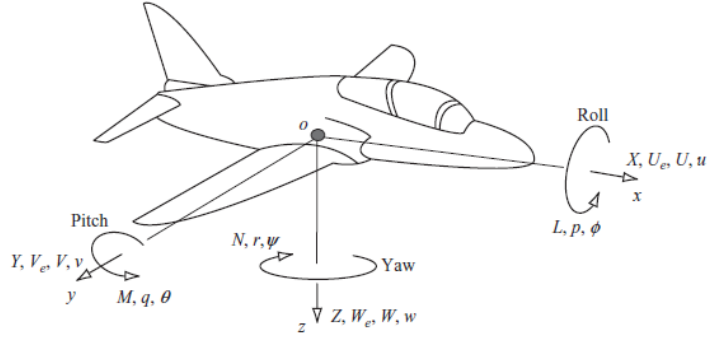


Figura 2.2: Forze e Momenti agenti sull'aereo [15].

Quindi le equazioni della dinamica espresse nella terna  $X, Y, Z$  diventano:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + QW - RV) &= -mg \sin(\Theta) + (F_{Ax} + F_{Tx}) \\
 m(\dot{V} + UR - PW) &= mg \cos(\Theta) \sin(\Phi) + (F_{Ay} + F_{Ty}) \\
 m(\dot{W} + PV - QU) &= mg \cos(\Theta) \cos(\Phi) + (F_{Az} + F_{Tz}) \\
 \dot{P}I_{XX} - \dot{R}I_{XZ} - PQI_{XZ} + RQ(I_{ZZ} - I_{YY}) &= L_A + L_T \\
 \dot{Q}I_{YY} + PR(I_{XX} - I_{ZZ}) + (P^2 - R^2)I_{XZ} &= M_A + M_T \\
 \dot{R}I_{ZZ} - \dot{P}I_{XZ} + PQ(I_{YY} - I_{XX}) + QR I_{XZ} &= N_A + N_T
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Dove  $U, V, W$  sono le componenti della velocità nella terna solidale al corpo e  $\Psi, \Theta, \Phi$  gli angoli di eulero secondo la rotazione tra le terne menzionate sopra.  $F_{Ax}, F_{Ay}, F_{Az}$  sono le componenti della forza aerodinamica secondo gli assi  $X, Y, Z$  della terna solidale al velivolo.  $L_A, M_A, N_A$  sono in ordine il momento di rollio rispetto all'asse  $X$ , il momento di beccheggio rispetto all'asse  $Y$  ed il momento di imbardata rispetto all'asse  $Z$ . Per ottenere le equazioni della dinamica che descrivono il comportamento del velivolo soggetto a perturbazioni si introducono per prima le equazioni per il volo di crociera. Durante il volo di crociera si ha che le velocità angolari rispetto alla terna solidale sono nulle così come le accelerazioni, da queste ipotesi passando dal riferimento solidale a quello inerziale ( $U_1, V_1, W_1$ ) e ( $P_1, Q_1, R_1$ ) tramite la matrice di rotazione, e avendo  $P_1 = Q_1 = R_1 = 0$  e considerando la fase di volo del motoalante in fase di planaggio allora le equazioni del moto diventano, come in seguito riportate:

$$\begin{aligned}
0 &= -mg \cos(\Theta_1) + F_{Ax_1} \\
0 &= mg \cos(\Theta_1) \sin(\Phi_1) + F_{Ay_1} \\
0 &= mg \cos(\Theta_1) \cos(\Phi_1) + F_{Az_1} \\
0 &= L_{A1} \\
0 &= M_{A1} \\
0 &= N_{A1}
\end{aligned} \tag{2.2}$$

Introducendo la notazione per le piccole perturbazioni

$$\begin{aligned}
U &= U_1 + u & V &= V_1 + v & W &= W_1 + w \\
P &= P_1 + p & Q &= Q_1 + q & R &= R_1 + r \\
\Phi &= \Phi_1 + \phi & \Theta &= \Theta_1 + \theta & \Psi &= \Psi_1 + \psi \\
F_{Ax} &= F_{Ax_1} + f_{Ax} & F_{Ay} &= F_{Ay_1} + f_{Ay} & F_{Az} &= F_{Az_1} + f_{Az} \\
L_T &= L_{T_1} + l_T & M_T &= M_{T_1} + m_T & N_T &= N_{T_1} + n_T
\end{aligned} \tag{2.3}$$

Ipotesi:

1. le variabili legate alla perturbazione  $(u, v, w, p, q, r)$  sono considerate piccole quindi il loro prodotto è trascurabile .
2. Angoli di eulero costanti  $\Phi_1 \Theta_1 \Psi_1$ .
3. Velocità laterale  $V_1 = 0$ .
4. Angolo di rollio  $\Phi_1 = 0$ .

Avendo fatte tutte queste assunzioni considerando di subire una perturbazione che può essere dovuta agli eventi atmosferici oppure ad una manovra da parte del pilota l'aereo risponde seguendo le seguenti equazioni.

$$\begin{aligned}
m[\dot{u} + qW_1] &= -mg\theta \cos(\Theta_1) + f_{Ax} \\
m[\dot{v} + U_1r - pW_1] &= mg\phi \cos(\Theta_1) + f_{Ay} \\
m[\dot{w} - U_1q] &= -mg\theta \sin(\Theta_1) + f_{Az} \\
\dot{p}I_{XX} - \dot{r}I_{XZ} &= l_A \\
\dot{q}I_{YY} &= m_A \\
\dot{r}I_{ZZ} - \dot{p}I_{XZ} &= n_A \\
p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin(\Theta_1) \\
q &= \dot{\theta} \\
r &= \dot{\psi} \cos(\Theta_1)
\end{aligned} \tag{2.4}$$

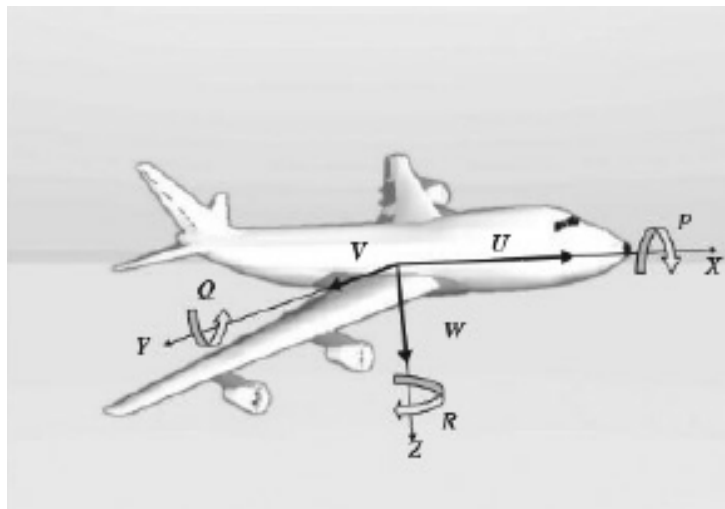


Figura 2.3: Velocità angolari nella terna solidale al velivolo [18].

## 2.2 Adimensionalizzazione

Una volta ricavato le equazioni del moto per piccole perturbazioni, il passo successivo è quello di esprimere le forze e momenti perturbativi tramite coefficienti derivativi di stabilità adimensionali.

I coefficienti derivativi di stabilità e di controllo misurano come cambiano le forze ed i momenti agenti sul velivolo al variare delle condizioni di volo (es: velocità dell'aria, angolo d'attacco, angolo d'attacco laterale o d'imbardata, deflessione delle superfici di controllo). Tali coefficienti si ricavano adimensionalizzando le forze perturbative generate da un cambio nelle variabili di stato del velivolo. La nomenclatura dei coefficienti derivativi è composta dalla lettera "c" che sta per coefficiente, seguito da un primo pedice che esprime la forza o il momento che caratterizza ed un secondo pedice che indica quale la variabile di stato che lo genera. Prima di tutto andiamo ad analizzare le componenti che governano il moto longitudinale. Le componenti perturbative agenti sul moto longitudinale sono  $\dot{\alpha}$ ,  $u$ ,  $q$ , dove una variazione dell'angolo d'attacco può essere intesa anche come una variazione nella componente verticale di velocità tramite la relazione  $\tan \alpha = \frac{w}{V_{P_1}}$ , assumendo come condizione per moto costante  $V_{P_1} = U_1$ . L'angolo di deflessione dell'equilibratore- $\delta_e$  è espresso in radianti quindi è già adimensionale, così anche per l'angolo della coda orizzontale  $i_H$ . Si faccia riferimento [18] [17]

per un approfondimento di tutti i passaggi.

$$\begin{aligned}
f_{A_x} &= \frac{\partial F_{A_x}}{\partial \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right)} \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_x}}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial F_{A_x}}{\partial \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_x}}{\partial \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial F_{A_x}}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial F_{A_x}}{\partial i_H} i_H \\
f_{A_z} &= \frac{\partial F_{A_z}}{\partial \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right)} \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_z}}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial F_{A_z}}{\partial \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_z}}{\partial \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial F_{A_z}}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial F_{A_z}}{\partial i_H} i_H \\
m_A &= \frac{\partial M_A}{\partial \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right)} \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) + \frac{\partial M_A}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_A}{\partial \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial M_A}{\partial \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial M_A}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial M_A}{\partial i_H} i_H
\end{aligned} \tag{2.5}$$

$$\begin{aligned}
f_{A_x} &= qS \left\{ -[c_{D_u} + 2c_{D_1}] \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) + [-c_{D_\alpha} + c_{L_1}] \alpha - c_{D_\alpha} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) - c_{D_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) - c_{D_{\delta_E}} \delta_E - c_{D_{i_H}} i_H \right\} \\
f_{A_z} &= qS \left\{ -[c_{L_u} + 2c_{L_1}] \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) - [-c_{L_\alpha} + c_{D_1}] \alpha - c_{L_\alpha} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) - c_{L_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) - c_{L_{\delta_E}} \delta_E - c_{L_{i_H}} i_H \right\} \\
m_A &= qS\bar{c} \left\{ [c_{m_u} + 2c_{m_1}] \left( \frac{u}{V_{P_1}} \right) + c_{m_\alpha} \alpha + c_{m_\alpha} \left( \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2V_{P_1}} \right) + c_{m_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P_1}} \right) + c_{m_{\delta_E}} \delta_E + c_{m_{i_H}} i_H \right\}
\end{aligned} \tag{2.6}$$

Per le altre tre equazioni che descrivono il moto laterale e i disturbi indotti sul momento di rollio ed imbardata, si segue lo stesso procedimento come per le equazioni longitudinali, in questo caso una perturbazione atmosferica laterale che porti ad una velocità perturbativa  $v$  può essere intesa come un aumento nell'angolo di deriva  $\beta$ , tramite la relazione  $\tan \beta = \frac{v}{V_{P_1}}$ . L'adimensionalizzazione delle tre componenti principali  $\dot{\beta}$ ,  $p$  ed  $r$  assume la seguente forma:

$$\dot{\beta} \left[ \frac{rad}{sec} \right] \longrightarrow \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \quad p \left[ \frac{rad}{sec} \right] \longrightarrow \frac{pb}{2V_{P_1}} \quad r \left[ \frac{rad}{sec} \right] \longrightarrow \frac{rb}{2V_{P_1}} \tag{2.7}$$

$$\begin{aligned}
f_{A_Y} &= \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial F_{A_Y}}{\partial \delta_R} \delta_R \\
l_A &= \frac{\partial L_A}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial L_A}{\partial \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial L_A}{\partial \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial L_A}{\partial \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial L_A}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial L_A}{\partial \delta_R} \delta_R \\
n_A &= \frac{\partial N_A}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial N_A}{\partial \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial N_A}{\partial \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + \frac{\partial N_A}{\partial \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right)} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) \\
&\quad + \frac{\partial N_A}{\partial \delta_E} \delta_E + \frac{\partial N_A}{\partial \delta_R} \delta_R
\end{aligned} \tag{2.8}$$

$$\begin{aligned}
f_{A_Y} &= qS \left\{ c_{Y_\beta} \beta + c_{Y_{\dot{\beta}}} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + c_{Y_p} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + c_{Y_r} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) + c_{Y_{\delta_E}} \delta_E + c_{Y_{\delta_R}} \delta_R \right\} \\
l_A &= qS \left\{ c_{l_\beta} \beta + c_{l_{\dot{\beta}}} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + c_{l_p} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + c_{l_r} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) + c_{l_{\delta_E}} \delta_E + c_{l_{\delta_R}} \delta_R \right\} \\
n_A &= qS \left\{ c_{n_\beta} \beta + c_{n_{\dot{\beta}}} \left( \frac{\dot{\beta} b}{2V_{P_1}} \right) + c_{n_p} \left( \frac{pb}{2V_{P_1}} \right) + c_{n_r} \left( \frac{rb}{2V_{P_1}} \right) + c_{n_{\delta_E}} \delta_E + c_{n_{\delta_R}} \delta_R \right\}
\end{aligned} \tag{2.9}$$

Nei capitoli successivi verrà fatta un'analisi approfondita sul calcolo dei coefficienti derivativi e sulla loro importanza sull'analisi di stabilità.

## 2.3 Stima del Momento d'inerzia

Partendo dalla stima della massa basando sul lavoro svolto precedente [7], quello che è stato fatto è ripartire tale peso sui componenti principali del motoalante in accordo con riferimento [20] dove spiega come ripartire la massa totale sui principali componenti che la compongono. In seguito è stato ripartito così la massa:

1. Ali-85kg.

2. Fusoliera -50kg.
3. Elica, Motore, Batterie-32kg.
4. Coda Verticale+ coda orizzontale 10kg.
5. Pilota-85kg.
6. Massa Totale = 272 kg, Massa a vuoto= 177kg.

In seguito utilizzando **SolidWorks** è stato trovato il baricentro del motoalante avendo le seguenti coordinate  $x_{CG} = 1,81$   $z_{CG} = 0,29$ , mentre il momento d'inerzia

$$I = \begin{bmatrix} 722 & 0 & -8,89 \\ 0 & 285 & 0 \\ -8,89 & 0 & 995 \end{bmatrix}$$

Per la determinazione delle caratteristiche dinamiche si è optato per la soluzione che comprende il pilota da 85kg in quanto, per opzioni dove la massa del pilota sia minore si possono utilizzare zavorre di acqua per mantenere il punto ottimale di crociera studiato in questa testi, questa soluzione è spesso impiegata specialmente sui motoalanti/alianti ad altissime prestazioni.





# Capitolo 3

## Caratteristiche Geometriche e aerodinamiche di base

### 3.1 Caratteristiche Geometriche

Come enunciato nel capitolo precedente un ruolo importante nel definire i parametri geometrici del motoalante l'ha avuto la determinazione dei momenti d'inerzia e il baricentro, in quanto tutti i valori sono espressi in base alla posizione del baricentro. Di seguito nella Figura 3.1 ci sono i valori di base, da menzionare che tali valori sono quelli definitivi e non quelli di partenza, in quanto durante il processo della determinazione della stabilità dinamica sono state fatte molte modifiche al fine di arrivare alla stabilità dinamica laterale del modo a spirale a tal proposito è stato introdotto anche un angolo di diedro-  $\Gamma_W=8^\circ$ . Rispetto al lavoro preliminare è stato conservato solo la geometria della fusoliera mentre sono stati modificati tutti gli altri parametri come verrà visualizzato di seguito. Le notazioni principali che caratterizzano il motoalante e nello specifico l'ala sono:

1. Il rapporto di rastremazione  $\lambda = \frac{c_R}{c_T}$  dove,  $c_R$  è la corda alla radice, dove l'ala è attaccata alla fusoliera, e  $c_T$  è la corda all'estremità, nel nostro caso essendo a doppia rastremazione si calcolano i due rapporti di rastremazione  $\lambda_1$  e  $\lambda_2$  delle singoli sezioni di ala, dopo di che si utilizza la seguente espressione:

$$\lambda = \frac{\lambda_1 \cdot S_1 + \lambda_2 \cdot S_2}{S} = 0,3 \quad (3.1)$$

2.  $\Lambda_{\bar{c}/4}$  l'angolo di freccia dell'ala al quarto di corda della corda media aerodinamica.

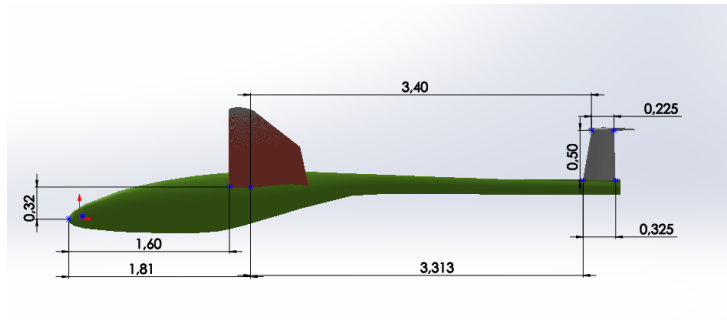


Figura 3.1: Misure geometriche del motoalante.

Dati Ala			
AR	19,5	$S[m^2]$	7,26
$b[m]$	12	$\Lambda_{\bar{c}/4}^\circ$	-1,441
$b_V[m]$	0,5	$\lambda$	0,3
$b_H$	2,4	m.a.c	0,662
$c_R[m]$	0,8	$c_{T_1}[m]$	0,696
$c_{T_2}[m]$	0,24	$X_{CG}$	1,81

Tabella 3.1: Riassunto dei valori principali dell'aliante.

3.  $m.a.c = \bar{c}$  corda media aerodinamica, definita dall'espressione:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_R \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (3.2)$$

4.  $AR$ =Aspect ratio definito da:

$$AR = b^2/S \quad (3.3)$$

5.  $b$ - apertura alare del motoalante.

6.  $S$ -superficie alare del motoalante.

## 3.2 Profilo Alare

Nella descrizione delle caratteristiche di un profilo alare sono di fondamentale importanza sono i coefficienti adimensionali che sono ricavati usando il teorema di Buckingham. Essi sono dipendenti dal numero di Reynolds. Essendo

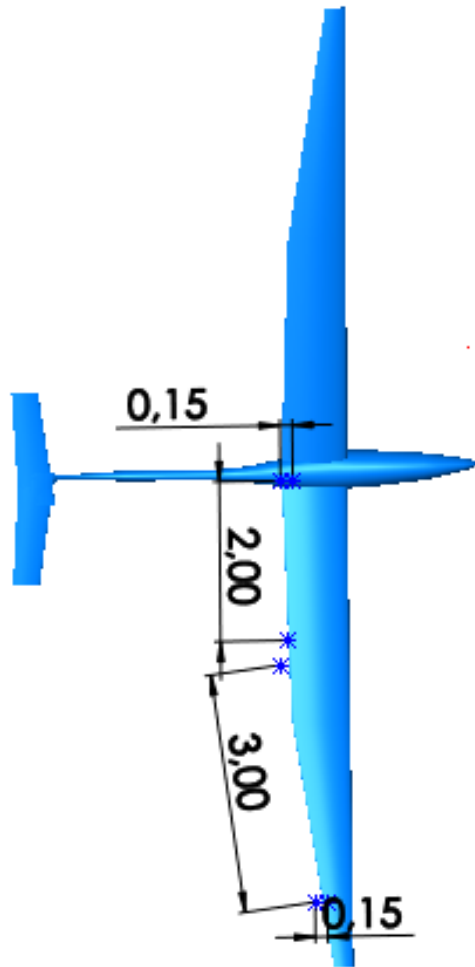


Figura 3.2: Dimensioni geometriche del Flap e Alettone.

questa tesi un proseguimento del lavoro iniziato dal mio collega [7] tralascierò la descrizione dei coefficienti di portanza e resistenza dei profili alari dell'ala e mi concentrerò sulla descrizione dei coefficienti derivativi della stabilità.

### 3.2.1 Centro Aerodinamico

Il centro aerodinamico viene espresso come una frazione di lunghezza  $\bar{c}$ . Secondo la definizione [5] "Il centro aerodinamico è il punto dove il coefficiente del momento di beccheggio è costante indipendentemente dalla variazione del coefficiente di portanza, il coefficiente di beccheggio rispetto al centro aerodinamico si indica come  $c_{mac}$ . Il  $c_{mac}$  è molto importante nell'analisi di stabilità, per un determinato profilo, dipende dal centro di pressione-  $c.p$  e dal coefficiente di portanza  $c_l$ . Il  $x_{cp}$  è la distanza dal L.E lungo la corda dove viene assunto che la risultante di tutte le forze di pressione lungo il profilo agisca.

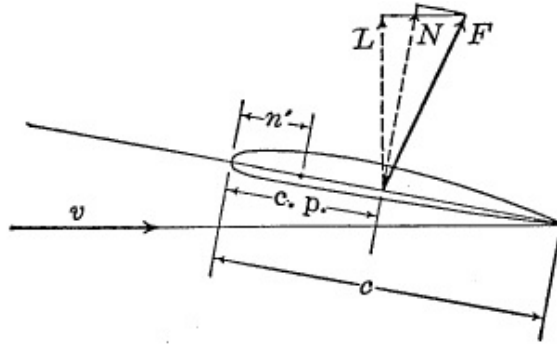


Figura 3.3: Portanza e centro di pressione [5].

Per trovare il centro aerodinamico si crea un grafico come nella figura 3.4 dove la pendenza della curva non è altro che il coefficiente di beccheggio  $c_{mac}$ , e l'intersezione della retta con l'asse delle ordinate mi fornisce il valore di  $x_{a.c}$ .

Nei software come **Xfoil** o negli articoli scientifici contenenti dati sperimentali per convenienza si esprime il momento di beccheggio rispetto al 0.25c. Con riferimento alla figura 3.3 possiamo ricavare il  $x_{cp}$  in funzione di  $c_{m_{0.25c}}$ .

Dove  $x_{cp} = \frac{c.p}{c}$  ed  $n = 0.25c = \frac{n'}{c}$

$$x_{cp} = 0.25c - \frac{c_{m_{0.25c}}}{C_l} \quad (3.4)$$

$$a.c. = 0.25c - \frac{dc_{m_{0.25c}}}{dC_l} \quad (3.5)$$

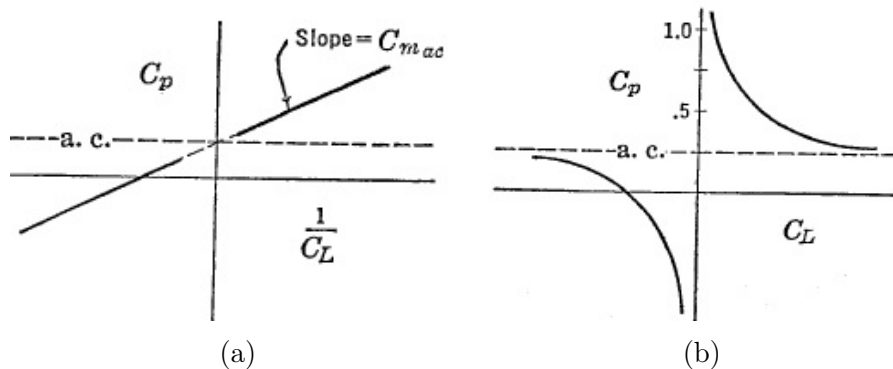


Figura 3.4: Relazioni tra  $C_P$  e  $C_L$  [5].

Il centro aerodinamico dell'ala finita è il punto di riferimento rispetto al quale si fa tutta la trattazione della stabilità del motoalante. Per procedere al calcolo del centro aerodinamico e le caratteristiche dell'ala, si considera [8] l'ala rastremata come formata di una serie di profili che possono variare lungo l'apertura alare per quanto riguarda la corda l'angolo d'attacco, quindi si introduce lo svergolamento dell'ala detto anche *twist*.

Ogni profilo considerato avrà il suo corrispettivo  $x_{a.c}$  dove agiscono le forze di portanza, di resistenza e dove il coefficiente di beccheggio rimane costante al variare dell'angolo d'attacco. In questa trattazione che si applica al trovare  $x_{AC}$ , il coefficiente di portanza sarà dato dalla somma di due coefficienti uno detto "di base"- $c_{l_b}$ , che dipende principalmente dallo svergolamento dell'ala e si trova quando la portanza è nulla e non cambia con l'angolo di attacco dell'ala, il secondo detto "aggiuntivo"- $c_{l_a}$  è il coefficiente di portanza che cambia con la variazione dell'angolo di attacco ed è indipendente dallo svergolamento  $\epsilon_t$  dell'ala. Definiamo un sistema di coordinate nel centro aerodinamico del profilo alla radice con l'asse  $x$  parallelo alla corda e l'asse  $y$  perpendicolare ad essa lungo la semi-apertura alare. In una sezione generica dell'ala avremmo che il centro aerodinamico di tale profilo si trova ad una distanza  $x$  dall'asse  $y$ , che produce un momento di beccheggio rispetto all'asse  $y$  eq 3.6 dovuto alla forza di portanza, mentre si trascura il momento generato dalla forza di resistenza essendo di piccola entità rispetto a  $C_{m_{l_a}}$ .

Considerando che la forza di portanza *aggiuntiva* agisce nel centro aerodinamico dell'ala definito come  $x_{AC}$  e  $C_{m_{l_a}}$  può essere espresso tramite la seguente equazione:

$$M_{l_a} = -2q \cos(\alpha_s) \int_0^{\frac{b}{2}} c_{l_a} x dy \quad (3.6)$$

$$C_{m_{l_a}} = -\frac{M_{l_a} b}{qS^2} \quad (3.7)$$

$$C_{m_{l_a}} = -(x_{a.c.} \cos(\alpha_s)) \frac{b}{S} C_L \quad (3.8)$$

Dal confronto delle eq. 3.6 e 3.8 possiamo ricavare il  $x_{a.c.}$ .

$$x_{a.c.} = \frac{2}{SC_L} \int_0^{\frac{b}{2}} c_{l_a} c x dy \quad (3.9)$$

Il momento di beccheggio dovuto alla forza di portanza di base è indipendente dall'asse preso come riferimento per il calcolo, quindi si preferisce prendere un asse parallelo all'asse  $y$  passante per  $x_{a.c.}$  allora esso diventa:

$$C_{m_{l_b}} = \pm \frac{2b}{S^2} \int_0^{\frac{b}{2}} c_{l_b} c x dy \quad (3.10)$$

Al  $C_{m_{l_b}}$  si deve aggiungere il  $c_{m_{ac}}$  di ogni profilo lungo l'apertura alare.

$$C_{m_s} = \frac{2b}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c_{m_{ac}} c^2 dy \quad (3.11)$$

$$C_{m_{a.c.}} = C_{m_{l_b}} + C_{m_s} \quad (3.12)$$

### 3.2.2 Determinazione delle caratteristiche dell'ala

Con riferimento [7] dove è stato fatta una scelta preliminare per quanto riguarda i profili da utilizzare nell'ala a doppia rastremazione e utilizzando il metodo fornito nel riferimento [8] andremmo a ricavare le caratteristiche elementari di un ala. Per il calcolo della pendenza della curva di portanza che non è altro che  $\frac{dC_L}{d\alpha_s}$  dove  $\alpha_s$  è l'angolo d'attacco assoluto dell'ala, si usa la l'eq 3.13 dove il valore di  $f$  una volta ricavato il rapporto di rastremazione  $\frac{c_t}{c_r}$  e l' $AR$  si trova dalla Figura 3.5. Nel nostro caso avendo un  $\frac{c_t}{c_r} = 0.3$  e  $AR=20$  otteniamo  $f = 0,996$ .

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57,3a_0}{\pi AR}} \quad (3.13)$$

$$c_{l_\alpha} = \frac{a_0 AR}{\frac{a_0}{\pi} + \sqrt{\left(\frac{a_0}{\pi}\right)^2 + \left(\frac{AR}{\cos(\Lambda_c/2)}\right)^2}} \frac{1}{57.3} \quad (3.14)$$

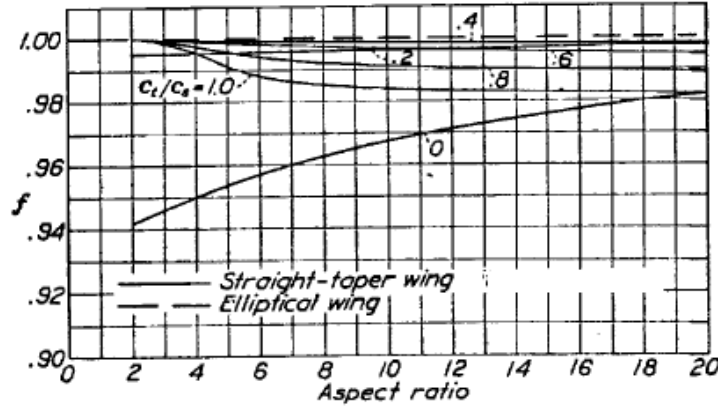


Figura 3.5: Diagramma per determinare  $f$  [8].

Per la determinazione di  $c_{t_b}$  e  $c_{l_a}$  per ogni profilo lungo l'apertura alare si introducono due variabili  $L_b$  e  $L_a$  [8] che variano lungo l'apertura alare e i corrispettivi valori dipendono da  $AR$  e  $\frac{c_t}{c_r}$  [8].

$$c_{t_b} = \frac{\epsilon a_0 S}{cb} L_b \quad (3.15)$$

$$c_{l_a} = \frac{S}{cb} L_a \quad (3.16)$$

L'angolo d'attacco assoluto  $\alpha_s$  misurato al profilo alla radice, una volta fissato il coefficiente di portanza necessario dipende dallo svergolamento dell'ala, dall'angolo per cui i profili hanno portanza nulla e dalla variabile  $J$  secondo l'eq 3.17. Imponendo la condizione  $C_L = 0$  nell'eq 3.17 possiamo ricavare  $\alpha_{s(L=0)}$  angolo d'attacco assoluto a portanza nulla.

$$\alpha_s = \frac{C_L}{a} + \alpha_{l_{0_s}} + J\epsilon \quad (3.17)$$

Dove la variabile  $J$  si ricava dalla Figura 3.6.

Per ricavare il coefficiente di resistenza indotta  $C_{D_i}$ , introduciamo 3 nuovi variabili  $u, v, w$ . Osservando la Figura 3.7 si osserva che a parità di  $AR$  il rapporto di rastremazione consigliato rimane tra 0,3-0,4 per avvicinarsi il più possibile ad una distribuzione ellittica della portanza. Dalla Figura 3.8 e 3.9 possiamo ricavare gli altri fattori della resistenza indotta tramite interpolazione tra il  $\lambda$  pari a 0,2 e 0,4 sempre in funzione dell'aspect ratio.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR u} + C_L \epsilon a_0 v + (\epsilon a_0)^2 w \quad (3.18)$$

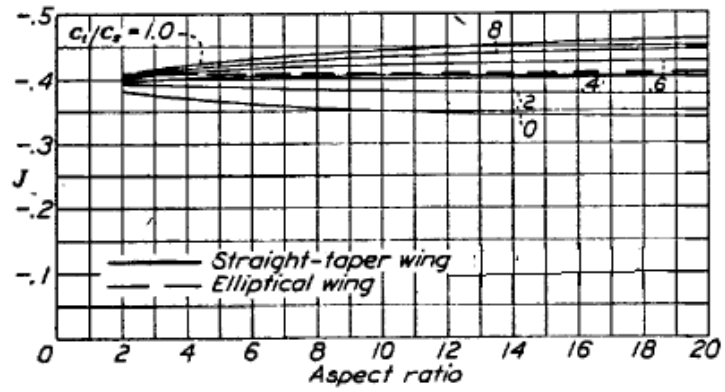


Figura 3.6: Diagramma per determinare il fattore  $J$  della resistenza indotta [8].

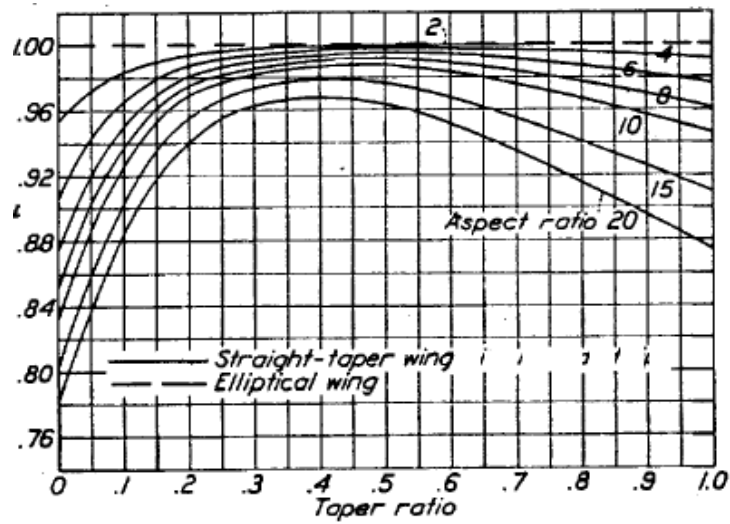


Figura 3.7: Diagramma per determinare il fattore  $u$  della resistenza indotta [8].



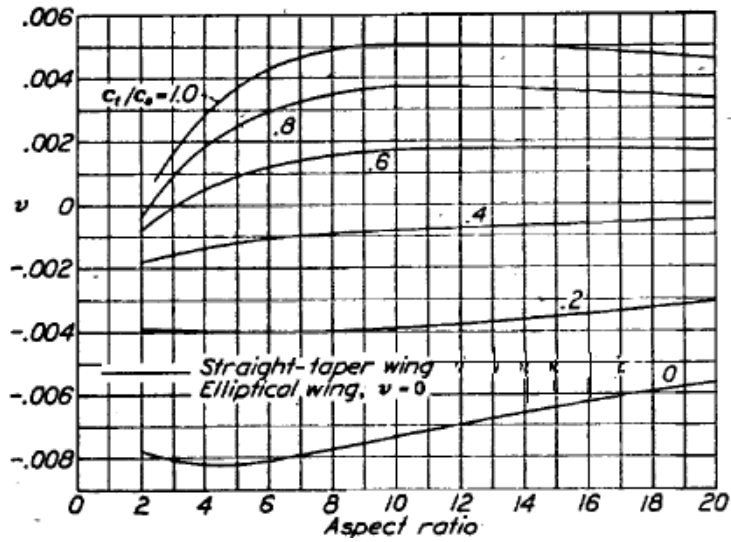


Figura 3.8: Diagramma per determinare il fattore  $v$  della resistenza indotta [8].

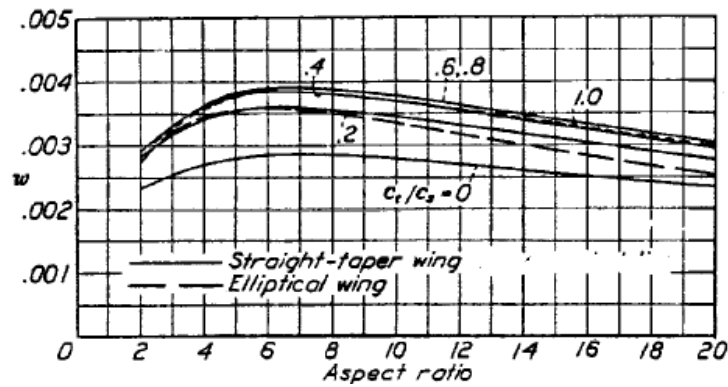


Figura 3.9: Diagramma per determinare il fattore  $w$  della resistenza indotta [8].

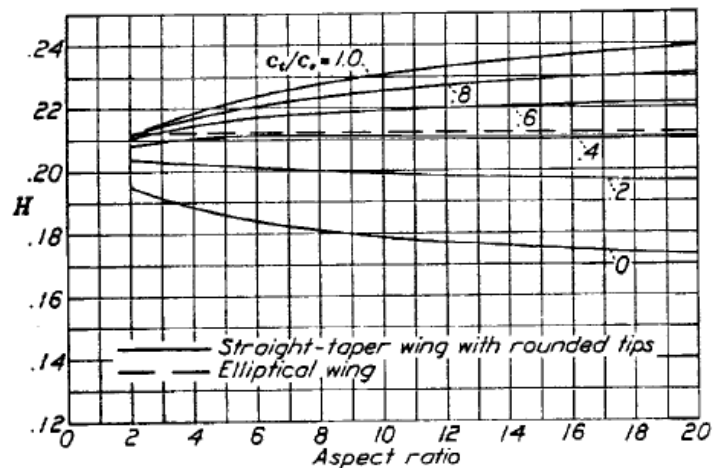


Figura 3.10: Diagramma per la determinazione della posizione di  $x_{a.c.}$  in funzione di  $\lambda$  ed  $AR$  [8].

Per ricavare  $x_{a.c.}$  in prima approssimazione possiamo considerare come se avesse una rastremazione lineare lungo l'apertura alare con un angolo di freccia  $\Lambda_{c/4}$  in questo modo possiamo sfruttare l'eq 3.19 dove il fattore  $H$  si ricava dalla Figura 3.10: Interpolando tra le due curve di  $\lambda$  si ottiene un valore di  $H=0,204$ .

$$x_{a.c.} = \frac{S}{b} H AR \tan(\Lambda_{c/4}) \quad (3.19)$$

Utilizzando le stesse ipotesi fatte per  $x_{a.c.}$  possiamo andare a ricavare il coefficiente del momento di imbardata intorno al centro aerodinamico dell'ala dove:

$$C_{m_s} = E c_{m_{a.c.}} \quad (3.20)$$

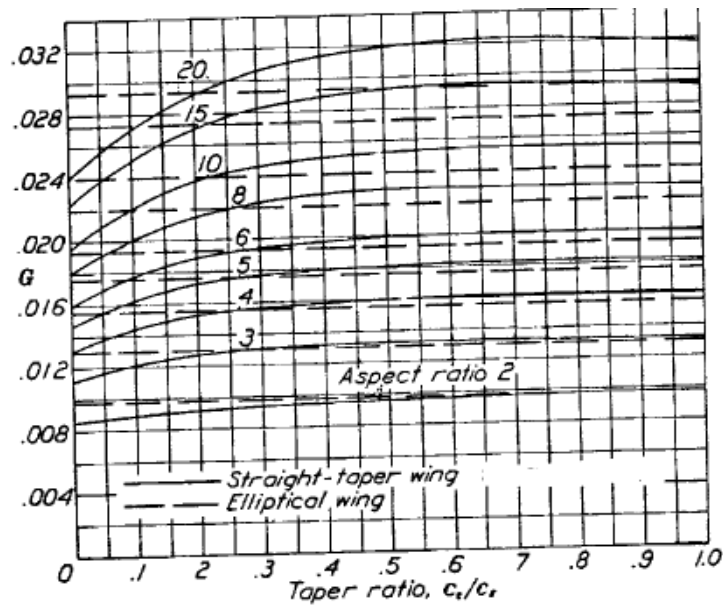


Figura 3.11: Diagramma per la determinazione di  $G$  [8].

Mentre la forma esatta del fattore  $E$ :

$$E = \frac{2b}{S^2} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2 dy \quad (3.21)$$

Per quanto riguarda il momento di imbardata dovuto alla distribuzione della portanza di base lo possiamo esprimere usando la formula empirica fornita da **Raymond F. Anderson**:

$$C_{m_{i_b}} = -G\epsilon a_0 AR \tan(\Lambda_{c/4}) \quad (3.22)$$

Il fattore  $G$  si ricava dalla Figura 3.11 che per  $\lambda = 0,3$  assume un valore di  $G \approx 0,0305$ .

Nella Figura 3.12 vengono riportati i valori dei vari coefficienti che hanno portato al calcolo del centro aerodinamico dell'ala essendo questo un valore importantissimo per la determinazione della stabilità. Ci si è concentrati sul calcolo a  $Re < 10^6$  per poter analizzare meglio le condizioni per cui l'aliante potrebbe andare in stallo a basse velocità. Per le altre condizioni di volo compreso il volo di crociera è stato utilizzato il valore di portanza calcolato tramite **Digital Datcom**.

Dati Ala			
Re=100 000	Re=200 000	Re=400 000	Re=750 000
$C_{l\alpha}$	$C_{l\alpha}$	$C_{l\alpha}$	$C_{l\alpha}$
1,0819	0,9038	0,8509	0,9241
$\alpha_{z(l=0)} [^\circ]$	$\alpha_{z(l=0)} [^\circ]$	$\alpha_{z(l=0)} [^\circ]$	$\alpha_{z(l=0)} [^\circ]$
-5,26	-7,76	-8,26	-8,26
$C_{mlb}$	$C_{mlb}$	$C_{mlb}$	$C_{mlb}$
0,0452	0,0376	0,0354	0,0385
$C_{ms}$	$C_{ms}$	$C_{ms}$	$C_{ms}$
-0,1485	-0,1909	-0,2063	-0,2134
$C_{m.a.c}$	$C_{m.a.c}$	$C_{m.a.c}$	$C_{m.a.c}$
-0,1033	-0,1532	-0,1709	-0,1749
$x_{a.c,r}$	$x_{a.c,r}$	$x_{a.c,r}$	$x_{a.c,r}$
-0,081056966	-0,081056966	-0,081056966	-0,081056966
$x_{a.c} (\%c_r)$	$x_{a.c} (\%c_r)$	$x_{a.c} (\%c_r)$	$x_{a.c} (\%c_r)$
16,79%	16,29%	16,22%	16,10%
$x_{a.c}$	$x_{a.c}$	$x_{a.c}$	$x_{a.c}$
0,202952307	0,196910011	0,19606409	0,194613939

Figura 3.12: Valori caratterizzanti l'ala.

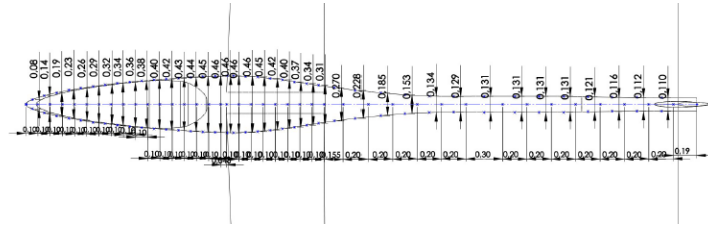


Figura 3.13: Suddivisione della fusoliera secondo il metodo di Multhopp [19].

### 3.2.3 Contributo della Fusoliera

Una volta calcolato il centro aerodinamico dell'ala, il passo successivo è calcolare il contributo fornito dalla fusoliera, al riguardo si è preso come riferimento il lavoro svolto da Multhopp [19] dove si divide la fusoliera come nella Figura 3.13.

Allora il contributo dovuto alla fusoliera diventa:

$$\Delta \bar{x}_{AC_B} = -\frac{1}{2.92S\bar{c}} \sum_{i=1}^N w_{B_i}^2 \left( \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \Delta x_i \quad (3.23)$$

Dove  $w_{B_i}$  è lo spessore della fusoliera corrispondente al  $\Delta x_i$ , secondo Multhopp per una fusoliera classica bastano 13 suddivisioni lungo l'asse x, tuttavia data la particolare geometria si è optato per una suddivisione pari a 40,

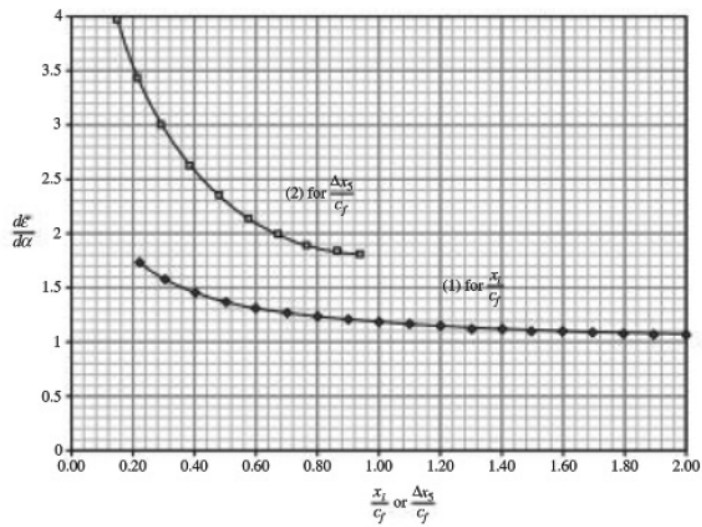


Figura 3.14: Downwash ed upwash lungo la fusoliera [1].

in modo tale da rendere il risultato il più esatto possibile. Per il valore  $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$  si sono presi i valori dalla Figura 3.14.

In definitiva si ottiene, considerando che  $x_{ac}$  nella Figura 3.12 è espresso in funzione della corda alla radice dell'ala, mentre è molto più importante esprimerlo in funzione della corda media, esso diventa  $\bar{x}_{AC} = 0,323$ .

$$\begin{aligned} \Delta\bar{x}_{ACB} &= -0,02744 \\ \bar{x}_{ACWB} &= x_{AC} + \Delta\bar{x}_{ACB} = 0,2958 \end{aligned} \quad (3.24)$$

Fusoliera - $\Delta x_{AC}$									
$X_i$	$\Delta X_i$	$\omega_b$	$(X/c_s)$	$(d\epsilon_m/d\alpha)$	$X_i$	$\Delta X_i$	$\omega_b$	$(X/c_s)$	$(d\epsilon_m/d\alpha)$
1,622	0,1	0,08	2,0275	1,1	0,074	0,148	0,46	0,0925	4
1,522	0,1	0,14	1,9025	1,1	3,4	0,0775	0,155	0,27	0,096875
1,422	0,1	0,19	1,7775	1,1	0,255	0,2	0,228	0,31875	0,068983
1,322	0,1	0,23	1,6525	1,1	0,455	0,2	0,185	0,56875	0,123088
1,222	0,1	0,26	1,5275	1,1	0,655	0,2	0,153	0,81875	0,177192
1,122	0,1	0,29	1,4025	1,1	0,855	0,2	0,134	1,06875	0,231297
1,022	0,1	0,32	1,2775	1,15	1,055	0,2	0,129	1,31875	0,285401
0,922	0,1	0,34	1,1525	1,2	1,255	0,3	0,131	1,56875	0,339506
0,822	0,1	0,36	1,0275	1,2	1,555	0,2	0,131	1,94375	0,420662
0,722	0,1	0,38	0,9025	1,25	1,755	0,2	0,131	2,19375	0,474767
0,622	0,1	0,4	0,7775	1,27	1,955	0,2	0,131	2,44375	0,528871
0,522	0,1	0,42	0,6525	1,3	2,155	0,2	0,121	2,69375	0,582976
0,422	0,1	0,43	0,5275	1,4	2,355	0,2	0,116	2,94375	0,63708
0,322	0,1	0,44	0,4025	1,5	2,555	0,2	0,112	3,19375	0,691185
0,222	0,1	0,45	0,2775	1,7	2,755	0,19	0,11	3,44375	0,745289

Figura 3.15: Elenco di tutti i valori della suddivisione della fusoliera.

### 3.3 Downwash e Pressione Dinamica sulla coda

Essendo l'angolo d'attacco un elemento molto importante nella variazione delle caratteristiche del profilo, ci ritroviamo che l'angolo d'attacco dovuto al vento relativo che investe la coda è influenzato in modo rilevante dal downwash prodotto dall'ala. Il downwash dell'ala piana nell'ipotesi di trascurare lo svergolamento dell'ala stessa, è in gran parte generato dai vortici di estremità. Per calcolare il downwash si fa l'ipotesi che il vortice non si deformi a valle e che lo spostamento del vortice vicino al centro di coda sia pari allo spostamento dell'intero vortice. Uno spostamento verticale del vortice di scia comporterà anche un spostamento verticale del downwash. L'intensità dei vortici di scia, dell'angolo di downwash  $\epsilon$  e dello spostamento a valle dei vortici sono direttamente proporzionali a  $c_L$ . Ad alti valori del coefficiente di portanza ci sono 3 effetti che entrano in gioco e fanno aumentare notevolmente  $\epsilon$ , e sono:

1. La forte intensità dei vortici di scia dovuta alla curvatura che arriva fino al centro dell'ala.
2. L'effetto dei vortici di avvolgimento con un effetto marcato ad alti valori di  $c_L$ .
3. Il flusso dell'aria dentro alla scia che coincide con i vortici d'estremità.

Nel caso di flap attivi, l'effetto del downwash è la somma tra l'effetto dovuto all'ala e al movimento del flap, dove il contributo dovuto al flap è proporzionale all'incremento di  $c_L$

Il flusso d'aria è caratterizzata da una perdita di pressione totale, essendo massima nel centro della scia che allo stesso tempo coincide con il centro dei vortici d'estremità e decresce fino ad un valore nullo ai suoi bordi, che non sono ben definiti.

Per il calcolo del downwash ci baseremo su un procedimento empirico di derivazione sperimentale [9]. Le prime assunzioni che dobbiamo fare è il rapporto  $\frac{b_f}{b/2}$  dove  $b_f$  è la lunghezza dei flap. In base ai valori di  $C_L$  [7]. Come conseguenza in base alle varie considerazioni [10] [5] scegliamo un rapporto  $\frac{b_f}{b/2} = 0,4$  e  $\frac{c_f}{c} = 0,2$ . In base ai diagrammi [10] andando a osservare l'andamento dell'angolo di downwash. Si osserva che nelle ipotesi in cui l'unica variabile che cambia passando da un aspect ratio pari a 9 ad una pari a 12 non si hanno variazioni significative, mentre rispetto ad un aspect ratio pari a 6 si hanno variazioni significative. In base a queste costatazioni in prima approssimazione useremo i diagrammi ricavati per un aspect ratio pari a 12 per dedurre i valori del downwash nel nostro progetto. Per riuscire a ricavare

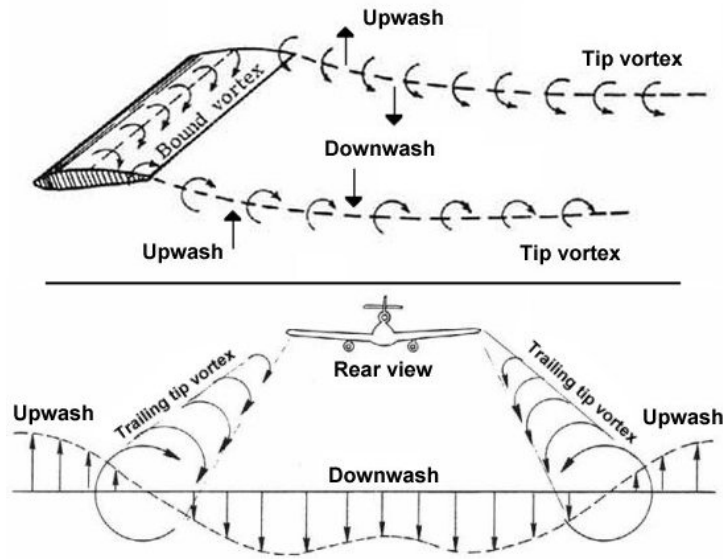


Figura 3.16: L'effetto dei vortici di scia e quelli di avvolgimento sul downwash e upwash [10].

l'ampiezza del vortice d'estremità nella prossimità della cosa e dell'angolo di downwash dovremmo definire le seguenti variabili:

1. Pressione dinamica  $q$  definita da:

$$q = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (3.25)$$

2.  $m$ : Distanza verticale tra l'asse di cerniera dell'equilibratore e il punto d'origine della scia d'estremità misurata perpendicolarmente al vento relativo.
3.  $\xi$ : Distanza Longitudinale tra l'asse di cerniera dell'equilibratore e il punto d'origine della scia d'estremità misurata perpendicolarmente al vento relativo.
4.  $x_{c_{r_h}}$ : Distanza tra il quarto di corda alla radice dell'ala e l'asse di cerniera dell'equilibratore.
5.  $\zeta$ : Raggio della scia d'estremità vicino all'asse di cerniera.
6.  $\eta$ : Perdita di pressione dinamica.

$$\zeta = 0,68c_{d_0}^{0,5}(\xi + 0,15)^{0,5} \quad (3.26)$$

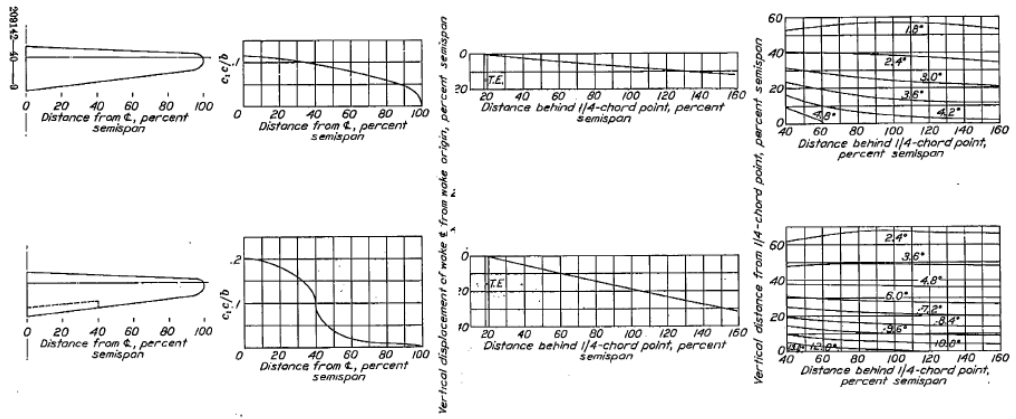


Figura 3.17: Distribuzione del carico , dello spostamento di scia e dell'angolo di downwash per  $AR=12$  e  $\lambda=0,33$  [8].

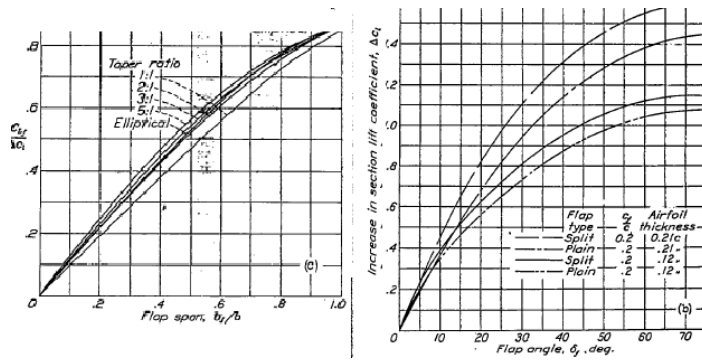


Figura 3.18: Incremento di  $C_L$  dovuta alla deflessione dei flap [9].



$\alpha$	$\frac{qH}{q}$	$\epsilon$	$\frac{d\epsilon}{d\alpha}$
0	1	1,759	0,239
1	1	1,999	0,239
2	1	2,237	0,230
3	1	2,459	0,223
4	1	2,684	0,229
5	1	2,916	0,204
6	1	3,092	0,202
7	1	3.321	0,229

Tabella 3.2: Dati Downwash  $Re = 10^6$  calcolati con Datcom+.

$$\eta = \frac{2,42c_{d_0}^{0,5}}{\xi + 0,3} \quad (3.27)$$

Valuteremo inizialmente il downwash e l'ampiezza della scia d'estremità nella prossimità della coda utilizzando il metodo di **A.Silverstein** [9], estrapolando per un aspect ratio pari a 20 . Definiamo  $\xi_0 = \xi(\alpha = 0)$  allora  $\xi$  in funzione dell'angolo d'attacco diventa:

$$\xi = \frac{\xi_0}{\cos(\alpha)} \quad (3.28)$$

Allo stesso modo definiamo  $m_0 = m(\alpha = 0)$  :

$$m = m_0 - \xi_0 \tan(\alpha) \quad (3.29)$$

Facendo un confronto tra il metodo [10] per cui ho estrapolato l'andamento ad AR=20, partendo sui dati ad AR=6 AR=9 ed AR=12 e i dati della Figura 3.2 si ha una differenza quasi nulla per  $\alpha = 0$  mentre per  $\alpha = 8.0$  si ha una differenza di circa  $0,6^\circ$  mentre il rapporto di  $\frac{qH}{q}$  in entrambi i casi è pari a 1, questo dato è molto importante in quanto determina l'autorità delle superficie di controllo nella coda. Per quanto riguarda l'angolo di incidenza alla coda  $\epsilon$  dato la difficoltà nel calcolo di tale valore ottenendo questi due valori calcolati con due metodi differenti molto vicini ci aiuta a definire meglio l'angolo con cui verrà montata la coda orizzontale rispetto al piano dell'ala, per ottimizzare l'efficienza durante il volo di crociera.

alpha	$\lambda_i$	$\lambda_m$	$x_{crit}$	$h$	$m+h$	AR6	AR9	AR12	AR20	Re=1e5 $\epsilon_i^{(1)}$	Re=4e5 $\epsilon_i^{(1)}$	Re=7.5e5	Re=1e6 $\epsilon_i^{(1)}$	dynamic pressure	width wake
0	3.8	-0.11667	0.64	0.05	0.066666667	8.2	5.6	4.5	2.9	1.7362	1.7362	1.7438738	1.8723096	0.098766696	0.226144732
1	3.799421	-0.10782	0.639903	0.05	0.057822767	8.3	5.6	4.5	2.9	0.79053072	2.0109992	2.020329	2.1496888	0.09878064	0.226128164
2	3.797685	-0.09897	0.63961	0.05	0.048979477	8.3	5.7	4.5	2.9	1.06790992	2.2883784	2.2967842	2.427068	0.09882491	0.226078458
3	3.794792	-0.09011	0.639123	0.05	0.040113392	8.3	5.7	4.5	2.9	1.34528912	2.5657576	2.5732395	2.7044472	0.098892308	0.225995606
4	3.790743	-0.08124	0.638441	0.05	0.031237082	8.3	5.7	4.6	2.9	1.62266832	2.8431368	2.8496947	2.9818264	0.098990187	0.225879598
5	3.78554	-0.07234	0.637565	0.05	0.022339077	8.4	5.8	4.7	3	1.9655664	3.22812	3.2339482	3.371592	0.099116266	0.225730418
6	3.779183	-0.06341	0.636494	0.05	0.013413854	8.5	5.8	4.7	3	2.2525104	3.515064	3.5199364	3.658536	0.09927072	0.225548045
7	3.771675	-0.05446	0.63523	0.05	0.004453822	8.6	5.9	4.75	3	2.5394544	3.802008	3.8059245	3.94548	0.099453767	0.22532455
8	3.763019	-0.04546	0.633772	0.05	0.00454069	8.6	5.9	4.75	3	2.8263984	4.089352	4.0919127	4.232424	0.099656664	0.225083618
9	3.753216	-0.03642	0.632121	0.05	0.01358145	8.5	5.8	4.7	3	3.1133424	4.375896	4.379009	4.519368	0.099906712	0.2248015
10	3.742269	-0.02733	0.630277	0.05	0.022672337	8.4	5.8	4.7	2.9	3.28694352	4.507412	4.5084261	4.6461016	0.100177254	0.22448606
11	3.730183	-0.01818	0.628241	0.05	0.031819357	8.3	5.7	4.6	2.9	3.56432272	4.7847912	4.7848813	4.9234808	0.100477676	0.224137255
12	3.716961	-0.00897	0.626014	0.05	0.041028658	8.3	5.7	4.6	2.9	3.84170192	5.0621704	5.0613365	5.20086	0.100808413	0.22375036
13	3.702606	0.000307	0.623597	0.05	0.05030655	8.3	5.6	4.5	2.9	4.11908112	5.3395496	5.3377918	5.4782392	0.101169945	0.223339346
14	3.687124	0.00966	0.620989	0.05	0.059659521	8.2	5.6	4.5	2.9	4.39646032	5.6169288	5.614247	5.7556184	0.1015628	0.222890127
15	3.670518	0.019094	0.618193	0.05	0.069094257	8.2	5.6	4.5	2.9	4.67383952	5.894308	5.8907022	6.0329976	0.101987559	0.222407312

Figura 3.19: Calcolo del downwash e lo spessore della scia in prossimità della coda

coda orizzontale		equilibratore	
$c_r$	0,425	$c_r$	0,15
$c_t$	0,325	$c_t$	0,15
$b_H$	2,4	$b_E$	2,4
$\bar{c}_H$	0,386	$\frac{c_E}{\bar{c}_H}$	0,389
$\lambda_H$	0,736	$\frac{b_E}{b_H}$	1

Tabella 3.3: Dimensioni geometriche della coda orizzontale.

### 3.4 Coda Orizzontale

Per la scelta della coda orizzontale il requisito principale è quello di controbilanciare il momento di beccheggio generato dalle ali. In più la coda orizzontale tramite l'equilibratore è quella che governa il moto longitudinale del motoalante quindi la sua dimensione è molto importante per prevenire situazioni che possono portarci in fase di stallo o viceversa ci fornisce il momento di beccheggio necessario ad uscire da situazioni critiche. Per la scelta ottimale si è tenuto conto delle indicazioni fornite da Pajno [21], mantenendo il profilo prescelto nel progetto preliminare HQ-1,0-8 e si è optato per un *stabilizzatore* con una leggera rastremazione mentre per l'*equilibratore* si è optato per la tipologia *plain flap* con una corda costante in modo da essere facilmente realizzabile dal punto di vista costruttivo. In più è stato studiato che la deflessione dell'equilibratore sia sufficiente a fornire il momento di beccheggio per controbilanciare la deflessione dei flap in fase di atterraggio e decollo. I valori finali della coda e dell'equilibratore sono contenuti nella Tabella 3.3.

### 3.5 Coda verticale

Mentre la coda orizzontale è quella che governa il moto longitudinale, il moto laterale specialmente quello d'imbardata è governato dalla coda verticale. Il dimensionamento finale della coda verticale è una conseguenza dell'analisi della stabilità dinamica. Dato la distribuzione ipotizzata delle masse nel motoalante e la superficie laterale della fusoliera molto contenuta, la coda verticale compresa del timone ha una autorevolezza significativa come si vedrà in seguito.

coda verticale		timone(rudder)	
$c_r [m]$	0,325	$c_R [m]$	0,12
$c_t [m]$	0,225	$Z_{AC_R} [m]$	0,25
$b_V [m]$	0,5	$X_{AC_R} [m]$	3,52
$\bar{c}_V [m]$	0,278	$b_R [m]$	0,5
$\lambda_V$	0,692	$\lambda_r$	1

Tabella 3.4: Dimensioni geometriche della coda verticale e del timone

Per la coda verticale è stato mantenuto lo stesso profilo della coda orizzontale ed il timone di coda, per il dimensionamento del timone sono state seguite le indicazioni di Pajno [23] e si è scelto un rapporto  $\frac{c_R}{c_V} = 0,4$ .

Rispetto al progetto preliminare la superficie totale della coda è stata diminuita in quanto generava instabilità nel modo spirale. Essendo che il dutch roll è accoppiato con il modo spirale e l'aumentare la stabilità di uno va a diminuire la stabilità dell'altro modo, alla fine si è ottenuto un punto di ottimo tra un leggero aumento dell'angolo diedro delle ali e la diminuzione della superficie della coda verticale. Di seguito nella Tabella 3.4 tutti i dati finali del dimensionamento della coda verticale e del timone.

### 3.6 Alettoni

Gli alettoni sono quelli che governano le manovre di rollio e sono utilizzati deflettendoli in modo asimmetrico tale che non provochi variazioni nel momento di beccheggio, a differenza dei flap,. Il moto generato dalla deflessione degli alettoni è accoppiato con il momento di imbardata quindi durante le manovre spesso si utilizzano insieme al timone di coda. Seguendo il trend nella progettazione dei motoalianti si è optato per dei plain flap posizionati sulla seconda parte dell'ala, il requisito del dimensionamento del flap è collegato alla normativa PAR 157 [24] che impone alla velocità di  $1,2V_S$  sia in grado nell'arco di 4s che passi da  $-30^\circ$  a  $+30^\circ$  durante una manovra di rollio, se la condizione è soddisfatta per tale velocità per velocità più alte la condizione sarà soddisfatta automaticamente in quanto la pressione dinamica aumenta e quindi anche l'autorità di manovra aumenta . Per determinare quindi le dimensioni sono state eseguite delle simulazioni in *Simulink* per determinare il tempo di manovra. I valori finali scelti per l'alettone sono una lunghezza

totale pari a  $b_A = 6m$  posizionati a 3 metri dalla radice dell'ala con una corda pari  $0,15m$ .

## 3.7 Flap

Per migliorare le caratteristiche di portanza in fase di decollo e di atterraggio tipicamente su ogni tipo di velivolo vengono usati dispositivi ad alta portanza. Questi dispositivi possono essere collocati al trailing edge ed al leading edge dell'ala, tutta via per semplicità costruttive e di manovrabilità, la scelta è caduta sul *flap* al trailing edge.

Il *fowler flap* è stato scartato in partenza, dovuto alla complessità d'ingombro del meccanismo di dispiego che non trova collocazione su un ala di spessore sottile come nel motoalante.

In seguito sono stati analizzati i 3 tipi di *flap*. Dal punto di vista dell'incremento di  $C_{l_{max}}$  lo *slotted flaps* ha le prestazioni migliori, mentre il *plain flaps* ha dalla sua la semplicità costruttiva tuttavia essendo un progetto universitario non si possono usare tolleranze di lavorazione molto spinte, questo minerebbe la continuità di superficie sulla parte superiore dell'ala, potendo essere fonte di generazioni dello stacco dello strato limite localmente, e aumenterebbe il drag che è in contrasto con le nostre esigenze. In definitiva si è optato per lo *split flaps* dovuta alla semplicità costruttiva che si avvicina al plain flaps, in aggiunta però mi permette di preservare l'efficienza aerodinamica durante il volo di crociera. In seguito nella Figura 3.20 si vedono le 4 tipologie di flaps più comuni.

Una breve descrizione delle caratteristiche dei vari flap [12]:

### 1. Plain Flaps

- i Il rapporto flap corda ottimale è circa 0,25.
- ii Angolo di deflessione ottimale  $60^\circ$ .
- iii Perdite dovute alla non continuità di superficie tra il flap e l'ala potrebbe portare a un valore di  $C_{L_{max}}$  minore di 0,4 rispetto al valore teorico massimo.
- iv Il massimo incremento di  $C_{L_{max}}$  raggiungibile è approssimativamente 0,9.

### 2. Split Flaps

- i Il rapporto flap corda ottimale è circa 0,3 per un profilo con spessore massimo 12%, il rapporto ottimale flap corda aumenta all'aumentare dello spessore massimo del profilo.

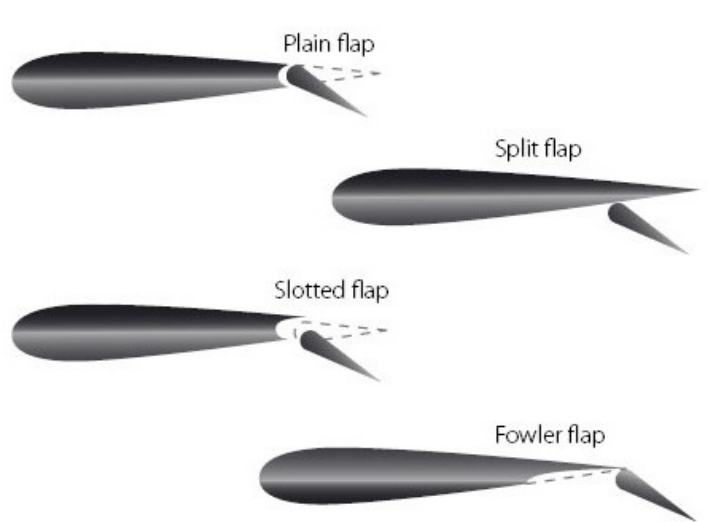


Figura 3.20: Diverse tipologie di flaps [11].

- ii Angolo di deflessione ottimale è all'incirca  $70^\circ$ .
- iii Il massimo incremento di  $C_{L_{max}}$  raggiungibile è approssimativamente 0,9.
- iv  $C_{L_{max}}$  cresce linearmente col  $\log(Re)$  per  $0,7 \cdot 10^6 < Re < 6 \cdot 10^6$ .
- v lo spessore massimo ottimale è approssimativamente 18%.

### 3. Slotted Flaps

- i Il rapporto ottimale flap corda è circa 0,3
- ii L'angolo di deflessione ottimale è  $40^\circ$ , mentre è circa  $70^\circ$  per il *double-slotted flaps*
- iii Lo spessore massimo ottimale del profilo è circa 16
- iv  $C_{L_{max}}$  è sensibile al collocamento e dispiegamento, potrebbe arrivare a un incremento di  $C_{L_{max}}$  pari a 1,5 e 1,9 per il *double-slotted flaps*

Per il calcolo dell'effetto dovuto al flap sull'incremento massimo di  $c_L$  ci si affida al metodo del riferimento [13] essendo stato convalidato con dati sperimentali. L'incremento del  $c_l$  del profilo è dato da :

$$\Delta C_l = C_{l_\alpha}(\alpha_\delta)_{C_l} \delta \quad (3.30)$$

Mentre quello dell'ala è dato da :

$$\Delta C_L = C_{L_\alpha}(\alpha_\delta)_{C_L} \delta_f \quad (3.31)$$

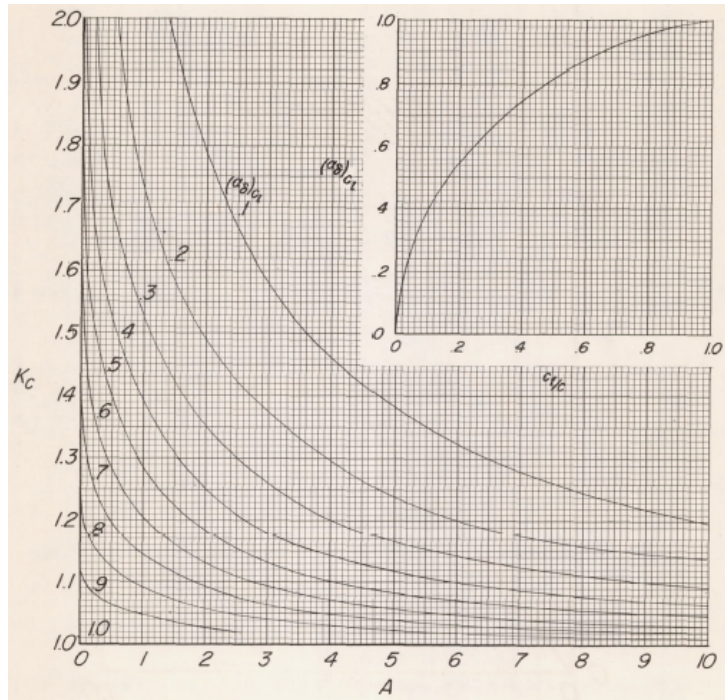


Figura 3.21: Variazione del fattore d'estensione  $K_b$  in base all'estensione del flap [13].

$$K_b = \frac{2}{\pi} \left[ \frac{b_f}{b/2} \sqrt{1 - \left(\frac{b_f}{b/2}\right)^2} + \sin^{-1} \left(\frac{b_f}{b/2}\right) \right] \quad (3.32)$$

$$(\alpha_\delta)_{c_L} = K_c(\alpha_\delta)_{C_l} \quad (3.33)$$

Per il calcolo dell'incremento di portanza si parte decidendo  $c_f$  da cui si ricava  $(\alpha_\delta)_{C_l}$  dalla Figura 3.21, dopo di ché si entra nel diagramma per trovare  $K_c$ .

$$\Delta C_D = 1,7 \left(\frac{c_f}{c}\right)^{1,38} \left(\frac{S_f}{S}\right) \sin^2(\delta_f) \quad (3.34)$$

Andando a fare il confronto tra la tabella della Figura 3.22 e la Figura 3.23. Osserviamo che l'incremento della portanza calcolato basandosi sul metodo di *Polhamus* [13] mi da un incremento 2 volte maggiore considerando il primo caso con  $c_f = 0,2\bar{c}$  rispetto alla figura con i stessi dati geometrici. Questo discrepanza così marcata è dovuta al fatto che il metodo di *Polhamus* è valido nell'ipotesi che il moto sia laminare e non avvenga il distacco dello

Contributo del Flap							
$c_f$	$b_f$	$K_b$	$(\alpha_s)_{cl}$	$K_c$	$(\alpha_s)_{cl}$	$(\Delta C_l)_s$	$(\Delta CL)_{max}$
0,2	2	0,416417	0,54	1,04	0,5616	1,240891	0,866305
0,25	2,5	0,514739	0,62	1,03	0,6386	2,014111	1,406115
0,3	3	0,608998	0,66	1,03	0,6798	2,536672	1,770931

Figura 3.22: Incremento della portanza dovuto al Split Flap.

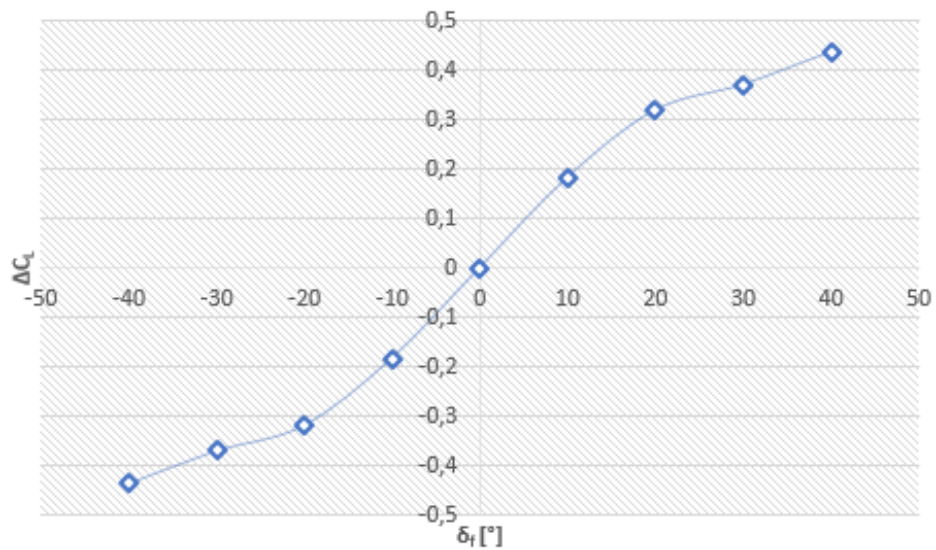


Figura 3.23: Incremento della portanza dell'aliante dovuto alla deflessione dei flap **DIGITDATCOM+**.

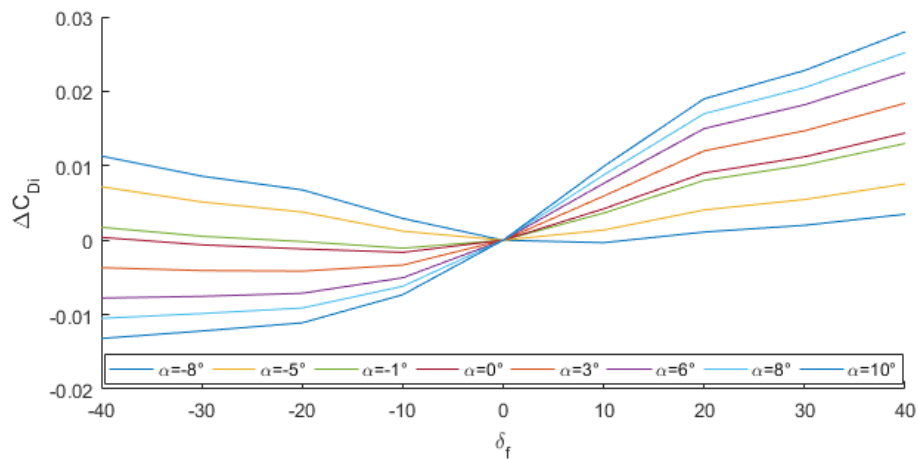


Figura 3.24: Incremento del drag indotto alla variazione dell'angolo di deflessione e dell'angolo d'attacco.



strato limite, ma questo specialmente ad alte deflessioni non è più vero. Il metodo implementato in **DIGITATCOM+** invece tenendo conto di questa possibilità mi fornisce un valore più basso. Tenendo conto dei margini di sicurezza per la velocità di stallo si è optato di utilizzare i valori calcolati tramite **DIGITDATCOM+** per le future considerazioni.



# Capitolo 4

## Coefficienti Derivativi

Nella sezione 2.2 sono stati introdotti i coefficienti derivativi come una conseguenza della adimensionalizzazione delle equazioni del moto soggette a piccole perturbazioni. In questo capitolo si andrà ad analizzare e calcolare i coefficienti derivativi per un caso specifico riguardante  $V=24\text{m/s}$  e  $h=1000\text{m}$  che è la velocità di crociera, per poter fare un confronto con il **DATCOM+**, mentre si dovrà fare un'analisi più approfondita del timone di coda in quanto non è previsto il suo calcolo nel **DATCOM+**.

### 4.1 Coefficienti Derivativi Longitudinali

A differenza delle equazioni del moto espresse nella terna solidale al velivolo, per la determinazione dei coefficienti derivativi si utilizza la terna di stabilità, definita con  $X_S$  allineato con la direzione della velocità costante tale che  $V_{P_1} = U_{1S}$ , la componente della velocità verticale è  $W_{1S} = 0$  angolo tra  $X_{1S}$  e  $X$  è l'angolo d'attacco  $\alpha_1$ .

#### 4.1.1 Coefficiente di Drag

Il coefficiente di drag dipende dall'angolo di attacco delle tre componenti che governano il moto longitudinale, in prima approssimazione data la difficoltà di implementare tutti i contributi si considera l'equazione di drag indotto eq: 3.18 data da:

$$c_{D_1} = f(\alpha, \delta_E, i_H) \quad (4.1)$$

$$c_D = c_{D_0} + c_{D_\alpha} \alpha \quad (4.2)$$

Considerando il  $c_{D_0}$  calcolato in precedenza e introducendo il drag indotto, si nota che tramite Datcom+ si ottiene un valore pari a 0,33 quindi si ha una buona correlazione tra i due valori.

$\alpha [^\circ]$	$c_{L\alpha}$	$c_{D\alpha}$
-5	0,17227	0,035789
-4	0,275331	0,057199
-3	0,378392	0,07861
-2	0,481453	0,10002
-1	0,584514	0,121431
0	0,687574	0,142842
1	0,790635	0,164252
2	0,893696	0,185663
3	0,996757	0,207073
4	1,099817	0,228484
5	1,202878	0,249894
6	1,305939	0,271305
7	1,409	0,292716
8	1,512061	0,314126
9	1,615121	0,335537
10	1,718182	0,356947

Figura 4.1: Andamento  $c_{D\alpha}$  a vari angoli d'attacco  $Re = 10^6$ .

Per il coefficiente derivativo  $c_{D\alpha}$  si parte dalla formula di Prandtl [1] per il drag indotto e derivandola rispetto ad  $\alpha$  otteniamo:

$$c_{D\alpha} = \frac{2c_{L1}}{\pi A Re} c_{L\alpha} \quad (4.3)$$

### 4.1.2 Coefficiente di Portanza

Considerando  $c_{L1}$  il coefficiente di portanza per tutto il motoalante allora esso può essere espresso in funzione di:

$$c_{L1} = c_{L0} + c_{L\alpha} \alpha + c_{L\delta_f} \delta_f + c_{L\delta_E} \delta_E + c_{L i_H} i_H \quad (4.4)$$

- $c_{L0}$  coefficiente di portanza valutato per condizioni iniziali tutte nulle  $\alpha = \delta_E = \delta_f = i_H = 0$ .
- $c_{L\delta_E}$  è il coefficiente derivativo della portanza dovuto alla deflessione dell'equilibratore.
- $c_{L i_H}$  è il coefficiente derivativo della portanza dovuto all'inclinazione dello stabilizzatore.

Per l'equilibratore facendo riferimento alla Tabella 3.3 abbiamo un rapporto  $\frac{c_E}{\bar{c}_H} = 0,4$ , andando con questo valore nella Figura 4.2 si trova che ad esso corrisponde un valore di efficienza  $\tau_E = 0,6$ .

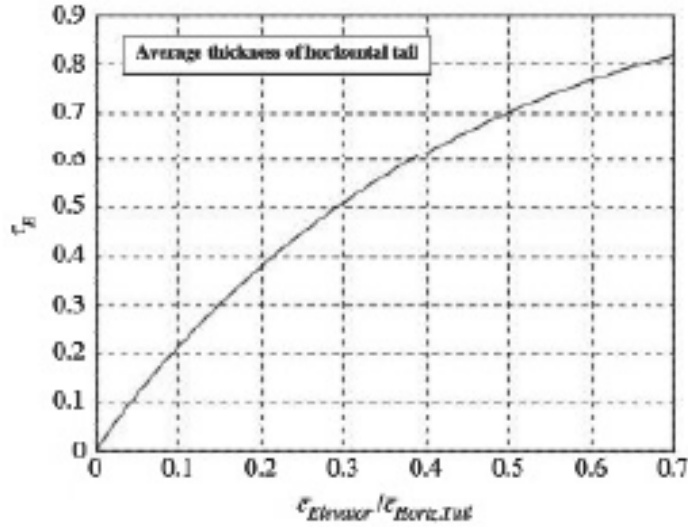


Figura 4.2: Efficienza dell'equilibratore in funzione del rapporto  $\frac{c_E}{c_H}$  [18].

$$\begin{aligned}
 c_{L_\alpha} &= c_{L_{\alpha W}} + c_{L_{\alpha H}} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) = 6,367 \left[ \frac{1}{rad} \right] \\
 c_{L_{i_H}} &= \eta_H \frac{S_H}{S} c_{L_{\alpha H}} = 0,507 \left[ \frac{1}{rad} \right] \\
 c_{L_{\delta_E}} &= c_{L_{i_H}} \tau_E = 0,0776 \left[ \frac{1}{rad} \right]
 \end{aligned} \tag{4.5}$$

Il rapporto tra la pressione dinamica alla coda e quello dell'ala è espresso da  $\eta_H = \frac{q_H}{q}$  calcolato in precedenza nella Tabella 3.3.

### 4.1.3 Coefficiente derivativo di beccheggio

Seguendo il metodo utilizzato per il coefficiente di drag e portanza allo stesso modo si esprime il coefficiente di beccheggio in funzione di:

$$c_{m_1} = f(\alpha, \delta_E, i_H) \tag{4.6}$$

$$c_{m_1} = c_{m_0} + c_{m_\alpha} \alpha + c_{\delta_E} \delta_E + c_{m_{i_H}} i_H \tag{4.7}$$

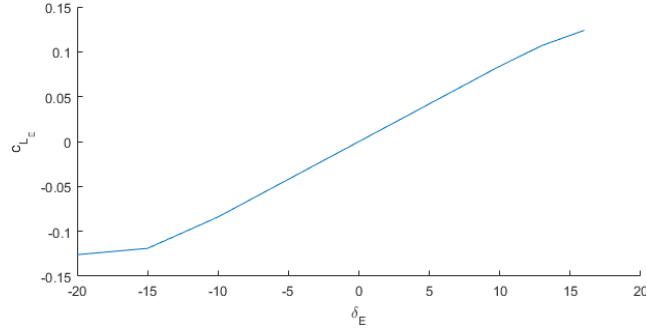


Figura 4.3: coefficiente di portanza dell'equilibratore in funzione dell'angolo di deflessione  $\delta_E$ .

Facendo riferimento al procedimento di Roskam [6] possiamo esprimere come:

$$\begin{aligned}
c_{m_0} &= c_{m_{AC_{WB}}} + c_{L_{1\alpha W}} (\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC_{WB}}) = -0,28 \left( \frac{1}{rad} \right) \\
c_{m_\alpha} &= c_{L_{\alpha W}} (\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC_{WB}}) - c_{L_{\alpha H}} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG}) = -2,98 \left( \frac{1}{rad} \right) \\
c_{m_{i_H}} &= -c_{L_{\alpha H}} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG}) = -2,27 \left( \frac{1}{rad} \right) \\
c_{m_{\delta_E}} &= -c_{L_{\alpha H}} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG}) \tau_E = -1,39 \left( \frac{1}{rad} \right)
\end{aligned} \tag{4.8}$$

Così come si è andato a trovare il centro aerodinamico della fusoliera più l'ala, si trova il centro aerodinamico di tutto il motoalante, ed è definito come il punto rispetto al quale il motoalante non cambia il momento di beccheggio al variare dell'angolo d'attacco, questo implica che in quella posizione si ha  $c_{m_\alpha} = 0$  dalla quale diventa:

$$\bar{x}_{AC} = \frac{\bar{x}_{AC_{WB}} + \frac{c_{L_{\alpha H}} \eta_H S_H}{c_{L_{\alpha W}}} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \bar{x}_{AC_H}}{1 + \frac{c_{L_{\alpha H}} \eta_H S_H}{c_{L_{\alpha W}}} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)} = 0,513 \tag{4.9}$$

Avendo calcolato il  $c_{m_\alpha}$  e  $\bar{x}_{AC}$  ora possiamo calcolare il margine statico  $SM$  che è fondamentale per la stabilità longitudinale esso è espresso come:

$$SM = \bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC} = 0,21 \tag{4.10}$$

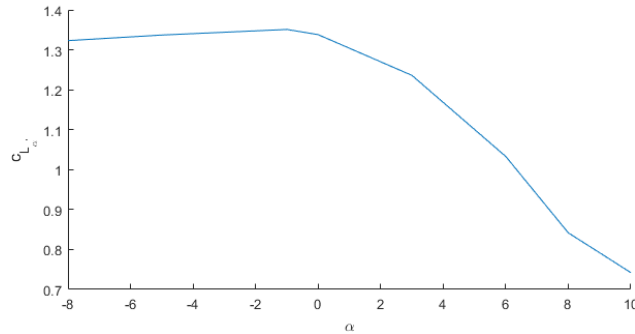


Figura 4.4: Andamento  $c_{L\dot{\alpha}}$  in funzione di  $\alpha$ .

#### 4.1.4 Coefficienti perturbativi

Nei coefficienti perturbativi rientrano la variazione dei coefficienti di drag, portanza e beccheggio dovuto ad un incremento di velocità  $u$  essi sono:  $c_{L_u}$ ,  $c_{D_u}$ ,  $c_{m_u}$ , questi coefficienti per moto subsonico sono trascurabili, diventano importanti nel regime transonico. Quindi nella risoluzione delle equazioni del moto avremmo  $c_{L_u} = c_{D_u} = c_{m_u} = 0$ . Mentre i coefficienti dovuti ad una variazione nella velocità verticale  $w$  che può essere approssimato ad una accelerazione dell'angolo di attacco  $\dot{\alpha}$  sono quelli collegati al parametro della coda orizzontale in quanto una variazione dei coefficienti è direttamente correlata con la variazione del downwash-  $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$  quindi si ottiene:

$$c_{L\dot{\alpha}} = c_{L\dot{\alpha}_H} = 2c_{L\alpha_H} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG}) = 1,313 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.11)$$

Confrontando il risultato ottenuto per  $\alpha = 0$  e con il grafico della Figura 4.4 vediamo che abbiamo ottenuto i risultati con una buona approssimazione, mentre si osserva all'aumentare dell'angolo d'attacco l'influenza dovuto al downwash.

Anche per la variazione del momento di beccheggio seguendo le indicazioni di Napolitano [18] si fa la stessa approssimazione quindi diventa:

$$c_{m\dot{\alpha}} = c_{m\dot{\alpha}_H} = -2c_{L\alpha_H} \eta_H \frac{S_H}{S} \left( \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG})^2 = -6,62 \quad (4.12)$$

Andando ad analizzare la Figura 4.5 e confrontando col risultato ottenuto nell'equazione 4.12 osserviamo che è leggermente più grande in valore assoluto, tuttavia il grafico ottenuto coi valori di **Datcom+** tiene in considerazione tutto il motoalante, data anche la natura difficilmente prevedibile dei coefficienti derivativi della stabilità è una buona approssimazione.

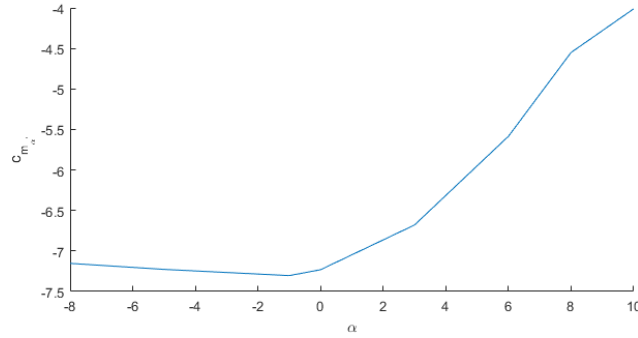


Figura 4.5: Andamento di  $c_{m_{\dot{\alpha}}}$  in funzione dell'angolo d'attacco  $\alpha$ .

Il coefficiente  $c_{D_{\dot{\alpha}}}$  è trascurabile così come  $c_{D_q}$ . La variazione di portanza  $C_{L_q}$  è una conseguenza della variazione della velocità angolare di beccheggio  $q$  è dovuta principalmente al contributo dell'ala e della coda orizzontale, prendendo la soluzione fornita da Hoak [17] e semplificandola per per  $Mach=0$ , in quanto in condizioni di crociera operiamo ad un mach pari a 0,07 quindi questa semplificazione è ammissibile in accordo con Anderson [1] dove si può considerare un moto incomprimibile fino a  $Mach = 0,3$ .

$$c_{L_q} = \left( \frac{1}{2} + 2|\bar{x}_{AC_W} - \bar{x}_{CG}| \right) c_{L_{\alpha_W}} + 2c_{L_{\alpha_H}} \eta_H \frac{S_H}{S} (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG}) = 8,42 \quad (4.13)$$

Mentre il valore calcolato con **Datcom+** è pari a 8,012

L'ultimo coefficiente rimasto da calcolare è  $c_{m_q}$  che insieme  $c_{m_{\dot{\alpha}}}$  sono molto importanti per la qualità di volo in quanto essi sono direttamente legati al  $\zeta_s$ .

Per quanto riguarda il coefficiente  $c_{m_q}$  il contributo principale è fornito dall'ala e dalla coda orizzontale mentre è trascurabile il contributo fornito dalla fusoliera. Quindi esso diventa:

$$c_{m_q} = c_{m_{q_W}} + c_{m_{q_H}} \quad (4.14)$$

Ora in accordo con la soluzione fornita da Hoak [17] semplificando [1] per  $Mach < 0,3$  abbiamo che:

$$c_{m_{q_W}} = -K_q c_{L_{\alpha_W}} \cos(\Lambda_{c/4}) C \quad (4.15)$$

Dove il fattore di correzione  $K_q$  è in funzione di  $AR$ , avendo un andamento lineare per  $AR < 6$  e per  $AR > 10$ . Dalla Figura 4.6 seguendo l'andamento lineare si ricava  $K_q = 0,9$  L'altro fattore  $C$  si ricava con l'equazione:



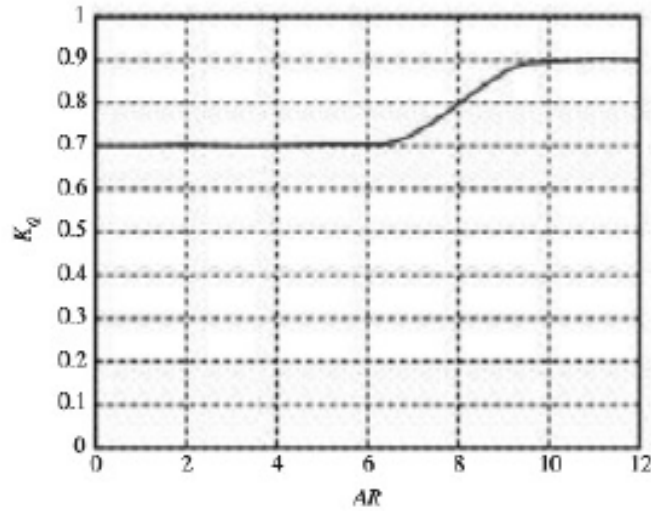


Figura 4.6:  $K_q$  fattore di correzione[17]

$$C = \left\{ \frac{AR (0,5 |\bar{x}_{ACW} - \bar{x}_{CG}| + 2 |\bar{x}_{ACW} - \bar{x}_{CG}|^2)}{AR + 2\cos(\Lambda_c/4)} + \frac{1}{8} \right\} \quad (4.16)$$

$$c_{m_{qW}} = 0,77 \quad (4.17)$$

Quindi il contributo fornito dall'ala è del tipo destabilizzante, in quanto  $c_{m_q}$  deve essere negativo affinché dia un contributo al  $\zeta_s$  positivo. Tutta via come nel caso di  $c_{m_{\dot{\alpha}}}$  anche per  $c_{m_q}$  il contributo principale a *Mach* subsonico è fornito dalla coda orizzontale, ed è la sua dimensione e collocamento che va ad incidere sullo smorzamento di corto periodo, e sulla qualità di pilotaggio e più in generale su tutta la capacità del motoalante di mantenersi in volo di crociera anche se sottoposto a disturbi esterni. Dall'equazione:

$$c_{m_{qH}} = -2c_{L_{\alpha H}} \eta_H \frac{S_H}{S} (\bar{x}_{AC_H} - \bar{x}_{CG})^2 = -30,67 \quad (4.18)$$

Troviamo che in accordo con quello che ci si aspettava il valore di  $c_{m_{qH}} \gg c_{m_{qW}}$ , quindi il valore finale diventa:

$$c_{m_q} = c_{m_{qH}} + c_{m_{qW}} = -29,9 \quad (4.19)$$

Mentre dal **Datcom**+ troviamo  $c_{m_q} = -31,61$  che è un ottimo compromesso data la difficoltà predittiva di questi coefficienti.

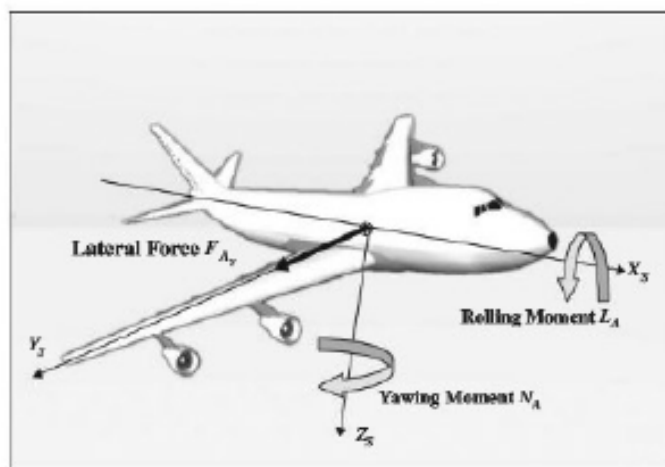


Figura 4.7: Forze e Momenti Laterali, stato stazionario [18].

## 4.2 Coefficienti Derivativi Laterali

Nei coefficienti derivativi laterali, rientrano i coefficienti dovuti alla forza laterale  $F_{A_Y}$ , momento di rollio  $L_A$  e momento di imbardata  $N_A$ .

I disturbi rispetto al volo di crociera possono essere innescati da una perturbazione laterale  $v$  che diventa un disturbo nell'angolo di imbardata  $\beta$ . L'angolo di imbardata  $\beta$  può essere pensato come un angolo d'attacco laterale, esso per convenzione è assunto positivo quando la componente laterale della velocità è in direzione opposta all'asse di stabilità  $Y_S$ .

Mentre gli altri disturbi sono generati dall'azionamento dei controlli laterali come gli alettoni per il momento di rollio e il timone di code per il momento di imbardata. Essi comunque devono essere azionati insieme per controbilanciare l'accoppiamento dei due momenti.

### 4.2.1 Coefficienti derivativi rispetto a $\beta$

Il coefficiente  $c_{Y_1}$  legato alla forza laterale tramite la relazione:

$$F_{A_{Y_1}} = c_{Y_1} q S \quad (4.20)$$

Dove  $c_{Y_1}$  espresso tramite un'approssimazione usando lo sviluppo in serie di Taylor diventa:

$$c_{Y_1} = c_{Y_0} + c_{Y_\beta} \beta + c_{Y_{\delta_A}} \delta_A + c_{Y_{\delta_R}} \delta_R \quad (4.21)$$

$c_{Y_0}|_{\beta=\delta_A=\delta_R=0^\circ} = 0$  dovuto alla simmetria rispetto al piano XZ del moto alante.

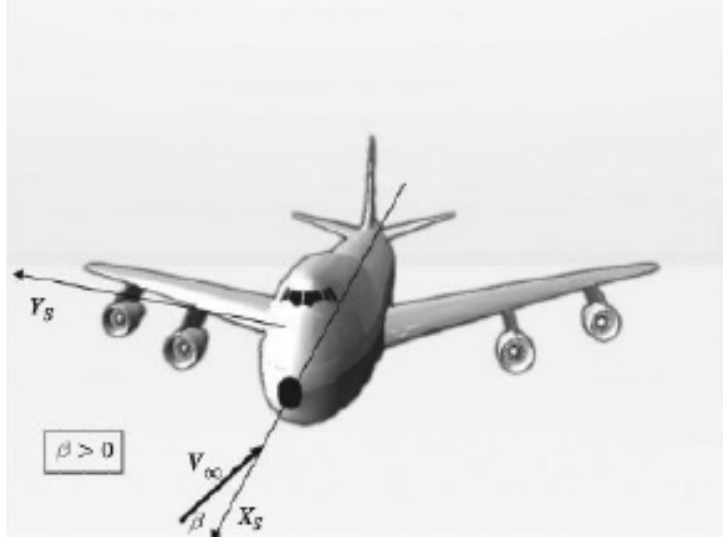


Figura 4.8: Angolo d'imbardata  $\beta$  [18].

Il contributo fornito dal campo di velocità laterale è dato principalmente dalla coda verticale  $c_{Y\beta_V}$  e dall'angolo di diedro  $\Gamma_W$ , mentre è trascurabile il contributo dovuto alla coda orizzontale, quindi  $c_{Y\beta}$  diventa:

$$c_{Y\beta} = c_{Y\beta_{WB}} + c_{Y\beta_V} \quad (4.22)$$

Dove:

$$c_{Y\beta_{WB}} = c_{Y\beta_W} + c_{Y\beta_B} = -0,0497\left(\frac{1}{rad}\right) \quad (4.23)$$

$$c_{Y\beta_W} = -0,0001|\Gamma_W| \cdot 57.3 = -0,046\left(\frac{1}{rad}\right) \quad (4.24)$$

$$c_{Y\beta_B} = -2K_{int}\frac{S_{PV}}{S} = -0,0039\left(\frac{1}{rad}\right) \quad (4.25)$$

$S_{PV}$  è l'area della sezione della fusoliera dove il campo fluido cessa di essere potenziale e si trova nella posizione  $X_0$  che a sua volta dipende dalla posizione  $X_1$  tale posizione corrisponde al punto nel quale  $\frac{\partial S(x)}{\partial S}|_{MAXNEG}$ , valutando la geometria con **SolidWorks**, si ottiene  $X_1 = 1,62m$  ad esso corrisponde un valore di  $X_0 = 2,93m$  dove  $S_{PV} = \pi\frac{d^2}{4} = 0,042m^2$  assumendo che la sezione della fusoliera sia circolare, anche se è leggermente ellittica l'errore che si commette non va ad incidere sul risultato finale:

$$X_0 = l_B \left(0,378 + \frac{X_1}{l_B}\right) = 2,93m \quad (4.26)$$

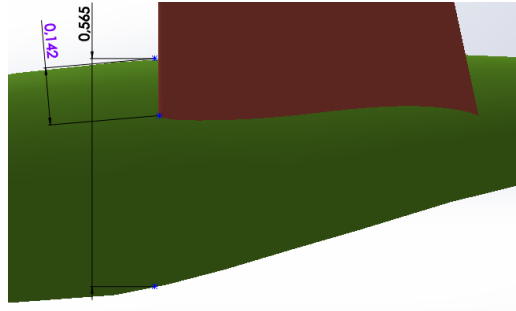


Figura 4.9: Parametri geometri fusoliera-ala per calcolare il fattore di interferenza.

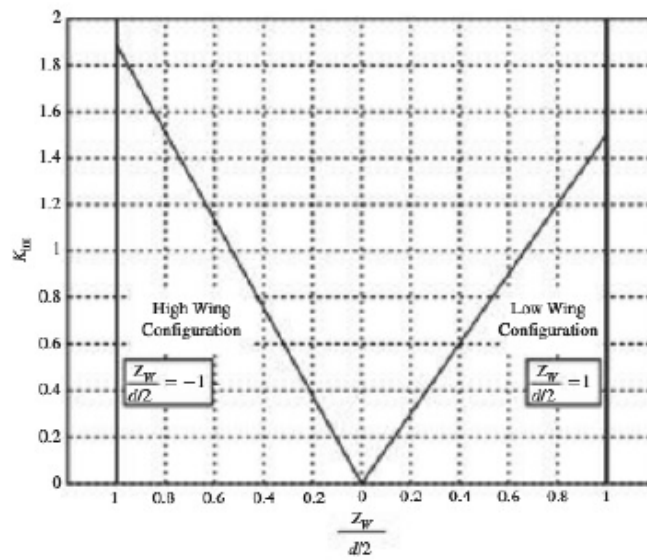


Figura 4.10: Interferenza Fusoliera-Ala [18].

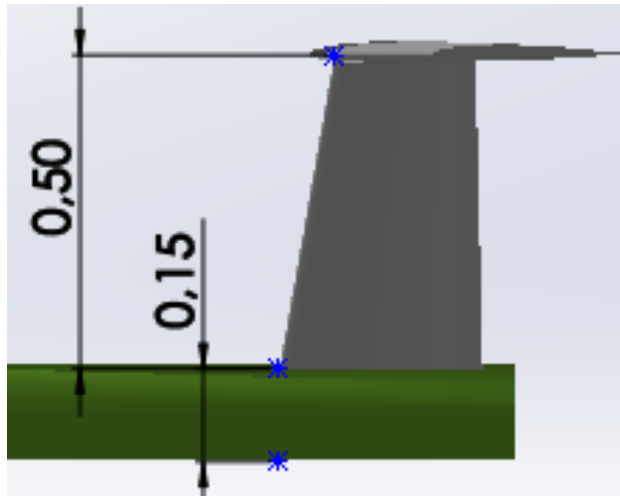


Figura 4.11: Parametri geometrici della coda.

Per quanto riguarda il  $K_{int}$  facendo riferimento alla Figura 4.10 e alla Figura 4.9 otteniamo  $\frac{Z_W}{d/2} = -0,5$  a cui corrisponde un valore  $K_{int} \approx 0,9$ .

In fine il contributo  $c_{Y_{\beta_V}}$  fornito dalla coda verticale è modellato tramite l'equazione [1]:

$$c_{Y_{\beta_V}} = -k_{Y_V} |c_{L_{\alpha_V}}| \eta_V \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \frac{S_V}{S} \quad (4.27)$$

$$\eta_V \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) = 0,724 + 3,06 \frac{S_V/S}{1 + \cos(\Lambda_{c/d})} + 0,4 \frac{Z_W}{d} + 0,009 \cdot AR = 0,82 \quad (4.28)$$

Il fattore di interferenza  $k_{Y_V} \approx 0,76$  si ricava dalla Figura 4.12 per  $b_V/2r_1 = 1,67$ . Tramite questo metodo si riescono a ricavare i singoli valori con una buona approssimazione confrontando coi risultati ottenuti tramite **Datcom+** tuttavia calcolando il valore  $c_{Y_{\beta_W}}$  quindi fusoliera e le ali accoppiate otteniamo un valore molto più alto, osservando la Tabella 4.1 si nota che c'è una discrepanza tra i valori pari al 300%. Essendo che i metodi empirici specialmente per l'accoppiamento fusoliera-ala sono stati ricavati per geometrie della fusoliera con sezioni il più possibile costanti, mentre la nostra ha una geometria molto particolare è di difficile predizione l'interferenza tra di essi.

Il coefficiente  $c_{Y_{\delta_A}}$  dovuto alla deflessione asimmetrica degli alettoni è trascurabile quindi abbiamo:

$$c_{Y_{\delta_A}} \approx 0 \quad (4.29)$$

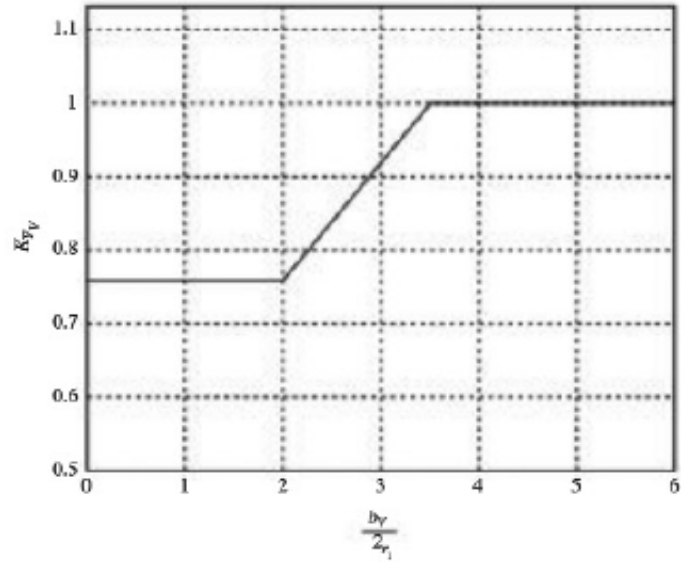


Figura 4.12: Fattore empirico  $k_{Y_V}$ , forza laterale della coda verticale dovuto a  $\beta$  [18].

coefficienti	Approssimati	<b>DATCOM+</b>
$c_{Y_{\beta_B}}$	-0,0458	-0,0413
$c_{Y_{\beta_W}}$	-0,00397	-0,04593
$c_{Y_{\beta_V}}$	-0,05693	-0,04856
$c_{Y_{\beta}}$	-0,11	-0,316

Tabella 4.1: Confronto tra **Datcom+** e dati approssimati.

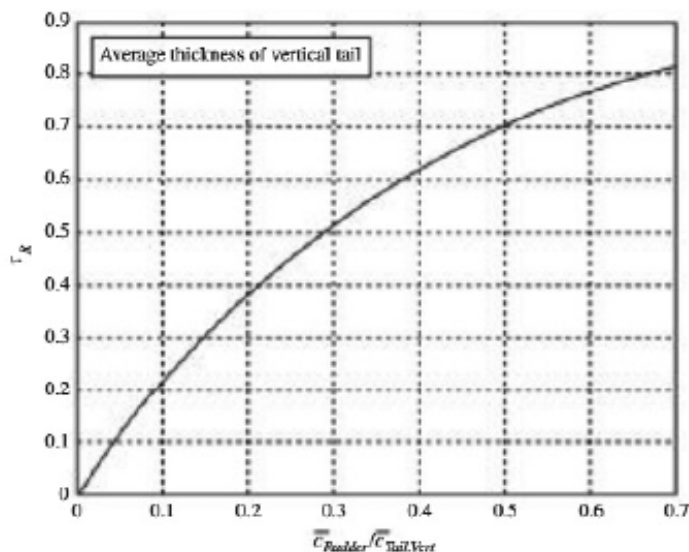


Figura 4.13: Efficacia del timone  $\tau_R$  in funzione del rapporto  $\frac{c_R}{c_V}$  [18].

Di importante interesse è il contributo fornito dal coefficiente  $c_{Y_{\delta_R}}$  dovuto all'azionamento del timone di coda, in quanto esso deve avere sufficiente autorità per poter controllare l'angolo di imbardata del motoalante quando è sottoposto a disturbi laterali secondo le normative vigenti [14] [24]. Con riferimento alla Tabella 3.4 abbiamo  $\frac{c_R}{c_V} = 0,4$  e facendo riferimento alla Figura 4.13 a cui corrisponde un valore  $\tau_R = 0,6$  ed avendo l'apertura del timone lungo tutta la coda verticale  $\Delta(K_R) = 1$ , in quanto questo coefficiente mette in relazione il rapporto tra l'apertura del timone e della coda verticale.

$$c_{Y_{\delta_R}} = c_{L_{\alpha_V}} \eta_V \frac{S_V}{S} \Delta(K_R) \tau_R = 0,0402 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.30)$$

## 4.2.2 Coefficienti del momento di rollio

La modellazione del coefficiente di rollio parte dallo stato di moto costante dove si ha la relazione:

$$L_{A_1} = L_A = c_{l_1} q S b \quad (4.31)$$

Tale coefficiente è in funzione di  $\beta$ ,  $\delta_R$ ,  $\delta_E$ , seguendo lo stesso approccio di  $c_Y$ , esprimiamo  $c_{l_1}$  tramite l'approssimazione al primo ordine dell'espansione di Taylor.

$$c_{l_1} = c_{l_0} + c_{l_{\beta}} \beta + c_{l_{\delta_A}} \delta_A + c_{l_{\delta_R}} \delta_R \quad (4.32)$$

Dove  $c_{l_0}|_{\beta=\delta_A=\delta_R} = 0$  dovuto alla simmetria del motoalante rispetto al piano  $XZ$  Il coefficiente  $c_{l_\beta}$  è molto importante dal punto di vista della stabilità dinamica laterale, in quanto esso è direttamente collegato alla stabilità del modo spirale. Un contributo importante è dovuto all'angolo diedro delle ali, infatti partendo col progetto preliminare con un angolo di diedro nullo, si è dovuto aumentare l'angolo di diedro  $\Gamma_W$  fino a  $8^\circ$  per poter ottenere la stabilità di questo modo. Utilizzando l'espressione fornita da Hoak [17],  $c_{l_\beta}$  diventa:

$$c_{l_{\beta WB}} = 57,3 \cdot c_{L1} \left[ \left( \frac{c_{l_\beta}}{c_{L1}} \right) K_{M_\Lambda} K_f + \left( \frac{c_{l_\beta}}{c_{L1}} \right)_{AR} \right] + 57,3 \left\{ \Gamma_W \left[ \frac{c_{l_\beta}}{\Gamma_W} K_{M_\Gamma} + \frac{\Delta c_{l_\beta}}{\Gamma_W} \right] + (\Delta c_{l_\beta})_{ZW} + \epsilon_W \tan(\Lambda_{c/4}) \left( \frac{\Delta c_{l_\beta}}{\epsilon_W \tan(\Lambda_{c/4})} \right) \right\} \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.33)$$

Andando in ordine si analizza ogni rapporto, partendo da  $\frac{c_{l_\beta}}{c_{L1}}$  e andando nella Figura 4.15 vediamo che il suo valore è circa  $-0,5 \cdot 10^{-3}$ .

$K_{M_\Lambda}$  è un fattore collegato alla variazione della comprimibilità del campo fluido, essendo che il motoalante andrà ad operare in regime incomprimibile è pari a 1.

$K_f$  è il fattore di correzione dovuto alla presenza della fusoliera si ricava dalla Figura 4.16, e si assume che  $K_f = 1$ .

$\left( \frac{c_{l_\beta}}{c_{L1}} \right)_{AR}$  è il contributo associato con AR, andando a leggere il valore corrispondente nella Figura 4.14, si osserva che per alti valori di AR si può trascurare, quindi si prende  $\left( \frac{c_{l_\beta}}{c_{L1}} \right)_{AR} \approx 0$ .

Per quanto riguarda il fattore  $\frac{c_{l_\beta}}{\Gamma_W}$  andando ad analizzare la Figura 4.17 vediamo che tende ad un asintoto per  $AR=8$ , non essendoci i valori per  $AR>8$  si prende questo valore come riferimento essendo che per  $\lambda = 0$  il limite è  $-0,0002$  [17] e noi abbiamo  $\lambda = 0,3$  questo è un buon compromesso in assenza di dati.

$$\frac{c_{l_\beta}}{\Gamma_W} = -0,00025 \left( \frac{1}{deg} \right) \quad (4.34)$$

Ora da **SolidWorks** si è ricavato  $S_f = 5,0844m^2$ , per il calcolo del diametro medio  $d_B$  della fusoliera si assume che l'area totale della fusoliera sia l'area laterale di un cilindro di lunghezza  $l_B$  e si ottiene:

$$\frac{\Delta c_{l_\beta}}{\Gamma_W} = -0,0005 \cdot AR \cdot \left( \frac{d_B}{b} \right)^2 = -5,9 \cdot 10^{-6} \left( \frac{1}{deg^2} \right) \quad (4.35)$$



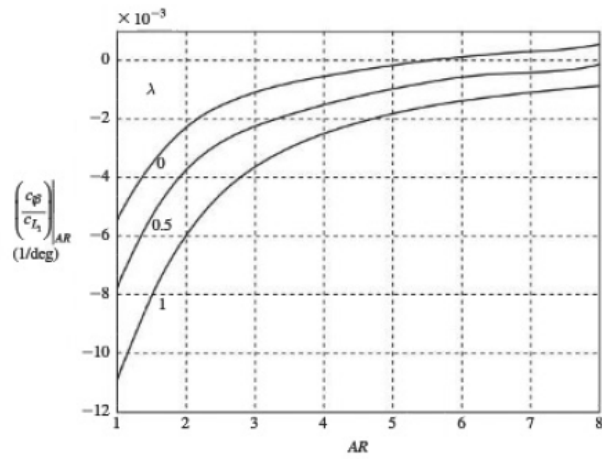


Figura 4.14: Contributo dovuto ad AR per  $c_{l\beta_{WB}}$  [18].

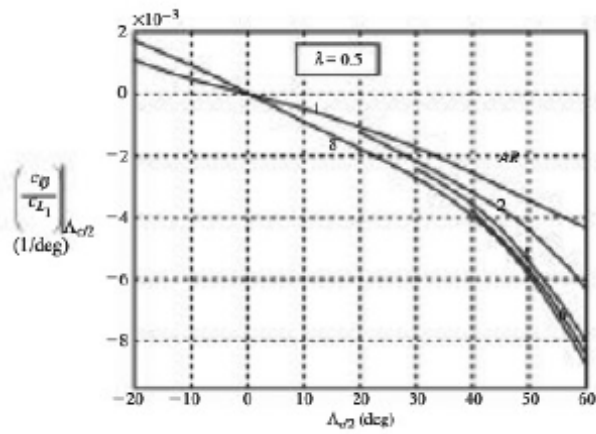


Figura 4.15: Variazione di  $c_{l\beta_{WB}}$  dovuto all'angolo di freccia [18].

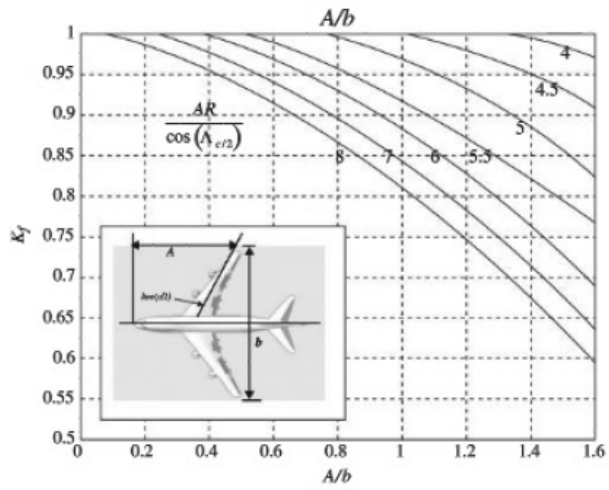


Figura 4.16: Fattore di correzione per  $c_{l_{\beta_{WB}}}$  dovuto alla fusoliera [1].

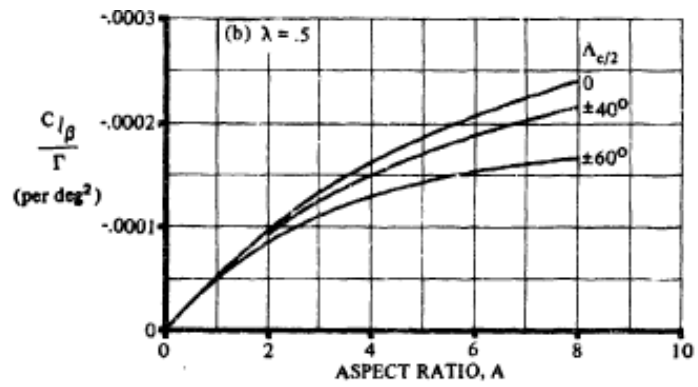


Figura 4.17: Contributo dovuto a  $\Gamma_W$  su  $c_{l_{\beta_{WB}}}$  [17]

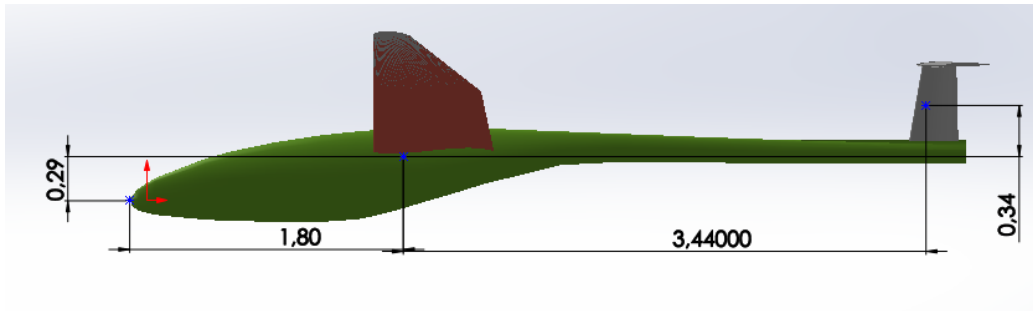


Figura 4.18: Coordinate del centro aerodinamico dell'ala verticale rispetto a  $x_{CG}$   $X_V = 3,44$  e  $Z_V = 0,34$ .

$$d_B = \frac{S_f/l_B}{\pi} = 0,294m \quad (4.36)$$

Il contributo dovuto allo svergolamento dell'ala è trascurabile. Mentre il fattore dovuto al posizionamento delle ali è dato da:

$$(\Delta c_{l_\beta})_{Z_W} = \frac{1,2\sqrt{AR}}{57,3} \cdot \frac{Z_W}{b} \cdot \frac{2d_B}{b} = -5,67 \cdot 10^{-5} \left( \frac{1}{deg} \right) \quad (4.37)$$

In definitiva il valore finale che si ottiene è:

$$c_{l_{\beta_{WB}}} = -0,1173 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.38)$$

Il coefficiente  $c_{l_{\beta_H}}$  collegato alla coda orizzontale essendo senza angolo diedro è trascurabile,  $c_{l_{\beta_H}} \approx 0$  L'ultimo coefficiente rimasto è quello relativo alla coda verticale  $c_{l_{\beta_V}}$  esso è generato dal coefficiente della forza  $c_{Y_{\beta_V}}$  che produce un momento rispetto al centro di gravità del motoalante tramite i parametri  $Z_V, X_V$ .

$$c_{l_{\beta_V}} = c_{Y_{\beta_V}} \cdot \frac{Z_V \cos(\alpha_1) - X_V \sin(\alpha_1)}{b} = -0,0016 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.39)$$

Sommando il contributo fornito dalla fusoliera-ala e coda verticale otteniamo:

$$c_{l_\beta} = c_{l_{\beta_{WB}}} + c_{l_{\beta_V}} = -0,1189 \quad (4.40)$$

Confrontando la Figura 4.19 col valore ottenuto notiamo una forte discrepanza, questo è dovuto in gran parte al fatto che per calcolare  $c_{l_{\beta_{WB}}}$  si è fatto uso di tanti valori ricavati dai grafici, introducendo in questo modo errori di lettura, che si ripercuotono sui valori finali.

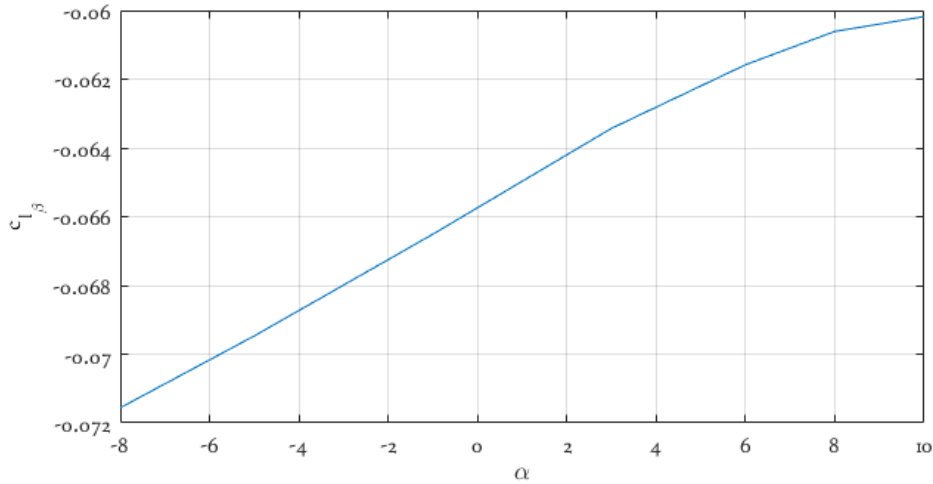


Figura 4.19: Andamento  $c_{l_{\beta}}$  in funzione di  $\alpha$  calcolato con **Datcom+**.

### Modellazione $c_{l_{\delta_A}}$

Per la modellazione di  $c_{l_{\delta_A}}$  si segue il metodo fornito da Napolitano [18]. Una deflessione positiva dell'alettone corrisponde ad una deflessione dell'alettone sinistro verso il basso e quello destro di una deflessione- verso l'alto come nella Figura 4.20.

Facendo riferimento alla sezione 3.6 dove sono stati descritti i parametri geometrici dell'alettone, ed andando nella Figura 4.22 otteniamo un valore di  $\tau_A = 0,4$  mentre il valore di  $\Delta(RME) = 0,41$  una volta ricavati questi due valori si introducono nella seguente equazione:

$$c_{l_{\delta_A}} = \tau_A \Delta(RME) = 0,164 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.41)$$

Nella Figura 4.23 abbiamo messo a confronto i valori ottenuti tramite dati empirici e calcolati con **Datcom+** osserviamo che fino ad una deflessione del singolo alettone pari a  $\delta = \pm 20^\circ$ , si è nell'andamento lineare del contributo dovuto alla deflessione, i due metodi sono equivalenti, tuttavia per  $\delta > 20^\circ$  si entra nel range non lineare e col metodo empirico si sovrastima l'autorità dell'alettone.

### Modellazione $c_{l_{\delta_R}}$

La modellazione di  $c_{l_{\delta_R}}$  è identica a quella di  $c_{l_{\beta_V}}$ , esso è il risultato del momento generato rispetto al baricentro del motoalante dal coefficiente  $c_{Y_{\delta_R}}$ , il braccio del momento è  $Z_R = Z_V$  e  $X_R = 3,56$

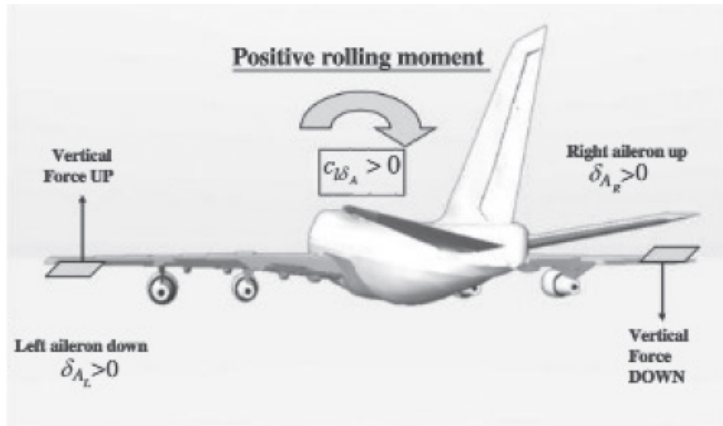


Figura 4.20: Momento di rollio associato con la deflessione degli alettoni [18].

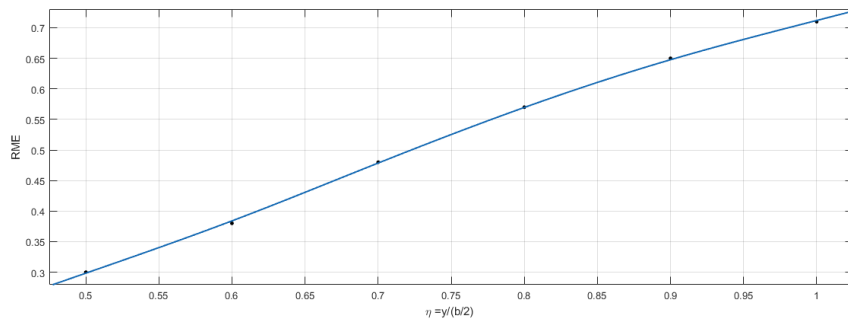


Figura 4.21: Efficacia dell'alettone in funzione della sua collocazione sull'ala.

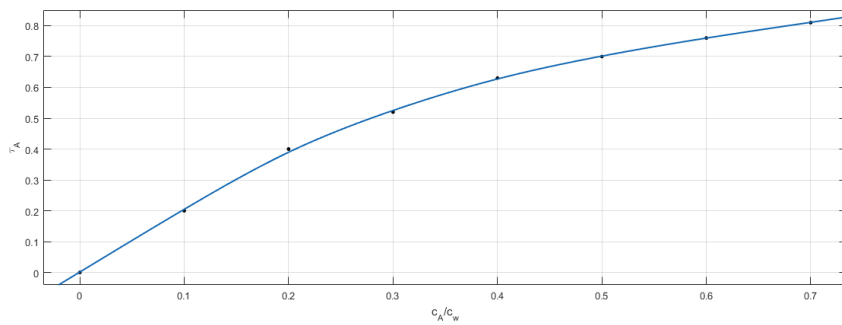


Figura 4.22: Efficacia del alettone  $\tau_A$  in funzione di  $\frac{\bar{c}_A}{c}$ .

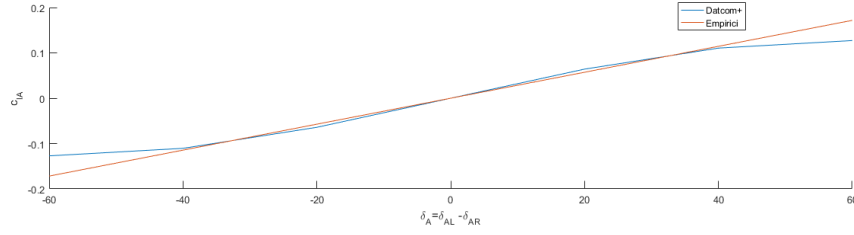


Figura 4.23: Confronto tra i valori  $c_{l_A}$  calcolati con **Datcom+** e con il metodo empirico.

$$c_{l_{\delta_R}} = c_{Y_{\delta_R}} \frac{Z_R \cos(\alpha_1) - X_R \sin(\alpha_1)}{b} = 0,001122 \quad (4.42)$$

### 4.2.3 Coefficiente del momento di imbardata

Seguendo lo stesso approccio per la modellazione del coefficiente di rollio si ottiene :

$$c_{n_1} = \frac{N_{A_1}}{qSb} \quad (4.43)$$

Ed espandendo usando il teorema di Taylor, si ricava la seguente espressione:

$$c_{n_1} = c_{n_0} + c_{n_{\beta}} \beta + c_{n_{\delta_A}} \delta_A + c_{n_{\delta_R}} \delta_R \quad (4.44)$$

Data la simmetria rispetto al piano  $XZ$  del motoalante si ha  $c_{n_0}|_{\delta_A=\delta_R=\beta=0^\circ} \approx 0$ . Il contributo maggiore fornito a  $c_{n_{\beta}}$  è fornito dalla coda verticale e dalla superficie laterale della fusoliera, mentre è trascurabile il contributo fornito dalla coda orizzontale e dalle ali.

Quindi l'espressione diventa:

$$c_{n_{\beta}} = c_{n_{\beta_B}} + c_{n_{\beta_V}} \quad (4.45)$$

Usando l'approccio fornito da Napolitano [18] basato sul lavoro di Hoak [17] possiamo esprimere  $c_{n_{\beta_B}}$  come:

$$c_{n_{\beta_B}} = -57,3 \cdot K_N \cdot K_R \cdot \frac{S_{B_S} l_B}{S} \frac{l_B}{b} \quad (4.46)$$

Per stimare il fattore  $K_N$  si fa riferimento alla Figura 4.24 per calcolare i parametri geometrici, essi sono contenuti nella Tabella 4.2.

Per ricavare il valore di  $K_N$  in fine si segue il percorso in rosso nella Figura 4.25, e si ottiene  $K_N \approx 0,0014$ .

$Z_{MAX} [m]$	0,577	$\frac{l_b^2}{S_{B_S}}$	18,67
$Z_1 [m]$	0,565	$\sqrt{\frac{Z_1}{Z_2}}$	1,89
$Z_2 [m]$	0,158	$\frac{Z_{MAX}}{w_{MAX}}$	1,25
$S_{B_S} [m^2]$	1,62	$\frac{l_{CG}}{l_B}$	0,327

Tabella 4.2: Valori geometrici per ricavare  $K_N$ .

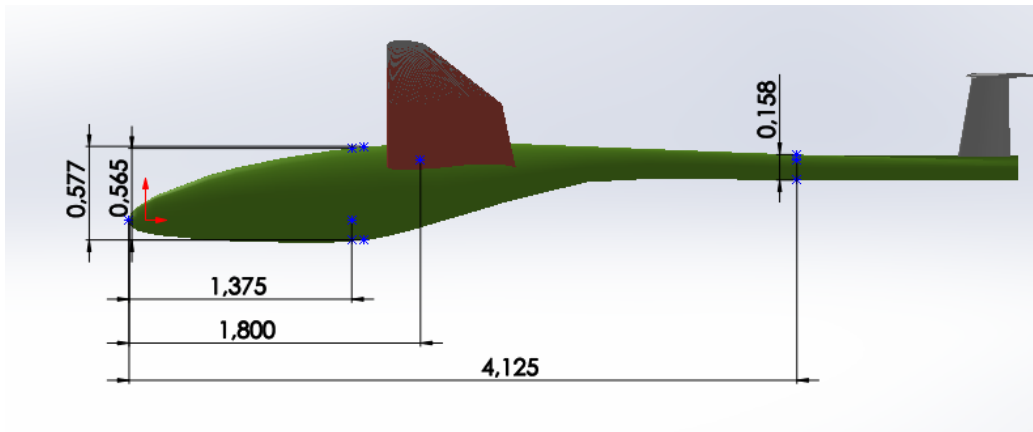


Figura 4.24: Parametri geometrici della fusoliera.

Il valore di  $K_R$  è in funzione del numero di Reynolds, essendo che il motoalante andrà ad operare nell'intervallo di  $Re \approx 1 \cdot 10^6$  si assume pari a 1 seguendo le indicazioni riportate nell'USAF Control Datcom [17]. Sostituendo tutti i valori nell'espressione di  $c_{n_{\beta_B}}$  si ottiene:

$$c_{n_{\beta_B}} = -0,00878 \left[ \frac{1}{rad} \right] \quad (4.47)$$

$c_{n_{\beta_V}}$  come per  $c_{l_{\beta_V}}$  è generato da  $c_{Y_{\beta_V}}$  che crea un momento rispetto al centro di massa del motoalante, e si ha la seguente espressione:

$$c_{n_{\beta_V}} = -c_{Y_{\beta_V}} \cdot \frac{X_V \cos(\alpha_1) + Z_V \sin(\alpha_1)}{b} = 0,01663 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.48)$$

Mentre il valore totale di  $c_{n_{\beta}}$  si trova essere:

$$c_{n_{\beta}} = c_{n_{\beta_V}} + c_{n_{\beta_B}} = 0,00785 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.49)$$

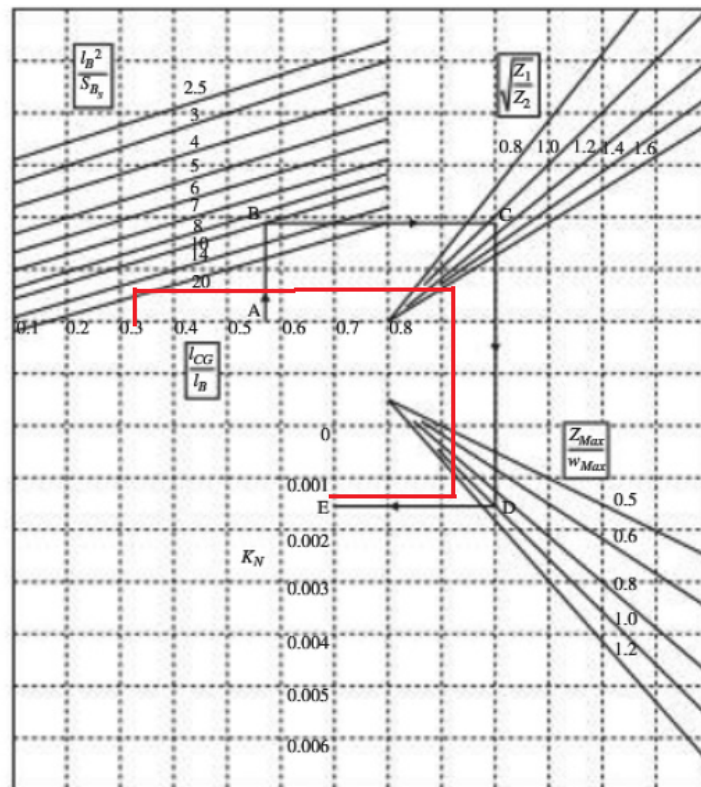


Figura 4.25: Fattore empirico  $K_N$  dell'interferenza fusoliera-ala [18].



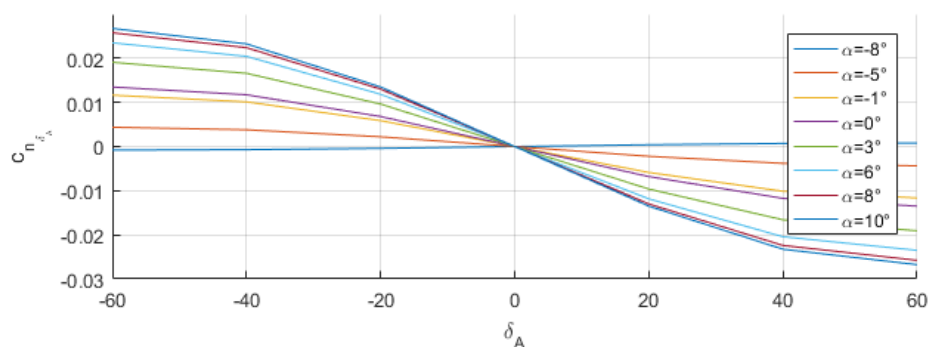


Figura 4.26: Andamento di  $c_{n_{\delta_A}}$  al variare di  $\alpha$ .

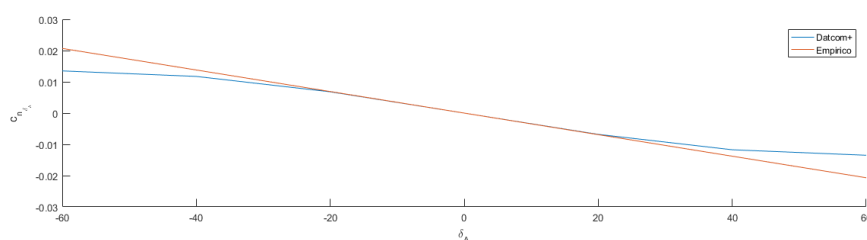


Figura 4.27: Confronto per  $\alpha = 0$  tra il valore di  $c_{n_{\delta_A}}$  empirico e **Datcom+**.

Se si confronta questo valore con quello ricavato tramite **Datcom+**, quale ha un valore pari a 0,00794, si deduce che i due approcci per questa configurazione di velivolo è ottimale.

Il contributo fornito da  $c_{n_{\delta_A}}$  è il risultato del incremento del drag dovuto alla deflessione degli alettoni, esso esprime l'accoppiamento tra il momento di rollio ed il momento di imbardata, in particolare ad alti valori dell'angolo d'attacco il suo contributo diventa molto importante come si può constatare dalla Figura 4.26. Il coefficiente è espresso come:

$$c_{n_{\delta_A}} = -\Delta(K_{n_A})c_{L_1}c_{l_{\delta_A}} = -0.0198\left(\frac{1}{rad}\right) \quad (4.50)$$

Dove il valore di  $K_{n_A} = 0,025$  si ricava da USAF[17] Si osserva nella Figura 4.27 che il valore di natura empirica seguendo il metodo di Napolitano [18] a confronto col valore ricavato da **Datcom+** per  $\alpha = 0$  coincidono nell'intervallo di linearità compreso tra  $-40^\circ < \delta_A < 40^\circ$ , mentre per valori superiori il metodo empirico sovrastima il coefficiente.

### Modellazione di $c_{n_{\delta_R}}$

La modellazione di  $c_{n_{\delta_R}}$  assume molta importanza per il moto di imbardata, in quanto il timone è la superficie di controllo che governa il bilanciamento del momento di beccheggio durante una perturbazione, oppure fornisce il momento necessario per cambiare l'angolo di imbardata  $\beta$ . Il valore di  $c_{n_{\delta_R}}$  dipende dal valore  $c_{Y_{\delta_R}}$  e dalla posizione del centro aerodinamico del timone rispetto al baricentro, quindi tale valore si esprime tramite la seguente espressione:

$$c_{n_{\delta_R}} = -c_{Y_{\delta_R}} \frac{X_R \cos(\alpha_1) + Z_R \sin(\alpha_1)}{b} = -0,144 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.51)$$

### 4.2.4 Coefficienti laterali perturbativi

I coefficienti laterali perturbativi sono originati dalla raffica di vento laterale, in particolare la sua accelerazione espressa tramite  $\dot{\beta}$ , nonostante possa sembrare complessa trovare i valori relativi essi sono trascurabili, quelli che assumono rilevanza sono generati dalle velocità angolari di rollio e di imbardata rispettivamente  $p$  ed  $r$ .

### Modellazione $c_{Y_p}$

Il coefficiente  $c_{Y_p}$  è il contributo fornito alla forza laterale  $f_{A_Y}$  causato dal moto di rollio, tale coefficiente si ricava dalla seguente relazione:

$$c_{Y_p} \approx c_{Y_{pV}} \approx 2c_{y_{\beta V}} \frac{Z_V \cos(\alpha_1) - X_V \sin(\alpha_1)}{b} = 0,0359 \left( \frac{1}{rad} \right) \quad (4.52)$$

# Capitolo 5

## Stabilità

### 5.1 Stabilità Statica

Avendo espresso concettualmente in cosa consiste la stabilità statica, tale analisi si può eseguire solo una volta che si è determinato il centro di massa del motoalante.

L'analisi della stabilità statica si riduce alla trattazione del moto longitudinale dove di particolare interesse rappresenta calcolare i valori del margine statico con l'equilibratore libero e fisso. Il margine statico è direttamente proporzionale a quanto sia stabile il motoalante, più alto è il valore tanto più alta è la stabilità longitudinale, tuttavia un valore troppo elevato potrebbe rendere difficoltoso assumere una nuova posizione di crociera. Esso si differenzia tra il margine statico a controllo fisso, questo implica che durante il volo l'equilibratore rimane in una posizione prefissata. Il margine statico a controllo fisso- $H_N$  si calcola con la seguente espressione [15]:

$$H_N = \frac{dc_m}{dc_L} = \bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC} \quad (5.1)$$

Il margine statico a controllo fisso ci da anche l'indicazione di quanto può essere spostato il centro gravità prima di rendere instabile il motoalante. Tuttavia nei motoalanti il margine statico a controllo libero - $H_{NF}$  è quello a

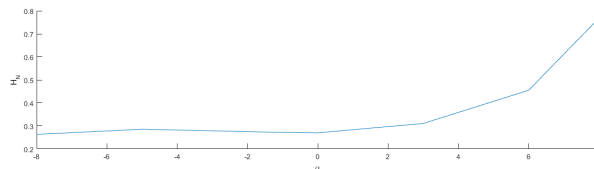


Figura 5.1: Margine statico equilibratore fisso

cui si pone maggiore attenzione per esempio le normative *BCAR* imponevano la condizione che tale  $H_{NF} > 0,05$ .

Prima di procedere al calcolo di  $H_{NF}$  dobbiamo definire il momento di cerniera  $-HM$  dell'equilibratore, è a causa di esso che si ha la differenza tra il margine statico a controllo fisso e libero.

$HM$  è dovuto alla distribuzione della pressione sull'equilibratore, esso dipende oltre dalla pressione dinamica anche dall'angolo d'attacco e dall'angolo di deflessione, quindi lo definiamo come:

$$HM = \left( \frac{\partial HM}{\partial \alpha} \right)_{\delta_E} \alpha + \left( \frac{\partial HM}{\partial \delta_E} \right)_{\alpha} \delta_E = 0,28 \quad (5.2)$$

Adimensionalizzando questa espressione diventa:

$$c_h = \frac{HM}{qS\bar{c}} \quad (5.3)$$

$$c_h = c_{h_\alpha} \alpha + c_{h_{\delta_E}} \delta_E \quad (5.4)$$

I due coefficienti  $c_{h_\alpha}$  e  $c_{h_{\delta_E}}$  dipendono anche da  $\tau_E$ , tali coefficienti sono stati ricavati con **Datcom+**:

- $c_{h_\alpha} = -0,008$
- $c_{h_{\delta_E}} = -0,0144$

Utilizzando la soluzione fornita da Hage [5].:

$$H_{NF} = H_N + \frac{c_{L_{\alpha H}}}{c_{L_{\alpha W}}} \frac{S_H}{S} \frac{c_{h_\alpha}}{c_{h_{\delta_E}}} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) = 0,19 \quad (5.5)$$

La soluzione ottenuta è ampiamente sopra al valore minimo richiesto dalle norme BCAR per il motoalante, è stato fatto riferimento a tale normativa in quanto sulla normativa CS-22 della ESA non viene specificato un valore di riferimento.

### 5.1.1 Equilibratore

Il compito dell'equilibratore è quello di garantire in ogni fase di volo l'autorità necessaria a garantire il bilanciamento del momento di beccheggio. La fase di volo più critica è l'atterraggio dove si ha il massimo momento di beccheggio generato dalla deflessione dei flap in aggiunta e all'alto angolo d'attacco. La verifica dell'autorità è eseguita per le condizioni:

- $h = 0m, U_1 = 17m/s$ .

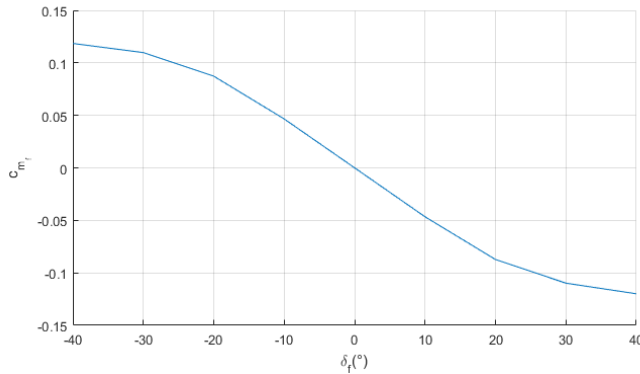


Figura 5.2: Coefficiente del momento di beccheggio generato dalla deflessione dei flap.

- Angolo d'attacco  $\alpha_1 = 8^{\circ}$  a cui corrisponde  $c_{m_1} = -0,3219$ .
- Deflessione flap  $\delta_f = 40^{\circ}$  genera  $c_{m_f} = -0,1199$ .
- Deflessione equilibratore  $c_{m_{\delta_E}} = -0,0294 \left(\frac{1}{deg}\right)$ .

$$\delta_E = \frac{c_{m_1} + c_{m_f}}{c_{m_{\delta_E}}} = 15,03^{\circ} \quad (5.6)$$

Un angolo di deflessione  $\delta_E = 15,03^{\circ}$  per garantire l'equilibrio longitudinale durante l'atterraggio ci consente di avere anche un margine di sicurezza, in quanto si è assunto una deflessione massima dell'equilibratore pari a  $\delta_E = \pm 20^{\circ}$ .

Di seguito sono stati riportati nelle Figure 5.3, 5.2 e 5.4 l'andamento dei coefficienti del beccheggio.

## 5.2 Stabilità Dinamica Longitudinale-Equilibratore

Per riuscire a descrivere il comportamento dinamico del motoalante, si parte dalle eq.2.1 per il moto perturbato disaccoppiando da quelle del moto laterale:

$$\begin{aligned} m[\dot{u} + qW_1] &= -mg\theta \cos(\Theta_1) + f_{Ax} \\ m[\dot{w} - U_1q] &= -mg\theta \sin(\Theta_1) + f_{Az} \\ \dot{q}I_{YY} &= m_A \\ q &= \dot{\theta} \end{aligned} \quad (5.7)$$

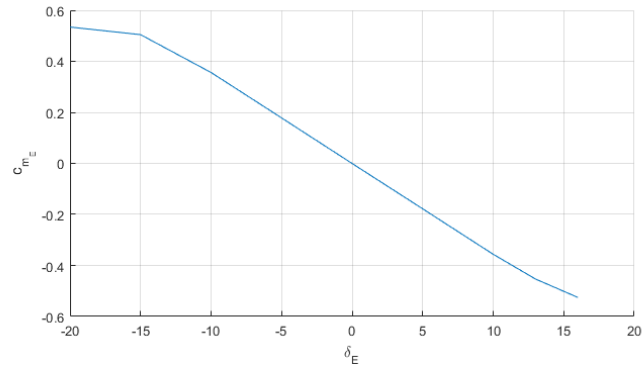


Figura 5.3: Coefficiente del momento di beccheggio generato dalla deflessione dell'equilibratore.

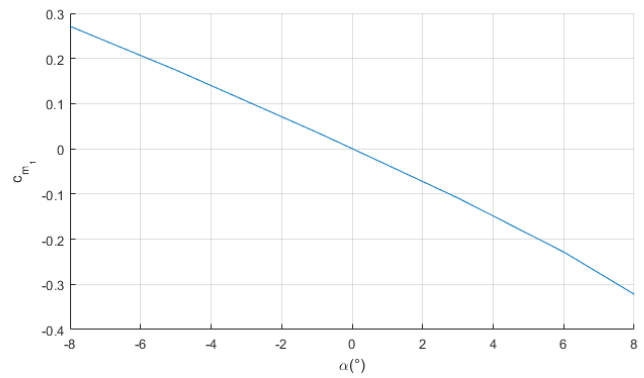


Figura 5.4: Andamento del coefficiente di beccheggio  $c_m$  del motoalante alla variazione dell'angolo d'attacco  $\alpha$ .

Una volta espresse le equazioni che governano il moto si introduco le forze aerodinamiche espresse nella eq. 2.6, le forze aerodinamiche sono espresse nella terna di stabilit   $X_S, Y_S, Z_S$  tale terna ha la particolarit  che l'unica componente di velocit    lungo l'asse  $X_S$ , con  $U_{1S} = V_{P1}$ ,  $W_{1S} = 0$ , quindi le equazioni definite nella terna solidale al motoalante si ridefiniscono nella terna di stabilit  secondo le equazioni:

$$\begin{aligned}
m\dot{u} &= -mg\theta \cos(\Theta_1) + q_1 S \left\{ -[c_{D_u} + 2c_{D_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) + [-c_{D_\alpha} + c_{L_1}] \alpha - c_{D_{\delta_E}} \delta_E \right\} \\
m[\dot{w} - V_{P1}q] &= -mg\theta \sin(\Theta_1) + q_1 S \left\{ -[c_{L_u} + 2c_{L_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) - [-c_{L_\alpha} + c_{D_1}] \alpha - c_{L_{\dot{\alpha}}} \left( \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V_{P1}} \right) - c_{L_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P1}} \right) - c_{L_{\delta_E}} \delta_E \right\} \\
\dot{q}I_{YY} &= q_1 S \bar{c} \left\{ [c_{m_u} + 2c_{m_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) + c_{m_\alpha} \alpha + c_{m_{\dot{\alpha}}} \left( \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V_{P1}} \right) + c_{m_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P1}} \right) + c_{m_{\delta_E}} \delta_E \right\}
\end{aligned} \tag{5.8}$$

Per arrivare alla soluzione di queste equazioni, si nota che nella seconda equazione lungo l'asse  $Z_S$    espressa in funzione della velocit  perturbativa  $w$ , essendo i coefficienti derivativi di stabilit  sono espressi in funzione di  $\alpha$ , dobbiamo introdurre la trasformazione che traduce una perturbazione  $w$  in una perturbazione di  $\alpha$ :

$$\begin{aligned}
\tan(\alpha) &= \frac{w}{V_{P1}} \approx \alpha & w &\approx V_{P1} \alpha & \dot{w} &\approx V_{P1} \dot{\alpha} \\
q &= \dot{\theta} & \dot{q} &= \ddot{\theta}
\end{aligned} \tag{5.9}$$

Introducendo il cambio di variabili nelle eq:5.8, si ottengono le nuove equazioni:

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= -g\theta \cos(\Theta_1) + \frac{q_1 S}{m} \left\{ -[c_{D_u} + 2c_{D_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) + [-c_{D_\alpha} + c_{L_1}] \alpha - c_{D_{\delta_E}} \delta_E \right\} \\
(V_{P1} \dot{\alpha} - V_{P1} q) &= -g\theta \sin(\Theta_1) + \frac{q_1 S}{m} n \left\{ -[c_{L_u} + 2c_{L_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) - [-c_{L_\alpha} + c_{D_1}] \alpha - c_{L_{\dot{\alpha}}} \left( \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V_{P1}} \right) - c_{L_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P1}} \right) - c_{L_{\delta_E}} \delta_E \right\} \\
\ddot{\theta} I_{YY} &= q_1 S \bar{c} \left\{ [c_{m_u} + 2c_{m_1}] \left( \frac{u}{V_{P1}} \right) + c_{m_\alpha} \alpha + c_{m_{\dot{\alpha}}} \left( \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V_{P1}} \right) + c_{m_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V_{P1}} \right) + c_{m_{\delta_E}} \delta_E \right\}
\end{aligned} \tag{5.10}$$

Osservando le eq: 5.10, nella parte destra ci sono vari termini che modellano l'influenza aerodinamica, per arrivare ad una soluzione pi  compatta si introducono le componenti derivate di stabilit  dimensionali che combinano la geometria, e le caratteristiche inerziali con i coefficienti aerodinamici. Tali coefficienti sono riassunti nella Tabella 5.1

Inserendo i coefficienti della Tabella 5.1 nelle equazioni del moto si ottengono le equazioni del moto associate all'azionamento della superficie di controllo, che per il moto longitudinale   l'equilibratore, le equazioni sono:

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= -g \cos(\Theta_1) \theta + X_u u + X_\alpha \alpha + X_{\delta_E} \delta_E \\
V_{P1} \dot{\alpha} &= -g \sin(\Theta_1) \theta + Z_u u + Z_\alpha \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + (Z_q + V_{P1}) \dot{\theta} + Z_{\delta_E} \delta_E \\
\ddot{\theta} &= M_u u + M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} + M_{\delta_E} \delta_E
\end{aligned} \tag{5.11}$$

---



---

Coefficienti derivativi dimensionali

---

$$\begin{aligned}
X_u &= -\frac{q_1 S \cdot 2c_{D_1}}{mU_1} (s^{-1}) & X_\alpha &= -\frac{q_1 S(c_{D_\alpha} - c_{L_1})}{m} (ms^{-2}) \\
X_{\delta_E} &= -\frac{q_1 S c_{D_{\delta_E}}}{m} (ms^{-2}) & Z_u &= -\frac{q_1 S \cdot 2c_{L_1}}{mU_1} (s^{-1}) \\
Z_\alpha &= -\frac{q_1 S(c_{L_\alpha} + c_{D_1})}{m} ms^{-2} & Z_{\dot{\alpha}} &= -\frac{q_1 S \bar{c} c_{L_{\dot{\alpha}}}}{2mU_1} (ms^{-1}) \\
Z_q &= -\frac{q_1 S \bar{c} c_{L_q}}{2mU_1} (ms^{-1}) & Z_{\delta_E} &= -\frac{q_1 S c_{L_{\delta_E}}}{m} (ms^{-2}) \\
M_u &= \frac{q_1 S \bar{c} \cdot 2c_{m_1}}{U_1 I_{YY}} (m_{-1} s^{-1}) & M_\alpha &= \frac{q_1 S \bar{c} c_{m_\alpha}}{I_{YY}} \cdot \frac{\bar{c}}{2U_1} (s^{-1}) \\
M_{\dot{\alpha}} &= \frac{q_1 S \bar{c} c_{m_{\dot{\alpha}}}}{I_{YY}} \cdot \frac{\bar{c}}{2U_1} (s^{-1}) & M_q &= \frac{q_1 S \bar{c} c_{m_q}}{I_{YY}} \cdot \frac{\bar{c}}{2U_1} (s^{-1}) \\
M_{\delta_E} &= \frac{q_1 S \bar{c} c_{m_{\delta_E}}}{I_{YY}} (s^{-2})
\end{aligned}$$


---



---

Tabella 5.1: Coefficienti derivativi dimensionali del moto longitudinale



Una volta ricavate le equazioni del moto in questa forma, si passa dal dominio del tempo nel dominio di Laplace, considerando che le equazioni sono espresse rispetto allo stato di volo livellato, le condizioni iniziali sono nulle.

Introduciamo le trasformazioni di Laplace per equazioni differenziali a coefficienti costanti:

$$\begin{aligned}
L(\delta_E) &= \delta_E(s) \\
L(u) &= u(s), \quad L(\dot{u}) = su(s) \\
L(\alpha) &= \alpha(s), \quad L(\dot{\alpha}) = s\alpha(s) \\
L(\theta) &= \theta(s), \quad L(\dot{\theta}) = s\theta(s), \quad L(\ddot{\theta}) = s^2\theta(s)
\end{aligned} \tag{5.12}$$

Le equazioni del moto nel dominio di Laplace assumono la seguente forma:

$$\begin{aligned}
(s - X_u)u(s) - X_\alpha\alpha(s) + g \cos(\Theta_1)\theta(s) &= X_{\delta_E}\delta_E(s) \\
-Z_uu(s) + (s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha)\alpha(s) - (s(Z_q + V_{P_1})) + g \sin(\Theta_1)\theta(s) &= Z_{\delta_E}\delta_E(s) \\
-M_uu(s) - (M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha)\alpha(s) + s(s - M_q)\theta(s) &= M_{\delta_E}\delta_E(s)
\end{aligned} \tag{5.13}$$

Per il calcolo delle funzioni di trasferimento si considera l'input la deflessione dell'equilibratore  $\delta_E(t)$ , mentre l'output è rappresentato dalle variabili di piccole perturbazioni  $(u(t), \alpha(t), \theta(t))$ . A tale scopo si introducono le funzioni di trasferimento  $\left\{ \frac{u(s)}{\delta_E(s)}, \frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)}, \frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} \right\}$ .

$$\begin{bmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_E(s)} \\ \frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ M_{\delta_E} \end{Bmatrix}$$

Applicando al regola di Cramer troviamo le soluzioni espresso come:

$$\frac{u(s)}{\delta_E(s)} = \frac{\begin{vmatrix} X_{\delta_E} & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ Z_{\delta_E} & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ M_{\delta_E} & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = \frac{Num_u(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.14)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} = \frac{\begin{vmatrix} s - X_u & X_{\delta_E} & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & Z_{\delta_E} & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & M_{\delta_E} & s(s - M_q) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = \frac{Num_\alpha(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.15)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} = \frac{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & X_{\delta_E} \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & Z_{\delta_E} \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & M_{\delta_E} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = \frac{Num_\theta(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.16)$$

Per riuscire a interpretare al meglio le funzioni di trasferimento, si devono calcolare i numeratori  $Num_u(s)$ ,  $Num_\alpha(s)$ ,  $Num_\theta(s)$ . Tutte le funzioni di trasferimento presentano un denominatore comune  $\overline{D}_1(s)$ , tale denominatore

rappresenta la caratteristica longitudinale del motoalante.

$$\begin{aligned}
\bar{D}_1(s) &= A_1 s^4 + B_1 s^3 + C_1 s^2 + D_1 s + E_1 \\
A_1 &= V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}} \\
B_1 &= -(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}})(X_u + M_q) - Z_{\alpha} - M_{\dot{\alpha}}(Z_q + V_{P_1}) \\
C_1 &= X_u [M_q(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) + Z_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}}(V_{P_1} + Z_q)] \\
&\quad + M_q Z_{\alpha} - Z_u X_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}} g \sin(\Theta_1) - M_{\alpha}(Z_q + V_{P_1}) \\
D_1 &= g \sin(\Theta_1) [M_{\alpha} - M_{\dot{\alpha}} X_u] + g \cos(\Theta_1) [M_{\dot{\alpha}} Z_u + M_u(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}})] \\
&\quad - X_{\alpha} M_u(Z_q + V_{P_1}) + Z_u X_{\alpha} M_q + X_u [M_{\alpha}(Z_q + V_{P_1}) - M_q Z_{\alpha}] \\
E_1 &= g \cos(\Theta_1)(Z_u M_{\alpha} - Z_{\alpha} M_u) + g \sin(\Theta_1)(M_u X_{\alpha} - M_{\alpha} X_u)
\end{aligned} \tag{5.17}$$

Mentre l'espressione dei numeratori sono :

$$\begin{aligned}
Num_u(s) &= A_u s^3 + B_u s^2 + C_u s + D_u \\
A_u &= X_{\delta_E}(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) \\
B_u &= -X_{\delta_E} [(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}})M_q + Z_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}}(V_{P_1} + Z_q)] + Z_{\delta_E} X_{\alpha} \\
C_u &= X_{\delta_E} [M_q Z_{\alpha} + M_{\dot{\alpha}} g \sin(\Theta_1) - M_{\alpha}(V_{P_1} + Z_q)] \\
D_u &= g \sin(\Theta_1) X_{\delta_E} M_{\alpha} - g \cos(\Theta_1) Z_{\delta_E} M_{\alpha} + M_{\delta_E} (g \cos(\Theta_1) Z_{\alpha} - g \sin(\Theta_1) X_{\alpha})
\end{aligned} \tag{5.18}$$

$$\begin{aligned}
Num_{\alpha}(s) &= A_{\alpha} s^3 + B_{\alpha} s^2 + C_{\alpha} s + D_{\alpha} \\
A_{\alpha} &= Z_{\delta_E} \\
B_{\alpha} &= X_{\delta_E} Z_u - Z_{\delta_E} (X_u + M_q) + M_{\delta_E} (Z_{\delta_E} + V_{P_1}) \\
C_{\alpha} &= X_{\delta_E} [M_u(Z_q + V_{P_1}) - M_q Z_u] + Z_{\delta_E} M_q X_u - M_{\delta_E} [g \sin(\Theta_1) + X_u(Z_q + V_{P_1})] \\
D_{\alpha} &= -g \sin(\Theta_1) X_{\delta_E} M_u + g \cos(\Theta_1) Z_{\delta_E} M_u + M_{\delta_E} (g \sin(\Theta_1) X_u - g \cos(\Theta_1) Z_u)
\end{aligned} \tag{5.19}$$

$$\begin{aligned}
Num_{\theta}(s) &= A_{\theta} s^2 + B_{\theta} s + C_{\theta} \\
A_{\theta} &= Z_{\delta_E} M_{\dot{\alpha}} + M_{\delta_E} (V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) \\
B_{\theta} &= X_{\delta_E} [Z_u M_{\dot{\alpha}} + M_u(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}})] + Z_{\delta_E} (M_{\alpha} - M_{\dot{\alpha}} X_u) - M_{\delta_E} [X_u(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_{\alpha}] \\
C_{\theta} &= X_{\delta_E} (M_{\alpha} Z_u - M_u Z_{\alpha}) - Z_{\delta_E} (M_{\alpha} X_u + X_{\alpha} M_u) + M_{\delta_E} (X_u Z_{\alpha} - X_{\alpha} Z_u)
\end{aligned} \tag{5.20}$$

### 5.2.1 Criterio di Routh

Per trovare la stabilità delle funzioni di trasferimento si va ad utilizzare il criterio di Routh [25], per analizzare la stabilità di  $\bar{D}_1(s)$ . Utilizzando tale

m[kg]	272	h[m]	1000
$I_{XX}[kgm^2]$	722	$U_{1s}[m/s]$	24
$I_{YY}[kgm^2]$	285	T[K]	288
$I_{ZZ}[kgm^2]$	995	Mach	0,07
$I_{XZ}[kgm^2]$	9	Re	$1,62 \cdot 10^6$
$\alpha_1[^\circ]$	0	$\Theta_1[^\circ]$	0

Tabella 5.2: Condizioni di volo di crociera.

criterio la condizione di stabilità si riduce al rispettare le seguenti condizioni:

$$\begin{aligned} A_1 > 0, \quad B_1 > 0, \quad E_{>1} > 0 \\ (B_1 C_1 - A_1 D_1) > 0, \quad D_1(B_1 C_1 - A_1 D_1) - B_1^2 E_1 > 0 \end{aligned} \quad (5.21)$$

Tale condizioni sono state implementate nel script di matlab Appendice A.

### 5.2.2 Funzione di trasferimento equilibratore

A questo punto sono state implementate in un script matlab, Appendice A, per ricavare le funzioni di trasferimento utilizzando i coefficienti calcolati con Datcom+, Appendice C.

Per quanto riguarda i momenti d'inerzia, essendo che il volo livellato, si assume in prima approssimazione che i due sistemi di riferimento solidale al motoalante e quello solidale alla terna di stabilità coincidano. Nella Tabella 5.2 troviamo il riassunto delle condizioni di volo. Eseguendo le simulazioni per questa tipologia di volo, troviamo le seguenti funzioni di trasferimento:

$$\begin{aligned} \frac{u(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{-1.659s^3 - 26.39s^2 - 29.9s + 5830}{24.17s^4 + 138.5s^3 + 442.2s^2 + 28.69s + 71.3} \\ \frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{-3.004s^3 - 233.6s^2 - 5.219s - 58.67}{24.17s^4 + 138.5s^3 + 442.2s^2 + 28.69s + 71.3} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{235.8s^2 + 660.9s + 35.35}{24.17s^4 + 138.5s^3 + 442.2s^2 + 28.69s + 71.3} \end{aligned} \quad (5.22)$$

L'analisi delle funzioni di trasferimento si divide in tre parti:

1. Calcolo dei poli della funzione e analisi di stabilità  $\bar{D}_1(s)$ .
2. Tracciare il digramma di Bode e la sua analisi.
3. Tracciare la risposta nel dominio del tempo.

pulsazione		smorzamento	
$\omega_p[rad/s]$	0,404	$\zeta_p$	0,0173
$\omega_{sp}[rad/s]$	4,249	$\zeta_{sp}$	0,6728

Tabella 5.3: Parametri dinamici del moto longitudinale.

### Calcolo dei poli

Per il calcolo dei poli, si è utilizzato la funzione di matlab *roots*, a  $\overline{D}_1(s)$  corrispondono quattro poli, corrispondenti a due poli coniugati del modo fugoide e due poli coniugati corrispondenti al modo di breve periodo:

$$\begin{aligned}
 p_{1p} &= -0.0070 + 0.4042i \\
 p_{2p} &= -0.0070 - 0.4042i \\
 p_{3sp} &= -2.8588 + 3.1435i \\
 p_{4sp} &= -2.8588 - 3.1435i
 \end{aligned}
 \tag{5.23}$$

Una volta che si è stabilito la stabilità di  $D_1(s)$  si passa all'analisi dei poli.

Esprimendo un polo generico come  $p_i = a + bs$  si ricava la pulsazione e lo smorzamento dei modi con le seguenti espressioni:

$$\begin{aligned}
 \omega_i &= \sqrt{a^2 + b^2} \\
 \zeta_i &= -\frac{a}{\omega_i}
 \end{aligned}
 \tag{5.24}$$

Dall'analisi dei dati della Tabella 5.3 e confrontando con i requisiti espressi nella Tabella 1.1 si nota che l'unico requisiti non accettabile è quello legato a  $\omega_{sp}$  tuttavia se andiamo ad analizzare la Figura 1.9 si nota che tale valore è accettabile, essendo comunque rispettato il criterio che  $\omega_p$  e  $\omega_{sp}$  distino almeno una decade l'una rispetto all'altra come si vedrà meglio dopo nel diagramma di Bode.

### Diagramma di Bode

Per il tracciamento dei diagrammi di Bode si utilizzato la funzione di matlab *bode* Osservando le Figure 5.6, 5.5 e 5.7 si nota che si ha picco nel diagramma di guadagno in corrispondenza di  $\omega_p$  dovuto al valore molto basso di  $\zeta_p$ , dopo di che i diagrammi iniziano a comportarsi come dei filtri passa basso in corrispondenza di  $\omega_{sp}$ . I cambiamenti di fase corrispondenti alle due pulsazioni sono il ritardo di fase tra l'azionamento dell'equilibratore e l'insorgenza delle oscillazioni.

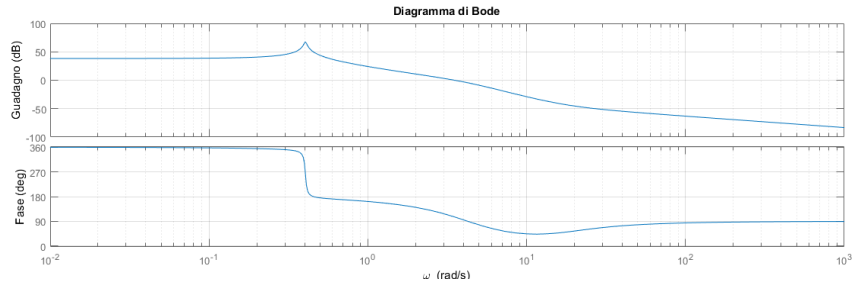


Figura 5.5: Diagramma di bode della funzione  $\frac{u(s)}{\delta_E(s)}$

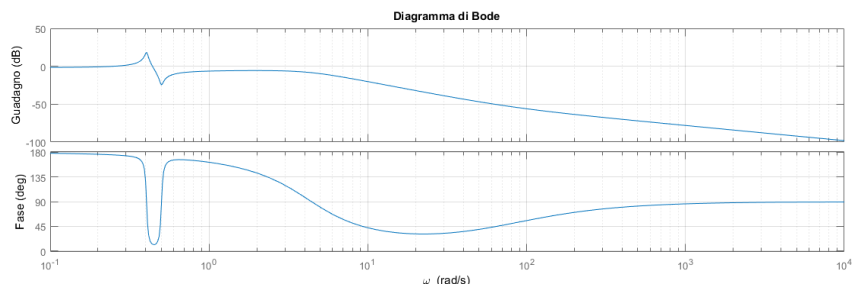


Figura 5.6: Diagramma di bode della funzione  $\frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)}$

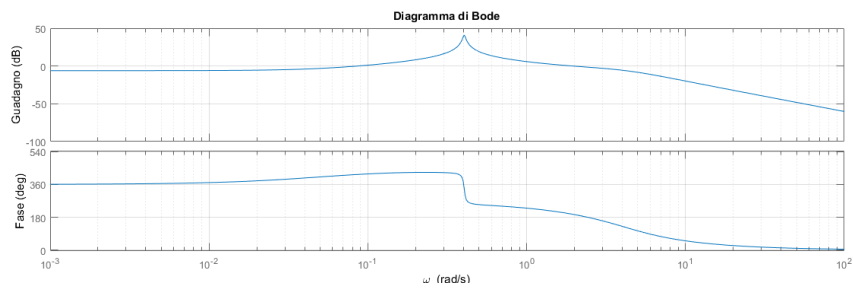


Figura 5.7: Diagramma di bode della funzione  $\frac{\theta(s)}{\delta_E(s)}$

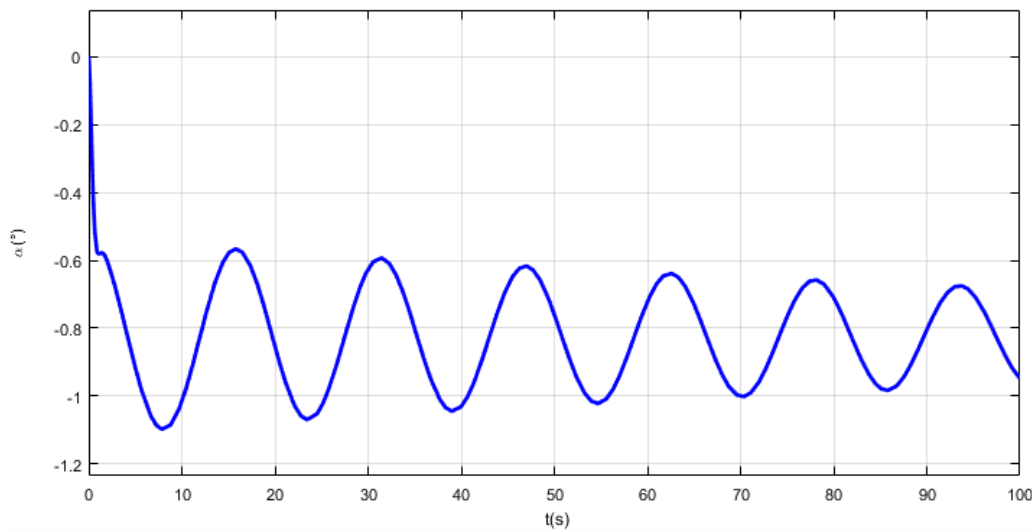


Figura 5.8:  $\alpha(t)$  in funzione della deflessione di  $1^\circ$  dell'equilibratore.

Il parametro più importante è  $\omega_{sp}$  [15] in quanto l'azionamento dell'equilibratore da parte del pilota rappresentano le pulsazioni tipiche, intorno a questo valore, quindi è molto importante che sia altamente smorzato per non incorrere in fenomeni di risonanza. In generale vediamo che il motoalante ha un comportamento attenuatore all'azionamento dell'equilibratore, questo riduce l'ampiezza delle oscillazioni per il moto longitudinale rendendo piacevole l'esperienza di volo senza un requisito costante di controllo, dall'altro canto questo comporta che non reagisce ad azionamenti di controllo ad alta frequenza in quanto non sarebbe in grado di seguire l'andamento essendo fuori dalla sua banda passante. In seguito si utilizzano le funzioni di trasferimento per ricavare la risposta nel tempo del motoalante alla deflessione dell'equilibratore. Nella Figura 5.8 si osserva la convergenza di  $\alpha$  dopo una deflessione di  $1^\circ$  dell'equilibratore. Si ha lo smorzamento iniziale del periodo breve e la continuazione del modo di fugaide con l'angolo d'attacco che tende verso il valore di  $-0,85^\circ$ .

### 5.3 Stabilità Dinamica Longitudinale-Raffica di vento

Una volta ricavato il comportamento dinamico del motoalante all'azionamento dell'equilibratore, si deve analizzare il suo andamento soggetto alle raffiche di vento. Per il moto longitudinale è molto analizzare le raffiche di

vento verticali lungo l'asse  $Z'$ . Tale perturbazione è data dalla variabile  $w_h$ , dove la velocità della raffica di vento  $w_h$  è una funzione arbitraria dipendente dal tempo. Per ricavare le equazioni del moto, soggette a tale disturbo si introducono le condizioni iniziali della raffica, come segue:

$$\begin{aligned} W_1 = 0 & \quad \dot{W}_1 = 0 \\ w_h = 0, & \quad \dot{w}_h \neq 0 \end{aligned} \quad (5.25)$$

Introducendo nelle equazioni del moto tale perturbazione, e assumendo che l'equilibratore sia in posizione fissa, si ottiene:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -g \cos(\Theta_1)\theta + X_u u + X_\alpha \alpha - \dot{w}_h \sin(\Theta_1) \\ V_{P_1} \dot{\alpha} &= -g \sin(\Theta_1)\theta + Z_u u + Z_\alpha \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + (Z_q + V_{P_1}) \dot{\theta} + \dot{w}_h \cos(\Theta_1) \\ \ddot{\theta} &= M_u u + M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} \end{aligned} \quad (5.26)$$

A differenza del caso quando come input viene considerato la deflessione dell'equilibratore in questo caso, l'input per le funzioni di trasferimento sarà fornito dall'accelerazione perturbativa  $\dot{w}_h$ . La sua trasformata di Laplace pone:

$$L[\dot{w}_h] = s w_h(s) \quad (5.27)$$

Seguendo lo stesso procedimento utilizzato per l'equilibratore si arriva alle seguenti funzioni di trasferimento:

$$\frac{\theta(s)}{w_h(s)} = s \frac{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & -\sin(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & \cos(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}} s + M_\alpha) & 0 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}} s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = s \frac{Num_{\theta_w}(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.28)$$



$$\frac{u(s)}{w_h(s)} = s \frac{\begin{vmatrix} -\sin(\Theta_1) & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ \cos(\Theta_1) & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ 0 & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = s \frac{Num_{u_w}(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.29)$$

$$\frac{\alpha(s)}{w_h} = s \frac{\begin{vmatrix} s - X_u & -\sin(\Theta_1) & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & \cos(\Theta_1) & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & 0 & s(s - M_q) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & s(V_{P_1} - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha & -s(Z_q + V_{P_1}) + g \sin(\Theta_1) \\ -M_u & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} = s \frac{Num_{\alpha_w}(s)}{\overline{D}_1(s)} \quad (5.30)$$

Le funzioni di trasferimento presentano lo stesso denominatore, delle funzioni di trasferimento per l'equilibratore, in quanto essa rappresenta l'equazione caratteristica del modo longitudinale.

Come conseguenza si hanno i stessi poli, le stesse pulsazioni e smorzamenti, tuttavia quello che cambia sono i numeratori di tali funzioni.

Implementando in matlab Appendice A si ottengono le seguenti funzioni di trasferimento:

$$\begin{aligned} \frac{u(s)}{w_h(s)} &= \frac{5,634s^3 + 117,1s}{24,17s^4 + 138,5s^3 + 442,2s^2 + 28,69s + 71,3} \\ \frac{\alpha(s)}{w_h(s)} &= \frac{s^4 + 2,534s^3 + 0,05725s^2 + 0,0004708s}{24,17s^4 + 138,5s^3 + 442,2s^2 + 28,69s + 71,3} \\ \frac{\theta(s)}{w_h(s)} &= \frac{-0,5715s^3 - 11,95s^2 - 0,2725s}{24,17s^4 + 138,5s^3 + 442,2s^2 + 28,69s + 71,3} \end{aligned} \quad (5.31)$$

Si Tracciano i digrammi di Bode di tale funzioni per riuscire ad interpretare al meglio la risposta del motoaliente, quello che si osserva dall'analisi delle Figure 5.9, 5.10 e 5.11. Si nota che tutte presentano un picco massimo

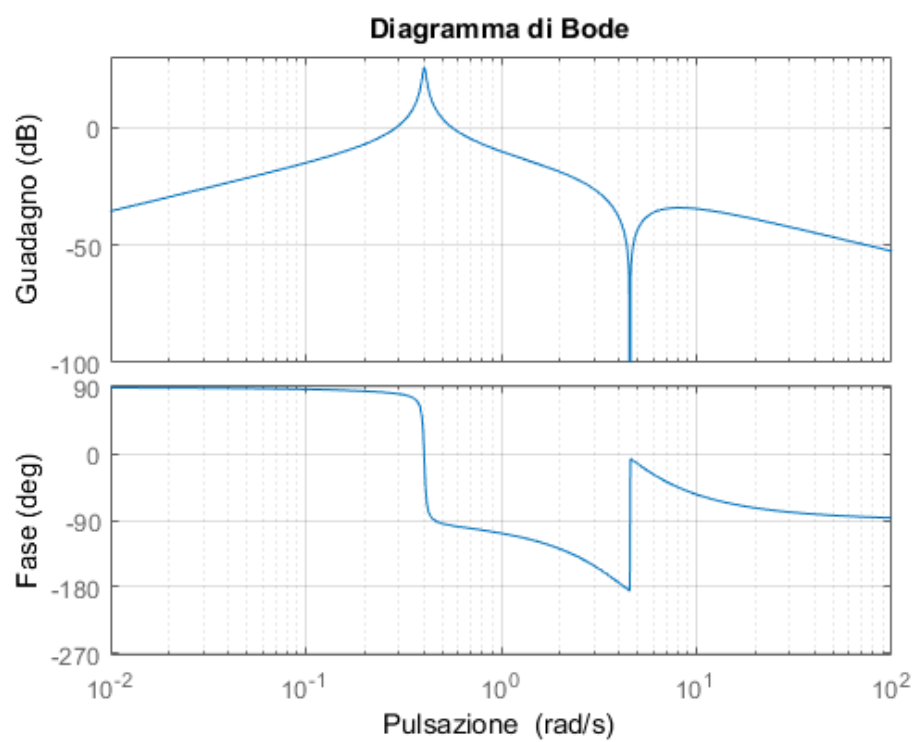


Figura 5.9: Diagramma di Bode della funzione  $\frac{u(s)}{w_h(s)}$ .

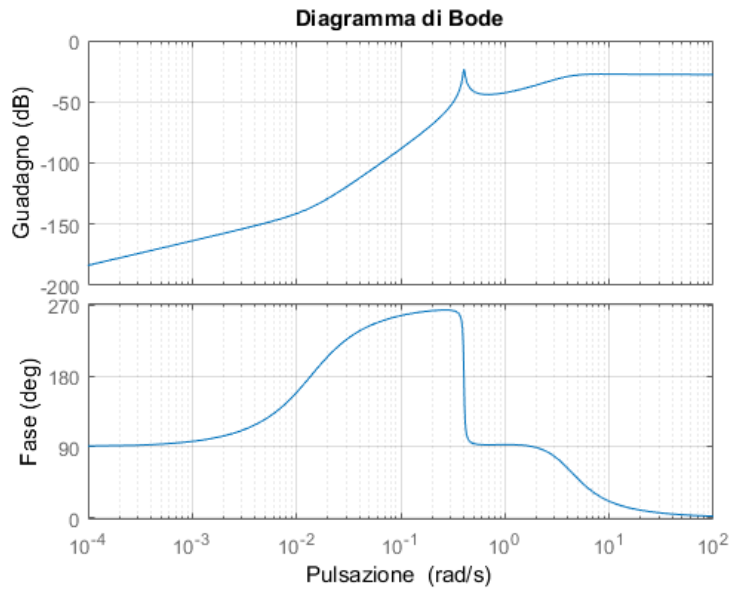


Figura 5.10: Diagramma di Bode della funzione  $\frac{\alpha(s)}{w_h(s)}$ .

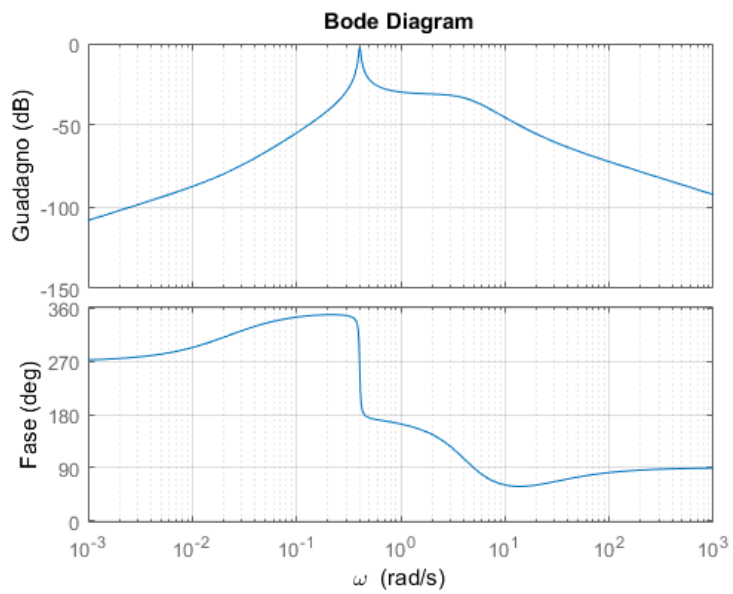


Figura 5.11: Diagramma di Bode della funzione  $\frac{\theta(s)}{w_h(s)}$ .

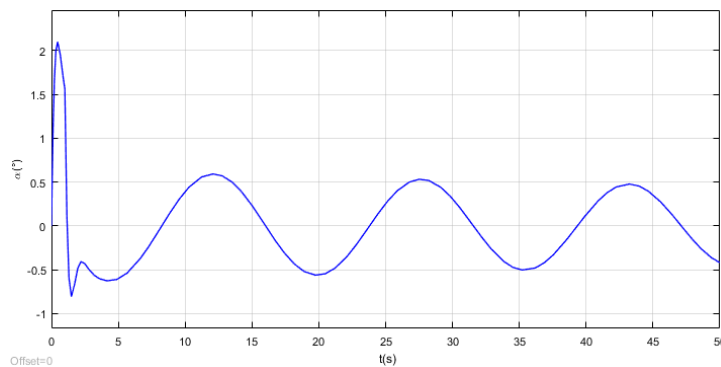


Figura 5.12: Risposta  $\alpha(t)$  ad un input  $v_g = 4,8m/s$  di durata 1s.

in presenza della  $\omega_p$ .  $\frac{\alpha(s)}{w_h(s)}$  si comporta come un filtro passa alto, comunque attenuando sempre le raffiche.

A tal proposito seguendo le indicazioni fornite da CS-22[14] è stato studiato la risposta nel dominio del tempo di una raffica di vento verticale pari a  $4,8ms^{-1}$  di durata  $t=1s$ , data la natura molto stabile del motoalante si ottengono valori massimo molto contenuti delle variabili  $u, \theta, \alpha$ . Solitamente la risposta che ci interessa maggiormente è la variabile dell'angolo d'attacco  $\alpha$ , ciò è dovuto al fatto che una perturbazione verticale tende ad aumentare l'angolo d'attacco del motoalante, per un volo sicuro la risposta del motoalante deve essere tale da rimanere dalla condizione di stallo, che per il nostro profilo FX 63-137 siamo sui  $11^\circ$ .

Si osserva nella Figura 5.12 la risposta dell'angolo d'attacco per  $v_h = 4,8ms^{-1}$ , di poco superiore ai  $2^\circ$  grazie al valore di  $\zeta_{sp}$  elevato, quindi si osserva dopo lo smorzamento del periodo breve del moto si sviluppa il modo fugoide leggermente smorzato.

## 5.4 Stabilità Dinamica Laterale

Nella trattazione della stabilità dinamica laterale si parte dalle equazioni del moto, espresse nella condizione di volo livellato soggetto a piccoli disturbi.

I principali artefici dell'insorgenza delle oscillazioni del moto laterale sono dovute a:

1. Deflessione degli alettoni.
2. Deflessione del timone di coda.
3. Perturbazione dovuta alla raffica di vento laterale.

Richiamiamo le equazioni del moto del Capitolo ??.

$$\begin{aligned}
m [\dot{v} + U_1 r - p W_1] &= mg \phi \cos(\Theta_1) + f_{A_Y} \\
\dot{p} I_{XX} - \dot{r} I_{XZ} &= l_A \\
\dot{r} I_{ZZ} - \dot{p} I_{XZ} &= n_A \\
p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin(\Theta_1) \\
r &= \dot{\psi} \cos(\Theta_1)
\end{aligned} \tag{5.32}$$

Le forze ed i momenti aerodinamici espressi in funzione dei coefficienti derivativi adimensionali diventano.

$$\begin{aligned}
f_{A_Y} &= q_1 S \left\{ c_{Y_\beta} \beta + c_{Y_p} \frac{pb}{2V_{P_1}} + c_{Y_r} \frac{rb}{2V_{P_1}} + c_{Y_{\delta_A}} \delta_A + c_{Y_{\delta_R}} \delta_R \right\} \\
l_A &= q_1 S b \left\{ c_{l_\beta} \beta + c_{l_p} \frac{pb}{2V_{P_1}} + c_{l_r} \frac{rb}{2V_{P_1}} + c_{l_{\delta_A}} \delta_A + c_{l_{\delta_R}} \delta_R \right\} \\
n_A &= q_1 S b \left\{ c_{n_\beta} \beta + c_{n_p} \frac{pb}{2V_{P_1}} + c_{n_r} \frac{rb}{2V_{P_1}} + c_{n_{\delta_A}} \delta_A + c_{n_{\delta_R}} \delta_R \right\}
\end{aligned} \tag{5.33}$$

I momenti di inerzia sono stati calcolati nella terna solidale al corpo  $X, Y, Z$ , essendo che le forze perturbative sono espressa nella terna di stabilità  $(X_S, Y_S, Z_S)$ , si deve utilizzare la matrice di rotazione per esprimere i momenti di inerzia nella terna di stabilità.

I momenti di inerzia sono stati calcolati in  $X, Y, Z$  in quanto sono sempre costanti in questo riferimento. Il cambiamento di riferimento si esegue tramite la seguente relazione:

$$\begin{aligned}
\begin{pmatrix} I_{XX} \\ I_{ZZ} \\ I_{XZ} \end{pmatrix}_{X_S, Y_S, Z_S} &= \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha_1 & \sin^2 \alpha_1 & -\sin(2\alpha_1) \\ \sin^2 \alpha_1 & \cos^2 \alpha_1 & \sin(2\alpha_1) \\ 0,5 \sin(2\alpha_1) & -0,5 \sin(2\alpha_1) & \cos(2\alpha_1) \end{bmatrix} \begin{pmatrix} I_{XX} \\ I_{ZZ} \\ I_{XZ} \end{pmatrix}_{X, Y, Z} \\
&\tag{5.34}
\end{aligned}$$

Si introduce le semplificazioni che l'unica componente di velocità sia lungo l'asse di stabilità  $X_S$  tale che  $U_{1_S} = V_{P_1}$ , e  $V_{1_S} = W_{1_S} = 0$ . Nelle ipotesi di volo livello rettilineo si ha  $\sin(\Theta_1) \approx 0$ ,  $\cos(\Theta_1) \approx 1$ .

Si introduce una trasformazione di variabili per esprimere per esprimere  $\dot{v}$  in funzione di  $\dot{\beta}$ .

$$v \approx V_{P_1} \beta \longrightarrow \beta \approx \frac{v}{V_{P_1}}, \quad \dot{v} \approx V_{P_1} \dot{\beta} \longrightarrow \dot{\beta} = \frac{\dot{v}}{V_{P_1}} \tag{5.35}$$

$$p \approx \dot{\phi}, \quad \dot{p} \approx \ddot{\phi}, \quad r \approx \dot{\psi}, \quad \dot{r} \approx \ddot{\psi} \tag{5.36}$$

---



---

Coefficienti derivativi dimensionali

---

$$\begin{array}{ll}
 Y_\beta = \frac{q_1 S c_{Y_\beta}}{m} (m s^{-1}) & Y_p = \frac{q_1 S c_{Y_p}}{m} \cdot \frac{b}{2U_1} (m s^{-2}) \\
 Y_r = \frac{q_1 S c_{Y_r}}{m} \cdot \frac{b}{2U_1} (m s^{-1}) & Y_{\delta_A} = \frac{q_1 S c_{Y_{\delta_A}}}{m} (m s^{-2}) \\
 Y_{\delta_R} = \frac{q_1 S c_{Y_{\delta_R}}}{m} (m s^{-2}) & L_\beta = \frac{q_1 S c_{l_\beta} b}{I_{xx}} (s^{-2}) \\
 L_p = \frac{q_1 S b c_{l_p}}{I_{XX}} \cdot \frac{b}{2U_1} (s^{-1}) & L_r = \frac{q_1 S b c_{l_r}}{I_{XX}} \cdot \frac{b}{2U_1} (s^{-1}) \\
 L_{\delta_A} = \frac{q_1 S c_{l_{\delta_A}} b}{I_{XX}} (s^{-2}) & L_{\delta_R} = \frac{q_1 S c_{l_{\delta_R}} b}{I_{XX}} (s^{-2}) \\
 N_p = \frac{q_1 S b c_{n_p}}{I_{ZZ}} \cdot \frac{b}{2U_1} (s^{-1}) & N_\beta = \frac{q_1 S c_{n_\beta} b}{I_{ZZ}} (s^{-2}) \\
 N_r = \frac{q_1 S b c_{n_r}}{I_{ZZ}} \cdot \frac{b}{2U_1} (s^{-1}) & N_{\delta_A} = \frac{q_1 S c_{\delta_A} b}{I_{ZZ}} (s^{-2}) \\
 N_{\delta_R} = \frac{q_1 S c_{\delta_R} b}{I_{ZZ}} (s^{-2}) &
 \end{array}$$


---



---

Tabella 5.4: Coefficienti dimensionali derivativi per il moto laterale.

Per i coefficienti derivativi dimensionali si procede come per la stabilità dinamica longitudinale, nella Tabella 5.4.

Si introducono nelle equazioni del moto le forze e i momenti aerodinamici espresse in funzione di coefficienti dimensionali derivativi, il cambio di variabile  $\dot{v} \rightarrow \dot{\beta}$  e le semplificazioni dovute all'angolo  $\Theta_1$ . Dalla eq. 5.36 si avrà anche l'uguaglianza delle derivate dimensionali:

$$Y_{\dot{\phi}} = Y_P, \quad Y_{\dot{\psi}} = Y_r, \quad L_{\dot{\phi}} = L_p, L_{\dot{\psi}} = L_r \quad N_{\dot{\phi}} = N_p, \quad N_{\dot{\psi}} = N_r \quad (5.37)$$

Il passaggio seguente è passare dal dominio del tempo nel dominio di Laplace, considerando che il punto di partenza è il volo livellato non perturbato, le condizioni iniziali sono tutte nulle. Le trasformate di Laplace delle variabili in gioco sono le seguenti:

$$\begin{aligned} L(\delta_A) &= \delta_A(s), & L(\delta_R) &= \delta_R(s) \\ L(\beta) &= \beta(s), & L(\dot{\beta}) &= s\beta(s) \\ L(\phi) &= \phi(s), & L(\dot{\phi}) &= s\phi(s), & L(\ddot{\phi}) &= s^2\phi(s) \\ L(\psi) &= \psi(s), & L(\dot{\psi}) &= s\psi(s), & L(\ddot{\psi}) &= s^2\psi(s) \end{aligned} \quad (5.38)$$

Si introducono i rapporti:  $I_1 = \frac{I_{XZ}}{I_{XX}}, I_2 = \frac{I_{XZ}}{I_{ZZ}}$ .

Le equazioni del moto nel dominio di Laplace diventano:

$$\begin{aligned} (sV_{P_1} - Y_\beta)\beta(s) - (sY_p + g\cos(\Theta_1))\phi(s) + s(V_{P_1} - Y_r)\psi(s) &= Y_{\delta_i}\delta_i(s) \\ -L_\beta\beta(s) + s(s - L_p)\phi(s) - s(sI_1 + L_r)\psi(s) &= L_{\delta_i}\delta_i(s) \\ -N_\beta\beta(s) - s(sI_2 + N_p)\phi(s) + s(s - N_r)\psi(s) &= N_{\delta_i}\delta_i(s) \end{aligned} \quad (5.39)$$

Dove il pedice  $i$  di  $\delta_i$  indica la deflessione di una generica superficie di controllo che può essere il timone di coda oppure gli alettoni. Combinando la deflessione degli alettoni e quella del timone si ottengono sei funzioni di trasferimento:

$$\left\{ \frac{\beta(s)}{\delta_A(s)}, \frac{\phi(s)}{\delta_A(s)}, \frac{\psi(s)}{\delta_A(s)} \right\} \quad \left\{ \frac{\beta(s)}{\delta_R(s)}, \frac{\phi(s)}{\delta_R(s)}, \frac{\psi(s)}{\delta_R(s)} \right\} \quad (5.40)$$

$$\frac{\beta(s)}{\delta_i(s)} = \frac{\begin{vmatrix} Y_{\delta_i} & -(sY_p + g\cos(\Theta_1)) & s(V_{P_1} - Y_r) \\ L_{\delta_I} & s(s - L_p) & -s(sI_1 + L_r) \\ N_{\delta_i} & -s(sI_2 + N_p) & s(s - N_r) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (sV_{P_1} - Y_\beta) & -(sY_p + g\cos(\Theta_1)) & s(V_{P_1} - Y_r) \\ -L_\beta & s(s - L_p) & -s(sI_1 + L_r) \\ -N_\beta & -s(sI_2 + N_p) & s(s - N_r) \end{vmatrix}} = \frac{Num_{\beta_i}(s)}{\overline{D}_2(s)} \quad (5.41)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_i(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (sV_{P_1} - Y_\beta) & Y_{\delta_i} & s(V_{P_1} - Y_r) \\ -L_\beta & L_{\delta_I} & -s(sI_1 + L_r) \\ -N_\beta & N_{\delta_i} & s(s - N_r) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (sV_{P_1} - Y_\beta) & -(sY_p + g\cos(\Theta_1)) & s(V_{P_1} - Y_r) \\ -L_\beta & s(s - L_p) & -s(sI_1 + L_r) \\ -N_\beta & -s(sI_2 + N_p) & s(s - N_r) \end{vmatrix}} = \frac{Num_{\phi_i}(s)}{\overline{D}_2(s)} \quad (5.42)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_i(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (sV_{P_1} - Y_\beta) & -(sY_p + g\cos(\Theta_1)) & Y_{\delta_i} \\ -L_\beta & s(s - L_p) & L_{\delta_I} \\ -N_\beta & -s(sI_2 + N_p) & N_{\delta_i} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (sV_{P_1} - Y_\beta) & -(sY_p + g\cos(\Theta_1)) & s(V_{P_1} - Y_r) \\ -L_\beta & s(s - L_p) & -s(sI_1 + L_r) \\ -N_\beta & -s(sI_2 + N_p) & s(s - N_r) \end{vmatrix}} = \frac{Num_{\psi_i}(s)}{\overline{D}_2(s)} \quad (5.43)$$

Da queste espressioni si ricavano le funzioni di trasferimento, di particolare interesse è l'espressione di  $\overline{D}_2(s)$  in quanto rappresenta l'equazione caratteristica del moto laterale. A questo scopo si va ad esprimere come per il caso longitudinale in funzione dei coefficienti dimensionali secondo la



forma:

$$\begin{aligned}
\overline{D}_2(s) &= s(A_2s^4 + B_2s^3 + C_2s^2 + D_2s + E_2) \\
A_2 &= V_{P-1}(1 - I_1I_2) \\
B_2 &= -Y_\beta(1 - I_1I_2) - V_{P_1}(L_p + N_r + I_1N_p + I_2L_r) \\
C_2 &= V_{P_1}(L_pN_r - N_pL_r) + Y_\beta(L_p + N_r + I_1N_p + I_2L_r) - Y_p(L_\beta + I_1N_\beta) \\
&\quad + V_{P_1}(L_\beta I_2 + N_\beta) - Y_r(L_\beta I_2 + N_\beta) \\
D_2 &= -Y_\beta(L_pN_r - N_pL_r) + Y_p(L_\beta N_r - L_rN_\beta) - g(L_\beta + I_1N_\beta) \\
&\quad + V_{P_1}(L_\beta N_p - L_pN_\beta) - Y_r(L_\beta N_p - L_pN_\beta) \\
E_2 &= g(L_\beta N_r - L_rN_\beta)
\end{aligned} \tag{5.44}$$

Per la verifica della stabilità dinamica del  $\overline{D}_2(s)$  si utilizza la regola di Routh [25], durante l'analisi preliminare mantenendo la configurazione iniziale data da Marco [7] si è avuto dei problemi legati all'instabilità del modo spirale che verrà analizzata più avanti.

Nella configurazione finale calcolando i poli di  $\overline{D}_2$  si ottiene:

$$\begin{aligned}
p_R &= -5.9302 + 0.0000i \\
p_{dr_1} &= -0.2502 + 0.8772i \\
p_{dr_2} &= -0.2502 - 0.8772i \\
p_S &= -0.0104 + 0.0000i
\end{aligned} \tag{5.45}$$

Dove  $p_R$  tramite l'eq: 5.46 ci fornisce il tempo di rollio  $T_R$  quale corrisponde al tempo impiegato dalla velocità angolare di raggiungere il 63% del suo stato finale.

$$T_R = \frac{1}{-p_r} = 0,168(s) \tag{5.46}$$

Allo stesso modo si procede col modo spirale, una perturbazione laterale provoca un'aumento dell'angolo d'attacco di imbardata e tale tempo  $T_S$  corrisponde al raggiungimento del 63% della velocità angolare d'imbardata dello stato finale, provocato dalla velocità angolare di rollio.

$$T_S = -\frac{1}{p_S} = 95,77(s) \tag{5.47}$$

In fine si trova che la pulsazione e lo smorzamento del dutch roll sono pari a:

$$\omega_{dr} = 0,912(rad/s), \quad \zeta_{dr} = 0,274 \tag{5.48}$$

Confrontando con la Tabella 1.1 si vede che sono stati rispettati tutti i requisiti.

$\Gamma_W [^\circ]$	$T_S [s]$
8	95,77
7	171,5
6	3432
5	-154
4	-67,4
0	-12,5

Tabella 5.5: Variazione  $T_S$  al variare di  $\Gamma_W$ .

## Modo Spirale

Si vuole approfondire la stabilità del modo spirale, tale modo solitamente può essere leggermente instabile o stabile, tuttavia ci si è prefissato il requisito iniziale di rendere il motoalante stabile anche per il modo spirale. L'instabilità del modo spirale è legato in particolare ad  $E_2$  la componente di  $\overline{D}_2(s)$ . Tale componente si riduce alla condizione che  $(L_\beta N_r - L_r N_\beta) > 0$ . Per arrivare alla stabilità dinamica è stato aumentato l'angolo diedro delle ali  $\Gamma_W$  fino a  $8^\circ$  e allo stesso tempo diminuito la superficie totale dell'ala verticale analizzando il modo di dutch roll, in quanto una diminuzione della coda verticale abbassa lo smorzamento del dutch roll, allo stesso tempo un aumento dell'angolo diedro diminuisce anche esso lo smorzamento di roll. In seguito nella Tabella 5.5 si ha la variazione del  $T_S$  al variare dell'angolo diedro.

Sempre per ottenere la stabilità dinamica del modo spirale è stato cambiata l'orientazione della rastremazione dell'ala considerando  $\Lambda_{LE} = 0^\circ$ , mentre inizialmente era stato assunto  $\Lambda_{TE} = 0^\circ$ . Per dare un'idea di come cambia tale geometria il modo spirale è stato fatta una simulazione con  $\Gamma_W = 8^\circ$  e  $\Lambda_{TE} = 0^\circ$ , ottenendo un  $T_S = -94,4$ . Da questo si intuisce che un angolo di freccia negativo va a incidere sulla stabilità del modo spirale.

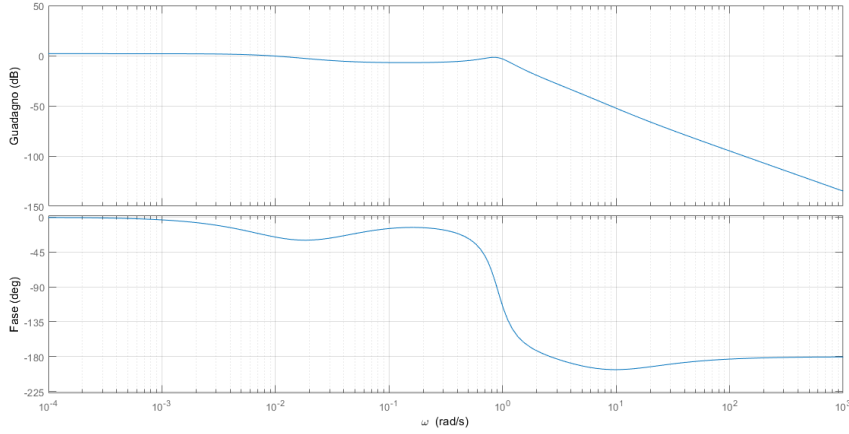


Figura 5.13: Tracciamento del diagramma di Bode della funzione  $\frac{\beta(s)}{\delta_A(s)}$ .

### 5.4.1 Funzioni di trasferimento Alettone-Timone

Di seguito vengono riportate le funzioni di trasferimento:

$$\begin{aligned} \frac{\beta(s)}{\delta_A(s)} &= \frac{6,07s^3 + 51,29s^2 + 1,889s}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_A(s)} &= \frac{125,9s^3 - 6,722s^2 - 0,8552s}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_A(s)} &= \frac{-10,38s^3 - 161,8s^2 - 27,5s - 0,677}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \end{aligned} \quad (5.49)$$

$$\begin{aligned} \frac{\beta(s)}{\delta_R(s)} &= \frac{0,4232s^4 + 103,5s^3 + 623,4s^2 - 79,36s}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_R(s)} &= \frac{2,372s^3 - 206,7s^2 - 309,9s}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_R(s)} &= \frac{-101,2s^3 - 633,9s^2 - 95,33s - 113,3}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \end{aligned} \quad (5.50)$$

Per interpretare al meglio le funzioni di trasferimento sono state tracciate i diagrammi di Bode

Dall'analisi dei diagrammi di Bode delle funzioni di trasferimento si osserva che ha un andamento attenuante alle basse frequenze con un picco nella prossimità della pulsazione di duth roll, dove si ha un picco dovuto al valore basso dello smorzamento.

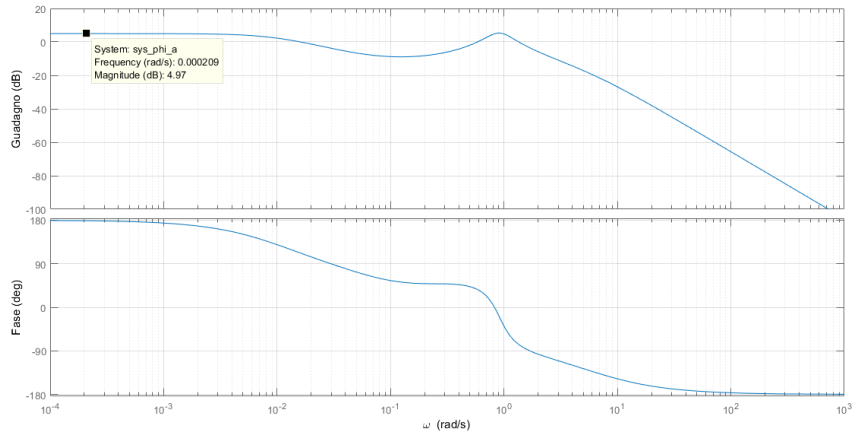


Figura 5.14: Tracciamento del diagramma di Bode  $\frac{\phi(s)}{\delta_A(s)}$ .

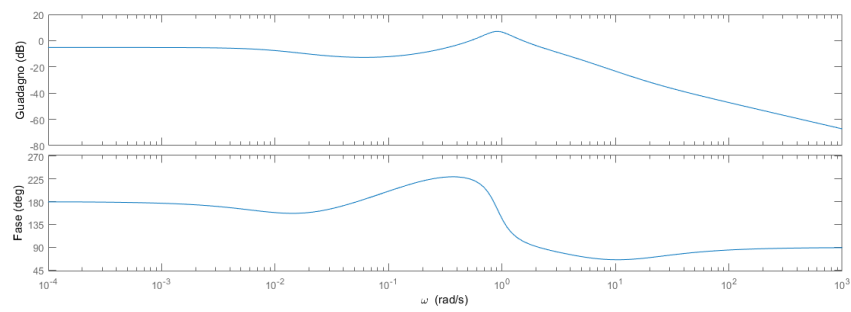


Figura 5.15: Tracciamento del diagramma di Bode  $\frac{\psi(s)}{\delta_A(s)}$ .

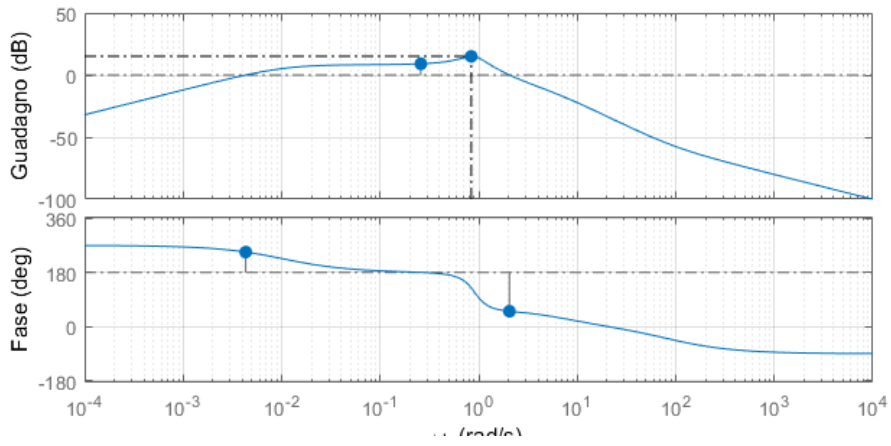


Figura 5.16: Tracciamento del diagramma di Bode  $\frac{\beta(s)}{\delta_R(s)}$ .

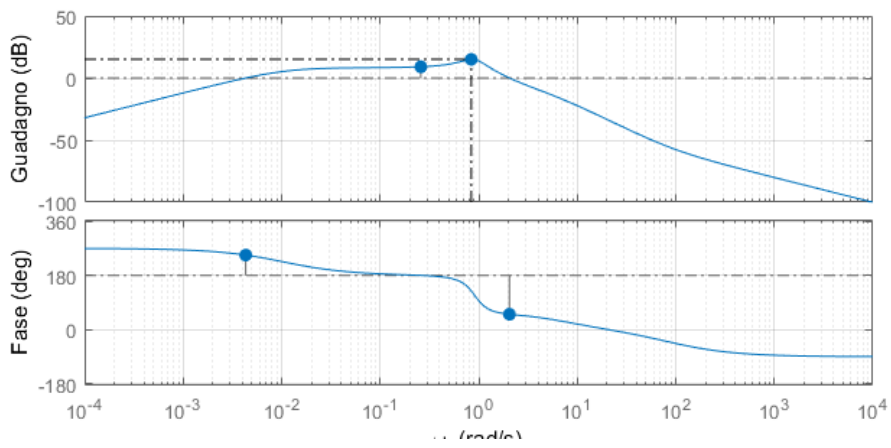


Figura 5.17: Tracciamento del diagramma di Bode  $\frac{\phi(s)}{\delta_R(s)}$ .

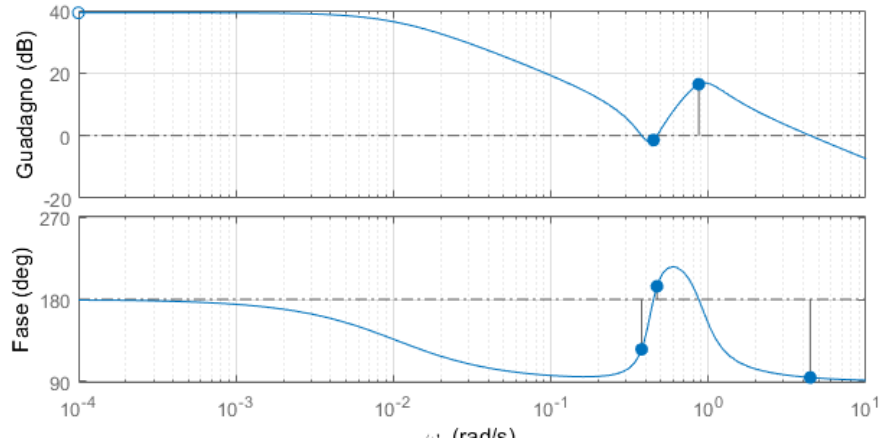


Figura 5.18: Tracciamento del diagramma di Bode  $\frac{\psi(s)}{\delta_R(s)}$ .

Per analizzare l'autorità delle superficie di controllo è stato utilizzato come input un gradino di  $1^\circ$  sia per l'alettone che per il timone di coda. La risposta del motoalante all'input pari a  $1^\circ$  di una durata di 2s degli alettoni si osserva nella Figura 5.20. Il requisito delle normative [24] impongono che in un arco di 4s il motoalante sia in grado di effettuare una manovra pari a  $\Delta\phi = 60^\circ$ . La deflessione dell'alettone si misura come  $\delta_A = \delta_L - \delta_R$  avendo ipotizzato una deflessione per singolo alettoni pari a  $\pm 30^\circ$ , la deflessione totale asimmetrica sarà pari a  $\delta_A = \pm 60^\circ$ . Rapportando la risposta per  $1^\circ$  di deflessione da parte del motoalante, si ottiene per una deflessione totale degli alettoni pari a  $60^\circ$  un  $\Delta\phi = 60^\circ$  in 2s, quindi il requisito è ampiamente soddisfatto.

Nelle stesse condizioni per la simulazione della deflessione dell'alettone si è fatta anche l'analisi della risposta ad 1 gradino pari a  $1^\circ$  di una durata di 2s del timone ottenendo il risultato nella Figura 5.19, osservando che ha una autorità molto alta pari  $5,8^\circ \cdot \delta_R$ . Nella fase di progettazione del timone si è supposto una deflessione massima di  $\delta_R \pm 20^\circ$  ne consegue che l'autorità del timone consente al motoalante di ruotare  $\Delta\psi = 116^\circ$  nell'arco di 2 secondi.

## 5.5 Stabilità Dinamica Laterale -Raffica di vento

L'ultima parte dell'analisi della stabilità dinamica, si concentra sullo studio delle funzioni di trasferimento rispetto ad un input generato da una velocità perturbativa laterale  $v_g$ . Si parte dalle equazioni del moto laterale, solo che

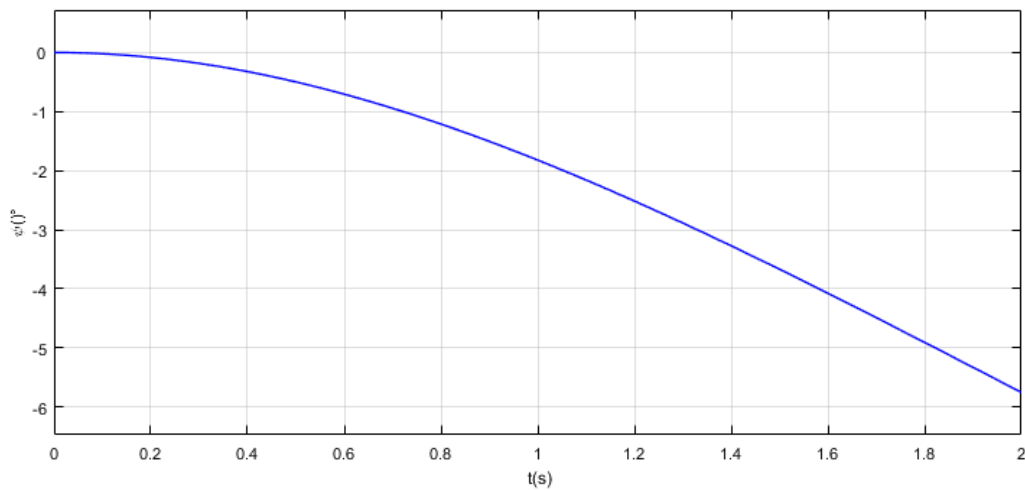


Figura 5.19: Risposta di  $\psi(t)$  ad un gradino  $1^\circ$ , 2s del timone di coda.

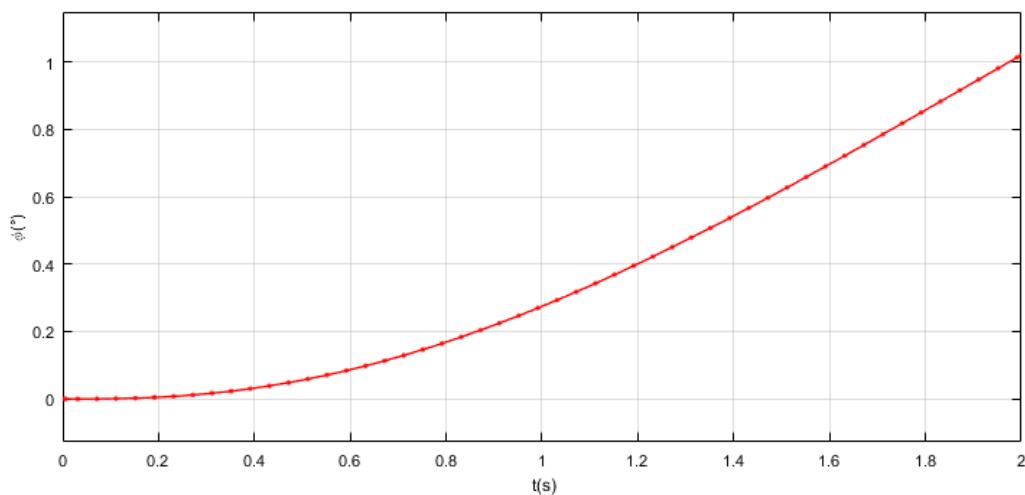


Figura 5.20: Risposta di  $\phi(t)$  ad un gradino  $1^\circ$ , 2s degli alettoni.

come input si avrà la velocità perturbativa anziché le superficie di controllo. Le condizioni iniziali della perturbazione si pongono :

$$V_{1s} = v = 0, \quad v_g(0) = 0, \quad \dot{v}_g(t) \neq 0 \quad (5.51)$$

Nel dominio di Laplace diventa:

$$L(\dot{v}_g) = sv_g(s) \quad (5.52)$$

Tale equazioni assumono la seguente forma nel dominio di Laplace:

$$\begin{aligned} (sV_{P_1} - Y_\beta)\beta(s) - (sY_p + g\cos(\Theta_1))\phi(s) + s(V_{P_1} - Y_r)\psi(s) &= sv_g(s) \\ -L_\beta\beta(s) + s(s - L_p)\phi(s) - s(sI_1 + L_r)\psi(s) &= 0 \\ -N_\beta\beta(s) - s(sI_2 + N_p)\phi(s) + s(s - N_r)\psi(s) &= 0 \end{aligned} \quad (5.53)$$

Avendo imposto le equazioni del moto nel dominio di Laplace, ed eseguendo lo stesso procedimento utilizzato per le superficie di controllo si arriva alle funzioni di trasferimento in funzione di  $v_g(s)$  tale funzioni sono:

$$\begin{aligned} \frac{\beta(s)}{v_g(s)} &= \frac{s^4 + 6,268s^3 + 2,667s^2}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\phi(s)}{v_g(s)} &= \frac{-14,09s^2 - 0,1261s}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,77s^2 + 119,4s + 1,236} \\ \frac{\psi(s)}{v_g(s)} &= \frac{0,2146s^3 + 3,418s^2}{24s^4 + 154,6s^3 + 92,85s^2 + 119,6s + 1,21} \end{aligned} \quad (5.54)$$

Nella Figura 5.21 e Figura 5.22 si osserva la tendenza del velivolo a smorzare la perturbazione esterna che va a generare una oscillazione di tipo dutch roll sfasata di  $90^\circ$ .



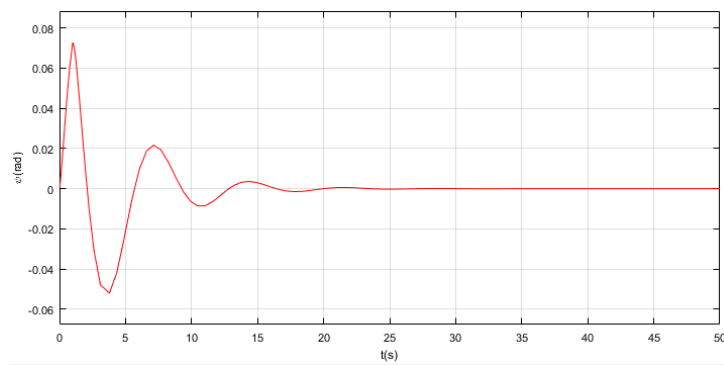


Figura 5.21: Andamento di  $\psi$  in risposta ad una perturbazione  $v_g = 4,8m/s$  per un tempo  $t=1$  s.

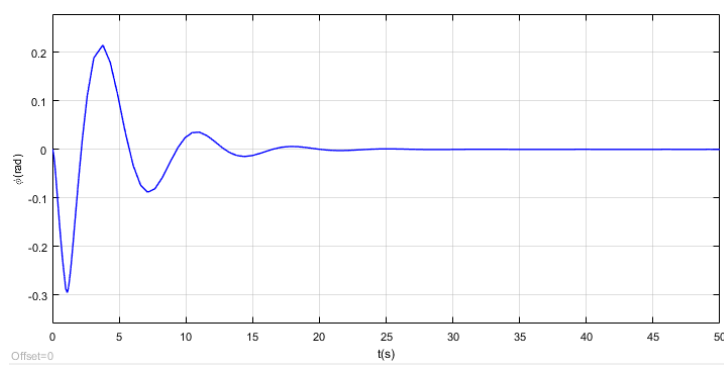


Figura 5.22: Andamento di  $\phi$  in risposta ad una perturbazione  $v_g = 4,8m/s$  per un tempo  $t=1$  s.



# Capitolo 6

## Conclusioni

Questa tesi è partita dall'analisi della stabilità statica e dinamica di un modello di velivolo preliminare del quale si conosceva l'involucro esterno e la massa totale. La tesi non si è concentrata solamente sul progettare (tramite le opportune modifiche rispetto al progetto preliminare) il velivolo in modo tale da renderlo stabile dinamicamente, si è concentrata sul rendere tale velivolo piacevole da pilotare per piloti principianti, senza particolari abilità. Le caratteristiche di volo sono state espresse in funzione delle variabili che caratterizzano il moto del velivolo analizzate nel Capitolo 5.

Dalle informazioni di massa e di geometria esterna è stata ripartita la massa totale del velivolo assegnando a ciascun componente la massa corrispondente e tenendo conto anche della massa del pilota al fine di ricavare il baricentro ed il tensore d'inerzia del velivolo, fondamentale per l'analisi dinamica. Il passo successivo è stato quello di calcolare i coefficienti derivativi e l'angolo d'attacco della coda orizzontale, tuttavia con la configurazione iniziale veniva un angolo pari a  $i_H = -19,65^\circ$  per la configurazione di volo livellato utilizzato nella progettazione. Tale angolo sarebbe stato inammissibile per l'efficienza aerodinamica del motoalante, quindi le scelte sono state due:

1. Aumentare la superficie della coda orizzontale
2. Modificare la configurazione geometrica del velivolo, in particolare la posizione del centro aerodinamico dell'ala rispetto al centro di massa del velivolo.

Aumentare la superficie della coda orizzontale avrebbe comportato un aumento della sua massa e della struttura della fusoliera dovuto ad un aumento del momento di beccheggio generato dalla coda orizzontale.

Quindi si è modificata la posizione alare rispetto al baricentro, tramite un processo iterativo tra il calcolo delle proprietà geometriche e di massa in **SolidWorks** e successivamente il calcolo dell'angolo  $i_H$  con **Datcom+**.

Una volta determinata la posizione delle ali ed il baricentro sono stati calcolati i coefficienti derivativi, seguendo due approcci uno approssimato tramite il metodo di Napolitano [18] e l'altro basato sul software **Datcom+**. Il metodo di Napolitano è stato molto utile, oltre a fornirci uno strumento di verifica dei dati ottenuti da **Datcom+**, ci ha fornito una correlazione diretta tra la geometria del motoalante e la sua influenza sui coefficienti derivativi.

In seguito i coefficienti derivativi adimensionali sono stati trasformati in coefficienti derivativi dimensionali dipendenti da pressione dinamica, massa, tensore d'inerzia e dalle lunghezze di riferimento  $b$  e  $\bar{c}$  e introdotti in seguito nelle equazioni del moto, disaccoppiate tra il moto longitudinale e laterale. Dalle equazioni del moto espresse nel dominio del tempo si è passati alle equazioni nel dominio di Laplace, ricavando in questo modo le funzioni di trasferimento tramite la regola di Cramer. Il criterio di Routh [25] applicato a  $\bar{D}_1(s)$  e  $\bar{D}_2(s)$  ha determinato se il moto era stabile o instabile.

In prima analisi il velivolo mostrava una instabilità del modo spirale, risolta aumentando l'angolo diedro  $\Gamma_W$  delle ali fino a  $8^\circ$  e cambiando l'orientazione della rastremazione dell'ala tale che  $\Lambda_{LE} = 0^\circ$  mentre il progetto preliminare aveva  $\Lambda_{TE} = 0^\circ$ . Allo stesso tempo è stato diminuito il volume di coda per migliorare sempre la stabilità del modo spirale, rispettando la condizione sullo smorzamento del modo di dutch roll prefissata inizialmente, in quanto  $\zeta_{dr}$  è dipendente da  $V_v$ .

Dopo aver ottenuto la stabilità dinamica, sono stati confrontati i valori caratterizzanti i vari modi del motoalante con quelli prefissati inizialmente, di seguito nella Tabella 6.1 viene fatto il confronto.

Si nota che sono stati rispettati tutti i requisiti tranne  $\omega_{sp}$  essendo in ogni caso dentro il range accettabile di volo.

Dopo la convalida della stabilità dinamica del motoalante si è passati alla convalida delle superfici di controllo, ottenendo per gli alettoni alla massima deflessione un  $\Delta\phi = 60^\circ$  in un tempo di 2 secondi. La massima deflessione asimmetrica degli alettoni corrisponde ad un  $\delta_A = 60^\circ$ . Per il timone di coda invece alla massima deflessione  $\delta_R = 20^\circ$  si ottiene una rotazione  $\Delta\psi = -116^\circ$ , in quanto ad una deflessione positiva del timone di coda corrisponde un rotazione negativa del motoalante rispetto alla terna di stabilità.

Si è verificato che l'autorità dell'equilibratore sia necessaria a garantire il bilanciamento del momento di beccheggio durante la fase di atterraggio con  $\alpha = 8^\circ$  e  $\delta_f = 40^\circ$  ottenendo  $\delta_E = 15,03^\circ$  per avere il bilanciamento del momento di beccheggio, con un margine di  $5^\circ$  rispetto alla massima deflessione ipotizzata dell'equilibratore.

Moto Longitudinale				Moto Laterale			
	requisiti	motoaliante			requisiti	motoaliante	
	breve periodo				dutch roll		
$\zeta_{sp}$	0,5-0,8	0,6728	✓	$\zeta_{dr}$	$\geq 0,08$	0,274	✓
$\omega_{sp}[\text{rad/s}]$	2,5-3,5	4,249	×	$\omega_{dr}\zeta_{dr}$	$\geq 0,15$	0,25	✓
	Fugoide(periodo lungo)				Tempo di roll e spirale		
$\zeta_p$	$>0$	0,0173	✓	$T_R(s)$	$<1$	0,168	✓
$\frac{\omega_p}{\omega_{sp}}$	$\leq 0,1$	0,095	✓	$T_S(s)$	$>28,8$	95,77	✓

Tabella 6.1: Confronto tra i requisiti ed i dati finali del motoaliante.

Nel complesso il motoaliante presenta buone capacità di reiezione dei disturbi esterni del moto longitudinale, dove si ha un alto smorzamento di breve periodo e solo il modo di fuogoide si smorza più lentamente. Mentre la reiezione dei disturbi del moto laterale rispetto alla maggior parte degli ultraleggeri [15] ha un comportamento molto stabile avendo un  $\zeta_{dr} \gg 0,08$  richiesto per buone qualità di stabilità dinamica laterale.

## 6.1 Sviluppi Futuri

Nell'ambito del progetto *Merlo* per arrivare alla costruzione del motoaliante serve completare la trattazione dell'analisi dinamica utilizzando i momenti d'inerzia reali del motoaliante. A tale scopo una futura continuazione della tesi comprenderebbe un dimensionamento strutturale del motoaliante finale comprendente anche gli strumenti di bordo i meccanismi delle superficie di controllo il montaggio dei pannelli solari per aggiornare i valori di massa ed i momenti d'inerzia e rifare l'analisi della stabilità. Come ultimo punto si dovrebbe fare un'analisi nella galleria del vento per verificare i coefficienti derivativi ottenuti per via numerica con quelli ottenuti per via sperimentale.



# Appendice A

## Matlab Script

```
1 clc
2 clear all
3 aero=datcomimport('provaHT.out',true,0)
4 aero_a=datcomimport('prova_ail1.out',true,0)
5 stat_a=aero_a{1}
6 stat=aero{1}
7 %%%%%%%%% INPUT DATA %%%%%%%%%
8 %Inertia Body Axes
9 m=272% mass of sailplane+pilot
10 lyy=285
11 lxx=722
12 lzz=995
13 lxz=9
14 l1=lxz/lxx
15 l2=lxz/lzz
16 U1=24% trim velocity [m/s]
17 i=4 %dal datcom l'i-esimo valore di alpha
18 xlewing=1.6 %Distance between leading edge of wing and fuselage
    nose
19 theta1=0%flight path angle between stability axes and interial
20 g=9.8065% gravity acceleration
21 h=((stat.xcg_b-xlewing)/stat.mac_w_tt) %distance from leading
    edge of mac,
22 %express as like a ratio of mac
23 Dh0_mac=-(stat.cma(i)/stat.cla(i)) % margin static stability in
    mac
24 %fraction , distance between
25 hn_mac_fix=h+Dh0_mac% Neutral Point stick fixed
26 %CG and Xac of whole sailplane
27 Vt=(stat.area_ht_tt/stat.area_w_te)*(stat.qcmac_ht_te-stat.xcg_b)
28 % aerodynamic volume tail from Etkin
29 %volume della coda
30 tau_e=0.6 % effectiveness of elevator , calculated from ce/ct ratio
```

```

31 dCm_dCL_el=(stat.cha_sym(1)/stat.chd_sym(i))*0.8*Vt...
32 *(1-stat.depsdalp(i))*tau_e %c_m_delta_e
33 hn_mac_free=hn_mac_fix-dCm_dCL_el -h
34 ih=stat.cla(i)*(-stat.cm(i))
35 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
36 %longitudinal Dynamic stability
37 stat.delta=deg2rad(stat.delta)
38 % massa aereo
39 % trim velocity body axes
40 Vp1=U1% at trim condition
41 rho=1.17% densità in seguito la definirò meglio
42 q1=0.5*(U1^2)*rho
43 %%%rudder coefficient%%
44 cyr=0.0333 %coefficient of lateral force due to rudder
45 cydr=0.046418762%%coefficient coupling between
46 %lateral force and roll momento due to rudder
47 cldr=0.001122193%coefficient of roll momento due to rudder
48 cndr=-0.141 % coefficient of coup
49
50 %%% Dimensional Coefficient Longitudinal Motion%%
51 cda=2*stat.cl(i)*stat.cla(i)/(pi*stat.aspectratio_w_tt)
52 X_u=-q1*stat.sref*(2*stat.cd(i))/(m*U1)
53 X_alpha=-q1*stat.sref*(cda-stat.cl(i))/(m)
54 Z_u=-q1*stat.sref*(2*stat.cl(i))/(m*U1)
55 Z_alpha_d=-(q1*stat.sref*stat.cbar*stat.clad(i))/(2*m*U1)
56 cl_delta_e=(stat.dcl_sym(1)-stat.dcl_sym(9))/(stat.delta(1)-stat.
57 delta(9))
58 Z_delta_e=(-q1*stat.sref*cl_delta_e/m)
59 M_u=(q1*stat.sref*stat.cbar*2*stat.cm(i))/(U1*Iyy)
60 M_alpha=(q1*stat.sref*stat.cbar*stat.cma(i))/(Iyy)
61 cm_delta_e=(stat.dcm_sym(1)-stat.dcm_sym(9))/(stat.delta(1)-stat.
62 delta(9))
63 M_delta_e=(q1*stat.sref*stat.cbar*cm_delta_e)/(Iyy)
64 M_alpha_d=(((q1*stat.sref*stat.cbar*stat.cmad(i))/(Iyy)))...
65 *(stat.mac_w_tt/(2*U1))
66 a_dcdi=stat.dcdi_sym(i,1:9) % estrapolazione del drag indotto
67 %dovuto alla deflessione
68 % dei flap all'i-esimo angolo d'attacco .
69 cd_delta_e=(a_dcdi(1)-a_dcdi(9))/(stat.delta(1)-stat.delta(9))
70 X_delta_e=-q1*stat.sref*cd_delta_e/m
71 Z_alpha=-q1*stat.sref*(stat.cla(i)+stat.cd(i))/m
72 Z_q=-q1*stat.sref*stat.clq(1)*stat.cbar/(2*m*U1)
73 M_q=q1*stat.sref*stat.cmq(1)*stat.cbar*stat.cbar/(2*Iyy*U1)
74 %express of Num_u, deflection elevator control
75 Au=X_delta_e*(Vp1-Z_alpha_d)
76 Bu=-X_delta_e*((Vp1-Z_alpha_d)*M_q+Z_alpha+M_alpha_d*(Vp1+Z_q))
77 ...
78 +Z_delta_e*X_alpha

```



```

76 Cu=X_delta_e*(M_q*Z_alpha+M_alpha_d*g*sin(theta1)-(M_alpha)*(Vp1+
    Z_q))
77 Du=g*sin(theta1)*X_delta_e*M_alpha-g*cos(theta1)*Z_delta_e*(
    M_alpha)...
78 +M_delta_e*(g*cos(theta1)*Z_alpha-g*sin(theta1)*X_alpha)
79 Num_u=[Au Bu Cu Du]
80 %expresso of Num_alpha, deflection elevator control
81 A_alpha=Z_delta_e
82 B_alpha=X_delta_e*Z_u-Z_delta_e*(X_u+M_q)+M_delta_e*(Z_q+Vp1)
83 C_alpha=X_delta_e*((Z_q+Vp1)*M_u-M_q*Z_u)+Z_delta_e*M_q*X_u...
84 -M_delta_e*(g*sin(theta1)+(Z_q+Vp1)*X_u)
85 D_alpha=-g*sin(theta1)*X_delta_e*M_u+g*cos(theta1)*Z_delta_e*M_u
    +...
86 M_delta_e*(g*sin(theta1)*X_u-g*cos(theta1)*Z_u)
87 Num_alpha=[A_alpha B_alpha C_alpha D_alpha]
88 %expression of Num_theta deflection elevator control
89 A_theta=Z_delta_e*M_alpha_d+M_delta_e*(Vp1-Z_alpha_d)
90 B_theta=X_delta_e*(Z_u*M_alpha_d+(Vp1-Z_alpha_d)*(M_u))+...
91 Z_delta_e*(M_alpha-M_alpha_d*(X_u))...
92 -M_delta_e*((Vp1-Z_alpha_d)*(X_u)-Z_alpha)
93 C_theta=X_delta_e*(M_alpha*Z_u-M_u*Z_alpha)-Z_delta_e...
94 *(M_alpha*X_u+X_alpha*M_u)+M_delta_e*(X_u*Z_alpha-X_alpha-Z_u
    )
95 Num_theta=[A_theta B_theta C_theta]
96 %Express D_1(s) characteristic of the longitudinal Stability
97 A1=(Vp1-Z_alpha_d)
98 B1=-(Vp1-Z_alpha_d)*(X_u+M_q)-Z_alpha-M_alpha_d*(Z_q+Vp1)
99 C1=(X_u)*(M_q*(Vp1-Z_alpha_d)+Z_alpha+M_alpha_d*(Vp1+Z_q))+M_q*
    Z_alpha...
100 -Z_u*X_alpha+M_alpha_d*g*sin(theta1)-(M_alpha*(Vp1+Z_q))
101 D1=g*sin(theta1)*(M_alpha-M_alpha_d*X_u)+g*cos(theta1)...
102 *(M_alpha_d*Z_u+M_u*(Vp1-Z_alpha_d))...
103 -X_alpha*M_u*(Z_q+Vp1)+Z_u*X_alpha*M_q+X_u*(M_alpha*(Z_q+Vp1)-M_q
    *Z_alpha)
104 E1=g*cos(theta1)*(Z_u*M_alpha-Z_alpha*M_u)+g*sin(theta1)...
105 *(M_u*X_alpha-X_u*M_alpha)
106 Dbar1=[A1 B1 C1 D1 E1]
107 %%%%Implementation Routh Criteria for stability%%%%%%%%
108 Routh=D1*((B1*C1)-A1*D1)-((B1^2)*E1)
109 if A1<=0
110 printf('Longitudinal Stability NON satisfied')
111 elseif B1<=0
112 printf('Longitudinal Stability NON satisfied')
113 elseif C1<=0
114 printf('Longitudinal Stability NON satisfied')
115 elseif D1<=0
116 printf('Longitudinal Stability NON satisfied')
117 elseif E1<=0
118 printf('Longitudinal Stability NON satisfied')

```

```

119 elseif Routh<=0
120     printf('Longitudinal Stability NON satisfied')
121 end
122 %%%% Implementation roots find %%%%
123 poles=roots(Dbar1)
124 figure
125 plot(poles, '*')
126 grid on
127 title('Longitudinal poles in the s-domain');
128 xlabel('Real Axis')
129 ylabel('Immaginary Axis');
130 omega_sp=sqrt(abs(poles(1,1)^2)) %pulse of short period
131 omega_ph=sqrt(abs(poles(3,1)^2)) % pulse of phugoid period
132 damp_sp=abs(real(poles(1,1)))/omega_sp % dump short period
133 damp_ph=abs(real(poles(3,1)))/omega_ph % dump phugoid period
134 %%%% transfer function longitudinal control deflection
135 %%%%
135 sys_1=tf(Num_u, Dbar1) %% transfer function u(s)/delta_e(s)
136 sys_2=tf(Num_alpha, Dbar1) % alpha(s)/delta_e(s)
137 sys_3=tf(Num_theta, Dbar1) % theta(s)/delta_e(s)
138 grid on
139 bode(sys_1)
140 bode(sys_2)
141 bode(sys_3)
142 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
143 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
144 %%%% Num due to vertical gust perturbation %%%%
145 Au_w=-sin(theta1)*(Vp1-Z_alpha_d)
146 Bu_w=sin(theta1)*((Vp1-Z_alpha_d)*M_q+Z_alpha...
147     +M_alpha_d*(Vp1+Z_q))+1*X_alpha
148 Cu_w=-sin(theta1)*(M_q*Z_alpha+M_alpha_d*g*sin(theta1)-(M_alpha)
149     *(Vp1+Z_q))
150 Du_w=g*sin(theta1)*(-sin(theta1))*M_alpha-g*cos(theta1)*(M_alpha)
151 Num_u_w=[Au_w Bu_w Cu_w Du_w 0]
152 %Num_alpha_w
153 A_alpha_w=1
154 B_alpha_w=-sin(theta1)*Z_u-(X_u+M_q)
155 C_alpha_w=-sin(theta1)*((Z_q+Vp1)*M_u-M_q*Z_u)+M_q*X_u
156 D_alpha_w=-g*sin(theta1)*(-sin(theta1))*M_u+g*cos(theta1)*M_u
157 Num_alpha_w=[A_alpha_w B_alpha_w C_alpha_w D_alpha_w 0]
158 %expression of Num_theta_w
159 A_theta_w=M_alpha_d
160 B_theta_w=-sin(theta1)*(Z_u*M_alpha_d+(Vp1-Z_alpha_d)*(M_u))...
161     +(M_alpha-M_alpha_d*(X_u))
162 C_theta_w=-sin(theta1)*(M_alpha*Z_u-M_u*Z_alpha)-(M_alpha*X_u+
163     X_alpha*M_u)
164 Num_theta_w=[A_theta_w B_theta_w C_theta_w 0]

```

```

165 %%% transfer function between vertical gust perturbation -w and
    variable
166 %%% perturbation u, alpha, theta
167 sys_1_w=tf(Num_u_w, Dbar1) %u(s)/w(s)
168 sys_2_w=tf(Num_alpha_w, Dbar1)%alpha(s)/w(s)
169 sys_3_w=tf(Num_theta_w, Dbar1)%theta(s)/w(s)
170 grid on
171 bode(sys_1_w)
172 bode(sys_2_w)
173 bode(sys_3_w)
174 omega_u_w=bandwidth(sys_1_w)
175 % omega bandwith of gust perturbation on u response
176 omega_alpha_w=bandwidth(sys_2_w)
177 %omega bandwith of gust perturbation on alpha response
178 omega_theta_w=bandwidth(sys_3_w)%
179
180 %Lateral Dynamic
181 a_cn=stat_a.cn_asy(i,1:9)
182 cnda=(a_cn(1)-a_cn(9))/((deg2rad(stat_a.deltal(1))...
183     -deg2rad(stat_a.deltar(1)))-(deg2rad(stat_a.deltal(9))...
184     -deg2rad(stat_a.deltar(9))))
185 %%% Dimensional derivative coefficient of lateral motion%%%%%%%%
186 Y_beta=q1*stat.sref*stat.cyb(1)/m
187 Y_r=q1*stat.sref*cyr*stat.blref/(2*U1*m)
188 Y_delta_r=q1*stat.sref*cydr/m
189 L_beta=q1*stat.sref*stat.clb(i)*stat.blref/lxx
190 L_r=q1*stat.sref*stat.blref*stat.clr(i)*stat.blref/(lxx*2*U1)
191 L_delta_r=q1*stat.sref*stat.blref*cldr/lxx
192 N_beta=q1*stat.sref*stat.cnb(1)*stat.blref/lzz
193 N_p=q1*stat.sref*stat.blref*stat.cnp(i)*stat.blref/(lzz*2*U1)
194 N_delta_a=q1*stat.sref*stat.blref*cnda/lzz
195 Y_p=q1*stat.sref*stat.blref*stat.cyp(i)/(m*2*U1)
196 Y_delta_a=0
197 L_p=q1*stat.sref*stat.blref*stat.blref*stat.clp(i)/(2*U1*lxx)
198 L_delta_a=q1*stat.sref*stat_a.croll(1)*stat.blref/lxx
199 N_r=q1*stat.sref*stat.blref*stat.cnr(i)*stat.blref/(lzz*2*U1)
200 N_delta_r=q1*stat.sref*stat.blref*cndr/lzz
201 %longitudinal denom Dbar2, charachteristic of lateral motion
202 A2=Vp1*(1-l1*l2)
203 B2=-Y_beta*(1-l1*l2)-Vp1*(L_p+N_r+l1*N_p+l2*L_r)
204 C2=Vp1*(L_p*N_r-N_p*L_r)+Y_beta*(L_p+N_r+l1*N_p+l2*L_r)...
205     -Y_p*(L_beta+l1*N_beta)+Vp1*(L_beta*l2+N_beta)-Y_r*(L_beta*l2
        +N_beta)
206 D2=-Y_beta*(L_p*N_r-N_p*L_r)+Y_p*(L_beta*N_r-L_r*N_beta)...
207     -g*(L_beta+l1*N_beta)+Vp1*(L_beta*N_p-L_p*N_beta)...
208     -Y_r*(L_beta*N_p-L_p*N_beta)
209 E2=g*(L_beta*N_r-L_r*N_beta)
210 Dbar2=[A2 B2 C2 D2 E2]
211

```

```

212 %lateral Num beta due to aileron deflection
213 A_beta_a=Y_delta_a*(1-I1*I2)
214 B_beta_a=-Y_delta_a*(L_p+N_r+I1*N_p+I2*L_r)+Y_p*(L_delta_a+I1*
      N_delta_a)...
215 +Y_r*(L_delta_a*I2+N_delta_a)-Vp1*(L_delta_a*I2+N_delta_a)
216 C_beta_a=Y_delta_a*(L_p*N_r-N_p*L_r)+Y_p*(L_r*N_delta_a-N_r*
      L_delta_a)+...
217 g*(L_delta_a+I1*N_delta_a)
218 +Y_r*(L_delta_a*N_p-N_delta_a*L_p)-Vp1*(L_delta_a*N_p-
      N_delta_a*L_p)
219 D_beta_a=g*(L_r*N_delta_a-N_r*L_delta_a)
220 Num_beta_a=[A_beta_a B_beta_a C_beta_a D_beta_a 0]
221
222 %Lateral Num_phi due to aileron deflection
223 A_phi_a=Vp1*(L_delta_a+I1*N_delta_a)
224 B_phi_a=Vp1*(L_r*N_delta_a-N_r*L_delta_a)-Y_beta*(L_beta+I1*
      N_beta)...
225 +Y_delta_a*(L_beta+I1*N_beta)
226 C_phi_a=-Y_beta*(L_r*N_delta_a-N_r*L_delta_a)...
227 +Y_delta_a*(L_r*N_beta-L_beta*N_r)+Vp1*(L_delta_a*N_beta...
228 -L_beta*N_delta_a)-Y_r*(L_delta_a*N_beta-L_beta*N_delta_a)
229 Num_phi_a=[A_phi_a B_phi_a C_phi_a 0]
230
231 %Lateral Num_psi due to aileron ,
232 A_psi_a=Vp1*(N_delta_a+I2*L_delta_a)
233 B_psi_a=Vp1*(L_delta_a*N_p-N_delta_a*L_p)-Y_beta*(N_delta_a+I2*
      L_delta_a)...
234 +Y_delta_a*(L_beta*I2+N_beta)
235 C_psi_a=-Y_beta*(L_delta_a*N_p-N_delta_a*L_p)+Y_p*(L_delta_a*
      N_beta...
236 -L_beta*N_delta_a)+Y_delta_a*(L_beta*N_p-L_p*N_beta)
237 D_psi_a=g*(L_delta_a*N_beta-L_beta*N_delta_a)
238 Num_psi_a=[A_psi_a B_psi_a C_psi_a D_psi_a]
239
240 %%%%%%%%% lateral Num due to rudder%%%%%%%%
241
242 %lateral Num beta due to aileron
243 A_beta_r=Y_delta_r*(1-I1*I2)
244 B_beta_r=-Y_delta_r*(L_p+N_r+I1*N_p+I2*L_r)+Y_p*(L_delta_r+I1*
      N_delta_r)...
245 +Y_r*(L_delta_r*I2+N_delta_r)-Vp1*(L_delta_r*I2+N_delta_r)
246 C_beta_r=Y_delta_r*(L_p*N_r-N_p*L_r)+Y_p*(L_r*N_delta_r-N_r*
      L_delta_r)...
247 +g*(L_delta_r+I1*N_delta_r)...
248 +Y_r*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)-Vp1*(L_delta_r*N_p-
      N_delta_r*L_p)
249 D_beta_r=g*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r)
250 Num_beta_r=[A_beta_r B_beta_r C_beta_r D_beta_r 0]
251

```

```

252 %Lateral Num_phi due to rudder , while phi
253 A_phi_r=Vp1*(L_delta_r+l1*N_delta_r)
254 B_phi_r=Vp1*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r)-Y_beta*(L_beta+l1*
      N_beta) ...
255     +Y_delta_r*(L_beta+l1*N_beta)
256 C_phi_r=-Y_beta*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r) ...
257     +Y_delta_r*(L_r*N_beta-L_beta*N_r)+Vp1*(L_delta_r*N_beta...
258     -L_beta*N_delta_r)-Y_r*(L_delta_r*N_beta-L_beta*N_delta_r)
259 Num_phi_r=[A_phi_r B_phi_r C_phi_r 0]
260
261 %Lateral Num_psi due to rudder deflection
262 A_psi_r=Vp1*(N_delta_r+l2*L_delta_r)
263 B_psi_r=Vp1*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)-Y_beta*(N_delta_r...
264     +l2*L_delta_r)+Y_delta_r*(L_beta*l2+N_beta)
265 C_psi_r=-Y_beta*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p) ...
266     +Y_p*(L_delta_r*N_beta-L_beta*N_delta_r) ...
267     +Y_delta_r*(L_beta*N_p-L_p*N_beta)
268 D_psi_r=g*(L_delta_r*N_beta-L_beta*N_delta_r)
269 Num_psi_r=[A_psi_r B_psi_r C_psi_r D_psi_r]
270
271 %% Check dynamic stability , Routh stability criteria
272 Routh2=D2*((B2*C2)-A2*D2)-((B2^2)*E2)
273 if A2<=0
274     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
275 elseif B2<=0
276     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
277 elseif C2<=0
278     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
279 elseif D2<=0
280     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
281 elseif E2<=0
282     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
283 elseif Routh2<=0
284     printf('Lateral-directional dynamic stability NON satisfied')
285 end
286 %%% check roots of characterisic equation lateral motion
      %%%
287 poles=roots(Dbar2)
288 figure
289 plot(poles , '*')
290 grid on
291 title('Lateral poles in the s-domain');
292 xlabel('Real Axis')
293 ylabel('Immaginary Axis');
294 omega_dr=sqrt(abs(poles(2,1)^2))%% dutch roll pulse
295 damp_dr=abs(real(poles(2,1)))/omega_dr%% dutch roll dump
296 t_rolling=-1/(poles(1,1)) % time of roll
297 t_spiral=-1/(poles(4,1)) % time of spiral
298 %%% Transfer function %%%

```

```

299 sys_beta_a=tf(Num_beta_a,Dbar2)
300 % transfer function between aileron deflection
301 % and sideslip angle beta
302 sys_phi_a=tf(Num_phi_a,Dbar2)%transfer function between aileron
    deflection
303 % and roll angle phi
304 sys_psi_a=tf(Num_psi_a,Dbar2)%transfer function between aileron
    %deflection and yaw angle psi
305
306
307 sys_beta_r=tf(Num_beta_r,Dbar2)
308 % transfer function between rudder deflection
309 % and sideslip angle beta
310 sys_phi_r=tf(Num_phi_r,Dbar2)%transfer function between rudder
    deflection
311 % and roll angle phi
312 sys_psi_r=tf(Num_psi_r,Dbar2)% transfer function between rudder
    %deflection and yaw angle psi
313
314
315
316 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
317 %lateral Gust perturbation
318 Y_delta_r=1
319 L_delta_r=0
320 N_delta_r=0
321 %lateral Num beta due to lateral gust v%%%%%%%%
322 A_beta_v=Y_delta_r*(1-I1*I2)
323 B_beta_v=-Y_delta_r*(L_p+N_r+I1*N_p+I2*L_r)+Y_p*(L_delta_r+I1*
    N_delta_r)...
324     +Y_r*(L_delta_r*I2+N_delta_r)-Vp1*(L_delta_r*I2+N_delta_r)
325 C_beta_v=Y_delta_r*(L_p*N_r-N_p*L_r)+Y_p*(L_r*N_delta_r-N_r*
    L_delta_r)...
326     +g*(L_delta_r+I1*N_delta_r)+Y_r*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)
    ...
327     -Vp1*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)
328 D_beta_v=g*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r)
329 Num_beta_v=[A_beta_v B_beta_v C_beta_v D_beta_v 0]
330
331 %Lateral Num_phi due to lateral gust v %%%%%%%%%
332 A_phi_v=Vp1*(L_delta_r+I1*N_delta_r)
333 B_phi_v=Vp1*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r)-Y_beta*(L_beta+I1*
    N_beta)...
334     +Y_delta_r*(L_beta+I1*N_beta)
335 C_phi_v=-Y_beta*(L_r*N_delta_r-N_r*L_delta_r)+Y_delta_r...
336     *(L_r*N_beta-L_beta*N_r)+Vp1*(L_delta_r*N_beta-L_beta*
    N_delta_r)...
337     -Y_r*(L_delta_r*N_beta-L_beta*N_delta_r)
338 Num_phi_v=[A_phi_v B_phi_v C_phi_v 0]
339
340 %Lateral Num_psi due to aileron , psi it's bank angle

```

```

341 A_psi_v=Vp1*(N_delta_r+I2*L_delta_r)
342 B_psi_v=Vp1*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)-Y_beta*(N_delta_r+I2*
    L_delta_r)...
343   +Y_delta_r*(L_beta*I2+N_beta)
344 C_psi_v=-Y_beta*(L_delta_r*N_p-N_delta_r*L_p)+Y_p*(L_delta_r*
    N_beta)...
345   -L_beta*N_delta_r)+Y_delta_r*(L_beta*N_p-L_p*N_beta)
346 D_psi_v=g*(L_delta_r*N_beta-L_beta*N_delta_r)
347 Num_psi_v=[A_psi_v B_psi_v C_psi_v D_psi_v]
348 %%%%%%%%%%
349 sys_beta_v=tf(Num_beta_v,Dbar2)
350 sys_phi_v=tf(Num_phi_v,Dbar2)
351 sys_psi_v=tf(Num_psi_v,Dbar2)

```





# Appendice B

## Datcom+ FILE IN

```
1 CASEID Solar Sailplane
2 DIM M
3 DAMP
4 DERIV RAD
5 PART
6
7 *TRIM
8 $FLITCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
9 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
10 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
11 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
12 GAMMA=0.$
13 $SYNTHS XCG=1.8, ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89, XV=5.125,
14 ZV=0.39, ALIH=-2.545$
15 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
16 $BODY NX=19.0, BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
17 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
18 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
19 ZU(1)=0.01,0.034,0.082,0.151,0.276,0.323,0.383,0.429,
20 0.455,0.464,0.472,0.477,0.479,0.475,0.455,0.44,0.417,0.399,0.399,
21 ZL(1)=0.01,-0.035,-0.065,-0.092,-0.124,-0.131,-0.138,-0.139,-0.121,
22 -0.095,-0.058,-0.011,0.04,0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
23 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
24 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063$
25 $SWGPLNF CHRDR=0.8,CHRDBP=0.71,CHRDTP=0.24,
26 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
27 DHDADI=7.,DHDADO=7.,TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0$
28
29 $WGSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=49.0,
30 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
31 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
32 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
33 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
34 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
35 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
36 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
37
38 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
39 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
40 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
41 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
42 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
43 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
44 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
45 0.000000,
46
47 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
48 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
49 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
50 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
51 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
52 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
53 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
54 0.000000,$
55 $SYMFLP FTYPE=1.0,
56 NDELTA=9.0, DELTA(1)=-40.0,-30.0,-20.0,-10.0,0.0,10.0,20.0,30.0,40.0,
57 CHRDFI=0.15, CHRDFO=0.15,
```

```

58     SPANFI=0.,   SPANFO=2.,
59     NTYPE=1.0$
60 SAVE
61 NEXT CASE
62 $ASYFLP STYPE=4.0, NDELTA=9.0,
63     DELTAR(1)=-30.0,-20.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,20.0,30.0,
64     DELTAL(1)=30.0,20.0,10.0,5.0,0.0,-5.0,-10.0,-20.0,-30.0,
65     SPANFI=3.0,SPANFO=6.,CHRDFI=.15,CHRDFO=.15$
66 SAVE
67 NEXT CASE
68 $HTPLNF CHRDR=0.425,CHRDTF=0.325,SAVSI=8.0,SSPN=1.2,SSPNE=1.2,TYPE=1.0$
69 $HTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=39.0,
70 XCORD=0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
71 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
72 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
73 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
74 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
75 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
76 1.0000000,
77 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
78 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
79 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
80 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
81 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
82 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
83 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
84 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
85 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
86 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
87 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
88 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
89 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$
90 $SYMFLP FTYPE=1.0,
91     NDELTA=9.0, DELTA(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,13.0,16.0,
92     CHRDFI=0.15,   CHRDFO=0.15,
93     SPANFI=0.,   SPANFO=1.2,
94     NTYPE=1.0$
95 $VTPLNF CHRDR=0.325,CHRDTF=0.225,SSPN=0.5,SAVSI=10.,SSPNE=0.5,TYPE=1.0$
96 $VTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=39.0,
97 XCORD=0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
98 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
99 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
100 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
101 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
102 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
103 1.0000000,
104 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
105 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
106 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
107 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
108 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
109 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
110 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
111 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
112 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
113 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
114 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
115 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
116 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$
117 CASEID SOLAR SAILPLANE

```

# Appendice C

## Datcom + FILE OUT

```
1 THIS SOFTWARE AND ANY ACCOMPANYING DOCUMENTATION
2 IS RELEASED "AS IS". THE U.S. GOVERNMENT MAKES NO
3 WARRANTY OF ANY KIND, EXPRESS OR IMPLIED, CONCERNING
4 THIS SOFTWARE AND ANY ACCOMPANYING DOCUMENTATION,
5 INCLUDING, WITHOUT LIMITATION, ANY WARRANTIES OF
6 MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE.
7 IN NO EVENT WILL THE U.S. GOVERNMENT BE LIABLE FOR ANY
8 DAMAGES, INCLUDING LOST PROFITS, LOST SAVINGS OR OTHER
9 INCIDENTAL OR CONSEQUENTIAL DAMAGES ARISING OUT OF THE
10 USE, OR INABILITY TO USE, THIS SOFTWARE OR ANY
11 ACCOMPANYING DOCUMENTATION, EVEN IF INFORMED IN ADVANCE
12 OF THE POSSIBILITY OF SUCH DAMAGES.
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
32
33
34
35
36
37
38
39
40
41
42
43
44
45
46
47
48
49
50
51
52
```

```
*****
* USAF STABILITY AND CONTROL DIGITAL DATCOM
*
* PROGRAM REV. JAN 96 DIRECT INQUIRIES TO:
*
* WRIGHT LABORATORY (WL/FIGC) ATTN: W. BLAKE
*
* WRIGHT PATTERSON AFB, OHIO 45433
*
* PHONE (513) 255-6764, FAX (513) 258-4054
*
*****
CONERR - INPUT ERROR CHECKING
0 ERROR CODES - N* DENOTES THE NUMBER OF OCCURENCES OF EACH ERROR
0 A - UNKNOWN VARIABLE NAME
0 B - MISSING EQUAL SIGN FOLLOWING VARIABLE NAME
0 C - NON-ARRAY VARIABLE HAS AN ARRAY ELEMENT DESIGNATION - (N)
0 D - NON-ARRAY VARIABLE HAS MULTIPLE VALUES ASSIGNED
0 E - ASSIGNED VALUES EXCEED ARRAY DIMENSION
0 F - SYNTAX ERROR
0***** INPUT DATA CARDS *****
DIM M
DAMP
DERIV RAD
PART
$FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
NALT=1.0,ALT(1)=1.,
NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
-5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
GAMMA=0.$
$SYNTHS XCG=1.8,ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89,XV=5.125,
ZV=0.39,ALIH=-2.545$
$OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
$BODY NX=19.0,BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
```

```

53      1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
54      ZU(1)= 0.01,0.034,0.082,0.151, 0.276,0.323,0.383, 0.429,
55      0.455, 0.464, 0.472, 0.477, 0.479, 0.475, 0.455, 0.44, 0.417,0.399,0.399,
56      ZL(1)=0.01,-0.035, -0.065, -0.092, -0.124, -0.131, -0.138,-0.139,-0.121,
57      -0.095,-0.058,-0.011, 0.04, 0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
58      R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
59      0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063 $
60 $SWGPLNF CHRDR=0.8,CHRDBP=0.71,CHRDTP=0.24,
61 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
62 DHDADI=7.,DHDADO=7., TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0 $
63 $SWGSCRH TYPEIN=1.0, NPTS=49.0,
64 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
65 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
66 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
67 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
68 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
69 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
70 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
71 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
72 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
73 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
74 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
75 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
76 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
77 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
78 0.000000,
79 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
80 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
81 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
82 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
83 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
84 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
85 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
86 0.000000,$
87 $SSYMLP FTYPE=1.0,
88 NDELTA=9.0, DELTA(1)=-40.0,-30.0,-20.0,-10.0,0.0,10.0,20.0,30.0,40.0,
89 CHRDFI=0.15, CHRDFO=0.15,
90 SPANFI=0., SPANFO=2.,
91 NTYPE=1.0 $
92 CASEID Solar Sailplane
93 NEXT CASE
94 DIM M
95 DAMP
96 DERIV RAD
97 PART
98 $FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
99 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
100 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
101 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
102 GAMMA=0.$
103 $SYNTHS XCG=1.8, ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89, XV=5.125,
104 ZV=0.39, ALIH=-2.545 $
105 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662 $
106 $BODY NX=19.0, BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
107 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
108 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
109 ZU(1)= 0.01,0.034,0.082,0.151, 0.276,0.323,0.383, 0.429,
110 0.455, 0.464, 0.472, 0.477, 0.479, 0.475, 0.455, 0.44, 0.417,0.399,0.399,
111 ZL(1)=0.01,-0.035, -0.065, -0.092, -0.124, -0.131, -0.138,-0.139,-0.121,
112 -0.095,-0.058,-0.011, 0.04, 0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
113 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
114 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063 $
115 $SWGPLNF CHRDR=0.8,CHRDBP=0.71,CHRDTP=0.24,
116 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
117 DHDADI=7.,DHDADO=7., TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0 $
118 $SWGSCRH TYPEIN=1.0, NPTS=49.0,
119 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
120 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
121 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
122 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
123 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
124 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
125 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
126 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
127 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
128 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
129 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
130 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
131 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
132 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
133 0.000000,
134 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
135 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,

```

```

136      -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
137      -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
138      0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
139      0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
140      0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
141      0.000000,$
142 $ASYFLP STYPE=4.0, NDELTA=9.0,
143 DELTAR(1)=-30.0,-20.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,20.0,30.0,
144 DELTAL(1)=30.0,20.0,10.0,5.0,0.0,-5.0,-10.0,-20.0,-30.0,
145 SPANFI=3.0,SPANFO=6.,CHRDFI=.15,CHRDFO=.15$
146 CASEID Solar Sailplane
147 NEXT CASE
148 DIM M
149 DAMP
150 DERIV RAD
151 PART
152 $FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
153 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
154 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
155 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
156 GAMMA=0.$
157 $SYNTHS XCG=1.8, ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89, XV=5.125,
158 ZV=0.39, ALIH=-2.545$
159 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
160 $BODY NX=19.0, BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
161 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
162 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
163 ZU(1)=0.01,0.034,0.082,0.151,0.276,0.323,0.383,0.429,
164 0.455,0.464,0.472,0.477,0.479,0.475,0.455,0.44,0.417,0.399,0.399,
165 ZL(1)=0.01,-0.035,-0.065,-0.092,-0.124,-0.131,-0.138,-0.139,-0.121,
166 -0.095,-0.058,-0.011,0.04,0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
167 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
168 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063$
169 $WGPLNF CHRDR=0.8,CHRDBP=0.71,CHRDTIP=0.24,
170 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
171 DHDADI=7.,DHDADO=7., TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0$
172 $WGSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=49.0,
173 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
174 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
175 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
176 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
177 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
178 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
179 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
180 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
181 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
182 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
183 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
184 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
185 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
186 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
187 0.000000,
188 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
189 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
190 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
191 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
192 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
193 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
194 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
195 0.000000,$
196 $HTPLNF CHRDR=0.425,CHRDTIP=0.325,SAVSI=8.0,SSPN=1.2,SSPNE=1.2,TYPE=1.0$
197 $HTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=39.0,
198 XCORD=0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
199 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
200 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
201 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
202 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
203 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
204 1.0000000,
205 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
206 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
207 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
208 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
209 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
210 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
211 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
212 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
213 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
214 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
215 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
216 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
217 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$
218 $SYMFLP FTYPE=1.0,

```

```

219 NDELTA=9.0, DELTA(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,13.0,16.0,
220 CHRDFI=0.15, CHRDFO=0.15,
221 SPANFI=0., SPANFO=1.2,
222 NTYPE=1.0$
223 $VTPLNF CHRDR=0.325,CHRDT=0.225,SSPN=0.5,SAVSI=10.,SSPNE=0.5,TYPE=1.0$
224 $VTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=39.0,
225 XCORD= 0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
226 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
227 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
228 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
229 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
230 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
231 1.0000000,
232 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
233 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
234 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
235 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
236 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
237 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
238 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
239 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
240 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
241 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
242 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
243 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
244 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$
245 CASEID TOTAL: Solar Sailplane
246 1 THE FOLLOWING IS A LIST OF ALL INPUT CARDS FOR THIS CASE.
247 0
248 DIM M
249 DAMP
250 DERIV RAD
251 PART
252 $FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
253 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
254 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
255 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
256 GAMMA=0.$
257 $$SYNTHS XCG=1.8, ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89, XV=5.125,
258 ZV=0.39, ALIH=-2.545$
259 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
260 $BODY NX=19.0, BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
261 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
262 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
263 ZU(1)= 0.01,0.034,0.082,0.151, 0.276,0.323,0.383, 0.429,
264 0.455, 0.464, 0.472, 0.477, 0.479, 0.475, 0.455, 0.44, 0.417,0.399,0.399,
265 ZL(1)=-0.01,-0.035, -0.065,-0.092, -0.124, -0.131,-0.138,-0.139,-0.121,
266 -0.095,-0.058,-0.011, 0.04, 0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
267 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
268 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063$
269 $SWGPLNF CHRDR=0.8,CHRDF=0.71,CHRDT=0.24,
270 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
271 DHDADI=7.,DHDADO=7., TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0$
272 $VTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=49.0,
273 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
274 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
275 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
276 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
277 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
278 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
279 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
280 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
281 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
282 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
283 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
284 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
285 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
286 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
287 0.000000,
288 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
289 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
290 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
291 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
292 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
293 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
294 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
295 0.000000,$
296 $$SYMFLP FTYPE=1.0,
297 NDELTA=9.0, DELTA(1)=-40.0,-30.0,-20.0,-10.0,0.0,10.0,20.0,30.0,40.0,
298 CHRDFI=0.15, CHRDFO=0.15,
299 SPANFI=0., SPANFO=2.,
300 NTYPE=1.0$
301 CASEID Solar Sailplane

```

```

302 NEXT CASE
303 OERROR ** FLAP INBOARD SPAN, SPANI = .00000E+00, IT IS INSIDE THE BODY AS DEFINED BY SSPN AND SSPNE
304 SPANI IS REDEFINED, SPANI = SSPN-SSPNE = .50000E-01
305
306 0 INPUT DIMENSIONS ARE IN M , SCALE FACTOR IS 1.0000
307
308 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
309 USER DEFINED WING SECTION
310 UPPER ABSCISSA UPPER ORDINATE LOWER ABSCISSA LOWER ORDINATE X-FRACTION CHORD
MEAN LINE THICKNESS
311 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000
312 .00334 -.00420 .00541 .00634 .00127 .00107
.01132
313 -.00236 .01541 .01092 -.00357 .00428
.02316
314 .00150 .02555 .01772 -.00810 .00961
.03735
315 .00860 .03474 .02548 -.01103 .01704
.04879
316 .01831 .04365 .03475 -.01422 .02653
.06017
317 .02999 .05153 .04613 -.01603 .03806
.06946
318 .04301 .05911 .06011 -.01793 .05156
.07892
319 .05814 .06746 .07584 -.01902 .06699
.08828
320 .07585 .07481 .09269 -.02048 .08427
.09677
321 .09494 .08246 .11170 -.02113 .10332
.10493
322 .11621 .08905 .13195 -.02200 .12408
.11217
323 .13884 .09573 .15406 -.02214 .14645
.11885
324 .16327 .10125 .17739 -.02237 .17033
.12442
325 .18893 .10669 .20231 -.02185 .19562
.12924
326 .21611 .11094 .22831 -.02133 .22221
.13283
327 .24439 .11499 .25561 -.02011 .25000
.13556
328 .27393 .11774 .28379 -.01877 .27886
.13687
329 .30428 .12010 .31304 -.01674 .30866
.13712
330 .33551 .12118 .34305 -.01450 .33928
.13588
331 .36730 .12183 .37388 -.01159 .37059
.13358
332 .39976 .12131 .40514 -.00842 .40245
.12985
333 .43261 .12038 .43687 -.00482 .43474
.12528
334 .46580 .11831 .46880 -.00101 .46730
.11936
335 .49911 .11577 .50089 .00308 .50000
.11271
336 .53250 .11221 .53290 .00716 .53270
.10505
337 .56575 .10823 .56477 .01112 .56526
.09711
338 .59865 .10330 .59645 .01476 .59755
.08856
339 .63101 .09801 .62781 .01816 .62941
.07991
340 .66268 .09199 .65876 .02103 .66072
.07106
341 .69353 .08582 .68915 .02353 .69134
.06245
342 .72342 .07917 .71886 .02540 .72114
.05397
343 .75225 .07262 .74775 .02679 .75000
.04605
344 .77993 .06593 .77565 .02757 .77779
.03860
345 .80640 .05949 .80236 .02781 .80438
.03194
346 .83083 .05310 .82717 .02742 .82900
.02594
347 .85464 .04698 .85136 .02644 .85300

```

```

348 .03671 .02080 .04102 .87359 .02491 .87500
349 .03297 .87641 .01635 .03542 .89481 .02295 .89600
350 .02919 .89719 .01269 .03008 .91402 .02062 .91500
351 .02535 .91598 .00966 .02507 .93218 .01803 .93300
352 .02155 .93382 .00722 .02035 .94734 .01522 .94800
353 .01778 .94866 .00529 .01594 .96141 .01226 .96194
354 .01410 .96247 .00382 .01182 .97305 .00928 .97347
355 .01055 .97389 .00268 .00812 .98263 .00636 .98296
356 .00724 .98329 .00188 .00496 .99015 .00378 .99039
357 .00437 .99063 .00128 .00245 .99556 .00173 .99572
358 .00209 .99588 .00080 .00079 .99883 .00043 .99893
359 .00061 .99903 .00042 .00000 1.00000 .00000 1.00000
360 .00000 1.00000 .00000
361 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
362 0 WING SECTION DEFINITION
363 IDEAL ANGLE OF ATTACK = 2.32577 DEG.
364 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = -8.33017 DEG.
365 IDEAL LIFT COEFFICIENT = 1.29114
366 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = -.25013
367 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .11587 /DEG.
368 LEADING EDGE RADIUS = .01550 FRACTION CHORD
369 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .13712 FRACTION CHORD
370 DELTA-Y = 3.55669 PERCENT CHORD
371 MACH= .0700 LIFT-CURVE-SLOPE = .11586 /DEG. XAC = .24087
372 WARNING*** BODY ALONE DYNAMIC DERIVATIVE METHOD VALID FOR NOSE CYLINDER ONLY
373 TAIL EFFECTS IGNORED]
374 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
375 CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP
376 WING-BODY CONFIGURATION
377 Solar Sailplane
378
379 ----- FLIGHT CONDITIONS -----
380 REFERENCE DIMENSIONS
381 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
382 REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
383 NUMBER NUMBER AREA
384 LONG. LAT. HORIZ VERT
385 M M M M/SEC M N/ M**2 DEG K 1/ M M**2
386 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360
387 .662 12.000 1.800 .290
388 0
389 0 ALPHA CD CL CM CN CA XCP CLA CMA
390 CYB CNB CLB
391 0
392 -8.0 .016 -.052 -.2314 -.054 .008 4.316 5.987E+00 6.170E-01
393 -4.069E-01 -5.438E-03 -6.259E-02
394 -5.0 .017 .268 -.2017 .266 .040 -.759 6.247E+00 5.180E-01
395 -6.063E-02
396 -1.0 .025 .717 -.1701 .716 .038 -.238 6.528E+00 3.789E-01
397 -5.789E-02
398 .0 .029 .831 -.1638 .831 .029 -.197 6.556E+00 3.406E-01
399 -5.720E-02
400 3.0 .043 1.175 -.1491 1.175 -.019 -.127 5.891E+00 1.799E-01
401 -5.510E-02
402 6.0 .058 1.448 -.1450 1.446 -.094 -.100 4.533E+00 -1.039E-02
403 -5.343E-02
404 8.0 .067 1.590 -.1474 1.584 -.155 -.093 2.836E+00 -1.298E-01
405 -5.256E-02
406 10.0 .072 1.646 NA 1.633 -.215 NA 3.579E-01 NA
407 -5.222E-02
408 0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE

```



404 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
 405 DYNAMIC DERIVATIVES  
 406 WING-BODY CONFIGURATION  
 407 Solar Sailplane  
 408  
 409

REFERENCE DIMENSIONS		FLIGHT CONDITIONS						
MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.		
REFERENCE NUMBER	LENGTH	MOMENT REF.	CENTER			NUMBER	AREA	
LONG.	LAT.	HORIZ	VERT					
M	M	M	M	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	
0	.070	1.00	23.82	1.0131E+05	288.143	1.6231E+06	7.360	
.662	12.000	1.800	.290					

DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN)							
YAWING			PITCHING		ACCELERATION		ROLLING
CNP	ALPHA	CLQ	CMQ	CLAD	CMAD	CLP	CYP
		CNR	CLR				
0	-8.00	2.256E+00	-4.988E-01	NDM	NDM	-5.322E-01	-1.876E-01
	2.735E-03	-3.354E-03	-1.828E-02				
	-5.00					-5.561E-01	-2.394E-01
	-3.824E-02	-4.799E-03	5.569E-02				
	-1.00					-5.854E-01	-3.120E-01
	-9.567E-02	-1.367E-02	1.592E-01				
	.00					-5.897E-01	-3.305E-01
	-1.103E-01	-1.722E-02	1.857E-01				
	3.00					-5.356E-01	-3.867E-01
	-1.554E-01	-3.100E-02	2.651E-01				
	6.00					-4.176E-01	-4.319E-01
	-1.924E-01	-4.520E-02	3.277E-01				
	8.00					-2.673E-01	-4.565E-01
	-2.134E-01	-5.361E-02	3.599E-01				
	10.00					-4.475E-02	-4.666E-01
	-2.226E-01	-5.689E-02	3.716E-01				

426 0\*\*\* NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST  
 427 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
 428 CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT  
 429 WING-BODY CONFIGURATION  
 430 Solar Sailplane  
 431

REFERENCE DIMENSIONS		FLIGHT CONDITIONS						
MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.		
REFERENCE NUMBER	LENGTH	MOMENT REF.	CENTER			NUMBER	AREA	
LONG.	LAT.	HORIZ	VERT					
M	M	M	M	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	
0	.070	1.00	23.82	1.0131E+05	288.143	1.6231E+06	7.360	
.662	12.000	1.800	.290					

BASIC BODY PROPERTIES							
PRESSURE DRAG	WETTED AREA	XCG	ZCG	BASE AREA	ZERO LIFT DRAG	BASE DRAG	FRICTION DRAG
.1706E-02	.3856E+01	1.80	.29	.0525	.2129E-02	.4229E-03	
	NA						

443 XCG RELATIVE TO THEORETICAL LEADING EDGE MAC=  
 444 .20  
 445

BASIC PLANFORM PROPERTIES							
ZERO LIFT	FRICTION	AREA	TAPER	ASPECT	QUARTER CHORD	QUARTER CHORD	
Y(MAC)	DRAG	COEFFICIENT	RATIO	RATIO	SWEEP	MAC	X(MAC)
0							
	TOTAL THEORITICAL	.7380E+01	.300	.1951E+02	1.441	.662E+00	.177E+01
	TOTAL EXPOSED	.7300E+01	.301	.1940E+02	1.441	.661E+00	.177E+01
		.439E-02					

456 0\*\*\* NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE  
 457 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
 458 CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT  
 459 WING-BODY CONFIGURATION

460  
461 Solar Sailplane

---

462 REFERENCE DIMENSIONS FLIGHT CONDITIONS REF.  
463 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS  
464 REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER NUMBER AREA  
465 LONG. LAT. HORIZ VERT  
466 M M M M/SEC M N/ M\*\*2 DEG K 1/ M M\*\*2  
467 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360  
468 .662 12.000 1.800 .290  
469 CLA-B(W)= 1.115E-03 CLA-W(B)= 1.037E-01 K-B(W)= 1.083E-02 K-W(B)= 1.007E+00  
470 XAC/C-B(W)= 3.058E-01

467  
468  
469  
470 ALPHA IV-B(W) IV-W(H) IV-B(H) GAMMA/  
471 GAMMA/ 2\*PI\*ALPHA\*V\*R  
472 (2\*PI\*ALPHA\*V\*R)T  
473 NA -8.000 .0000E+00 NA NA NDM  
474 NA -5.000 .0000E+00 NA NA .0000E+00  
475 NA -1.000 .0000E+00 NA NA .0000E+00  
476 NA .000 .0000E+00 NA NA .0000E+00  
477 NA 3.000 .0000E+00 NA NA .0000E+00  
478 NA 6.000 .0000E+00 NA NA NDM  
479 NA 8.000 .0000E+00 NA NA NDM  
480 NA 10.000 .0000E+00 NA NA NDM

480  
481  
482 DYNAMIC DERIVATIVE INCREMENTALS  
483 CLP(GAMMA=CL=0) = -5.3584E-01 CLP(GAMMA)/CLP (GAMMA=0) = 9.9434E-01 CNP/THETA = 1.6797E-03  
484 CYP/GAMMA = -1.9479E-01 CYP/CL (CL=0) = -1.7098E-01

485  
486 CLB/GAMMA (CMO/THETA)W (CMO/THETA)H  
487 -.1456E-03 -.1213E-02 NA

488 0\*\*\* NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST  
489 0\*\*\* NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE

490 1  
491 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
492 CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES  
493 WING PLAIN TRAILING-EDGE FLAP CONFIGURATION  
494 Solar Sailplane

---

495 REFERENCE DIMENSIONS FLIGHT CONDITIONS REF.  
496 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS  
497 REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER NUMBER AREA  
498 LONG. LAT. HORIZ VERT  
499 M M M M/SEC M N/ M\*\*2 DEG K 1/ M M\*\*2  
500 0 .070 1.00 23.82 4.4193E+01 933.585 1.5079E+05 7.360  
501 .662 12.000 1.800 .290  
502 INCREMENTS DUE TO DEFLECTION  
503 DELTA D(CL) D(CM) D(CL MAX) D(CD MIN) DERIVATIVES (PER DEGREE)  
504 (CH)D (CLA)D (CH)A  
505 -40.0 -.448 .1185 .322 .03608 NDM -7.395E-03  
506 -1.464E-02  
507 -30.0 -.380 .1098 .281 .02282 NDM  
508 -1.461E-02  
509 -20.0 -.327 .0873 .211 .01226 NDM  
510 -1.453E-02  
511 -10.0 -.188 .0466 .122 .00303 NDM  
512 -1.448E-02  
513 .0 .000 .0000 .000 .00000 NDM  
514 -1.448E-02  
515 10.0 .188 -.0466 .122 .00303 NDM  
516 -1.448E-02  
517 20.0 .327 -.0873 .211 .01226 NDM  
518 -1.453E-02  
519 30.0 .380 -.1098 .281 .02282 NDM  
520 -1.461E-02  
521 40.0 .448 -.1199 .322 .03608 NDM

```

-1.464E-02
513 0 *** NOTE * HINGE MOMENT DERIVATIVES ARE BASED ON TWICE THE AREA-MOMENT OF THE CONTROL ABOUT ITS HINGE LINE
514
515 0 ----- INDUCED DRAG COEFFICIENT INCREMENT , D(CDI) , DUE TO DEFLECTION -----
516 0 DELTA = -40.0 -30.0 -20.0 -10.0 .0 10.0 20.0 30.0
40.0
517 ALPHA
518 0
519 -8.0 1.20E-02 9.18E-03 7.23E-03 3.13E-03 -1.76E-06 -3.92E-04 1.09E-03 2.05E-03
3.60E-03
520 -5.0 7.81E-03 5.62E-03 4.16E-03 1.37E-03 6.59E-10 1.37E-03 4.16E-03 5.61E-03
7.80E-03
521 -1.0 2.20E-03 8.64E-04 7.01E-05 -9.77E-04 2.35E-06 3.71E-03 8.25E-03 1.04E-02
1.34E-02
522 .0 8.02E-04 -3.25E-04 -9.53E-04 -1.56E-03 2.93E-06 4.30E-03 9.27E-03 1.16E-02
1.48E-02
523 3.0 -3.40E-03 -3.89E-03 -4.02E-03 -3.32E-03 4.69E-06 6.06E-03 1.23E-02 1.51E-02
1.90E-02
524 6.0 -7.60E-03 -7.46E-03 -7.09E-03 -5.08E-03 6.46E-06 7.82E-03 1.54E-02 1.87E-02
2.32E-02
525 8.0 -1.04E-02 -9.83E-03 -9.14E-03 -6.26E-03 7.63E-06 8.99E-03 1.75E-02 2.11E-02
2.60E-02
526 10.0 -1.32E-02 -1.22E-02 -1.12E-02 -7.43E-03 8.81E-06 1.02E-02 1.95E-02 2.34E-02
2.88E-02
527 0***NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST
528 1 THE FOLLOWING IS A LIST OF ALL INPUT CARDS FOR THIS CASE.
529 0
530 DIM M
531 DAMP
532 DERIV RAD
533 PART
534 $FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
535 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
536 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
537 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
538 GAMMA=0.$
539 $SYNTHS XCG=1.8,ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89,XV=5.125,
540 ZV=0.39,ALIH=-2.545$
541 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
542 $BODY NX=19.0,BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
543 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
544 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
545 ZU(1)=0.01,0.034,0.082,0.151,0.276,0.323,0.383,0.429,
546 0.455,0.464,0.472,0.477,0.479,0.475,0.455,0.44,0.417,0.399,0.399,
547 ZL(1)=0.01,-0.035,-0.065,-0.092,-0.124,-0.131,-0.138,-0.139,-0.121,
548 -0.095,-0.058,-0.011,0.04,0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
549 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
550 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063$
551 $WGPLNF CHRDR=0.8,CHRDBP=0.71,CHRDTIP=0.24,
552 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
553 DHDADI=7.,DHDADO=7.,TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0$
554 $WGSCHR TYPEIN=1.0,NPTS=49.0,
555 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
556 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
557 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
558 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
559 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
560 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
561 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
562 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
563 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
564 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
565 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
566 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
567 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
568 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
569 0.000000,
570 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
571 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
572 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
573 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
574 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
575 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
576 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
577 0.000000,$
578 $ASYFLP STYPE=4.0,NDELTA=9.0,
579 DELTAR(1)=-30.0,-20.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,20.0,30.0,
580 DELTAL(1)=30.0,20.0,10.0,5.0,0.0,-5.0,-10.0,-20.0,-30.0,
581 SPANFI=3.0,SPANFO=6.,CHRDFI=.15,CHRDFO=.15$
582 CASEID Solar Sailplane
583 NEXT CASE
584 0 INPUT DIMENSIONS ARE IN M , SCALE FACTOR IS 1.0000
585

```

AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM							
USER DEFINED WING SECTION							
586	1	UPPER ABSCISSA	UPPER ORDINATE	LOWER ABSCISSA	LOWER ORDINATE	X-FRACTION	CHORD
587		THICKNESS					
588		MEAN LINE					
589		.00000	.00000	.00000	.00000	.00000	.00000
		.00000	.00000				
590		-.00420	.00541	.00634	.00127	.00107	
		.00334	.01132				
591		-.00236	.01541	.01092	-.00357	.00428	
		.00592	.02316				
592		.00150	.02555	.01772	-.00810	.00961	
		.00873	.03735				
593		.00860	.03474	.02548	-.01103	.01704	
		.01185	.04879				
594		.01831	.04365	.03475	-.01422	.02653	
		.01471	.06017				
595		.02999	.05153	.04613	-.01603	.03806	
		.01775	.06946				
596		.04301	.05911	.06011	-.01793	.05156	
		.02059	.07892				
597		.05814	.06746	.07584	-.01902	.06699	
		.02422	.08828				
598		.07585	.07481	.09269	-.02048	.08427	
		.02716	.09677				
599		.09494	.08246	.11170	-.02113	.10332	
		.03067	.10493				
600		.11621	.08905	.13195	-.02200	.12408	
		.03353	.11217				
601		.13884	.09573	.15406	-.02214	.14645	
		.03680	.11885				
602		.16327	.10125	.17739	-.02237	.17033	
		.03944	.12442				
603		.18893	.10669	.20231	-.02185	.19562	
		.04242	.12924				
604		.21611	.11094	.22831	-.02133	.22221	
		.04481	.13283				
605		.24439	.11499	.25561	-.02011	.25000	
		.04744	.13556				
606		.27393	.11774	.28379	-.01877	.27886	
		.04948	.13687				
607		.30428	.12010	.31304	-.01674	.30866	
		.05168	.13712				
608		.33551	.12118	.34305	-.01450	.33928	
		.05334	.13588				
609		.36730	.12183	.37388	-.01159	.37059	
		.05512	.13358				
610		.39976	.12131	.40514	-.00842	.40245	
		.05645	.12985				
611		.43261	.12038	.43687	-.00482	.43474	
		.05778	.12528				
612		.46580	.11831	.46880	-.00101	.46730	
		.05865	.11936				
613		.49911	.11577	.50089	.00308	.50000	
		.05943	.11271				
614		.53250	.11221	.53290	.00716	.53270	
		.05968	.10505				
615		.56575	.10823	.56477	.01112	.56526	
		.05968	.09711				
616		.59865	.10330	.59645	.01476	.59755	
		.05903	.08856				
617		.63101	.09801	.62781	.01816	.62941	
		.05809	.07991				
618		.66268	.09199	.65876	.02103	.66072	
		.05651	.07106				
619		.69353	.08582	.68915	.02353	.69134	
		.05468	.06245				
620		.72342	.07917	.71886	.02540	.72114	
		.05229	.05397				
621		.75225	.07262	.74775	.02679	.75000	
		.04970	.04605				
622		.77993	.06593	.77565	.02757	.77779	
		.04675	.03860				
623		.80640	.05949	.80236	.02781	.80438	
		.04365	.03194				
624		.83083	.05310	.82717	.02742	.82900	
		.04026	.02594				
625		.85464	.04698	.85136	.02644	.85300	
		.03671	.02080				
626		.87641	.04102	.87359	.02491	.87500	
		.03297	.01635				
627		.89719	.03542	.89481	.02295	.89600	
		.02919	.01269				
628		.91598	.03008	.91402	.02062	.91500	

629	.02535	.00966	.02507	.93218	.01803	.93300
	.02155	.00722				
630	.94866	.02035	.94734	.01522	.94800	
	.01778	.00529				
631	.96247	.01594	.96141	.01226	.96194	
	.01410	.00382				
632	.97389	.01182	.97305	.00928	.97347	
	.01055	.00268				
633	.98329	.00812	.98263	.00636	.98296	
	.00724	.00188				
634	.99063	.00496	.99015	.00378	.99039	
	.00437	.00128				
635	.99588	.00245	.99556	.00173	.99572	
	.00209	.00080				
636	.99903	.00079	.99883	.00043	.99893	
	.00061	.00042				
637	1.00000	.00000	1.00000	.00000	1.00000	
	.00000	.00000				

638 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
639 WING SECTION DEFINITION  
640 0 IDEAL ANGLE OF ATTACK = 2.32577 DEG.  
641  
642 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = -8.33017 DEG.  
643  
644 IDEAL LIFT COEFFICIENT = 1.29114  
645  
646 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = -.25013  
647  
648 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .11587 /DEG.  
649  
650 LEADING EDGE RADIUS = .01550 FRACTION CHORD  
651  
652 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .13712 FRACTION CHORD  
653  
654 DELTA-Y = 3.55669 PERCENT CHORD  
655  
656

657 0 MACH= .0700 LIFT-CURVE-SLOPE = .11586 /DEG. XAC = .24087  
658 WARNING\*\*\* BODY ALONE DYNAMIC DERIVATIVE METHOD VALID FOR NOSE CYLINDER ONLY  
659 TAIL EFFECTS IGNORED]

660 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
661 CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP  
662 WING-BODY CONFIGURATION  
663 Solar Sailplane  
664

FLIGHT CONDITIONS									
REFERENCE DIMENSIONS									
666	MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.		
	REFERENCE	LENGTH	MOMENT	REF. CENTER					
667	NUMBER					NUMBER	AREA		
	LONG.	LAT.	HORIZ	VERT					
668		M	M/SEC	M	N/ M**2	1/ M	M**2		
	M	M	M	M					
669	0 .070	1.00	23.82	1.0131E+05	288.143	1.6231E+06	7.360		
	.662	12.000	1.800	.290					
670	0								
671	0 ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP	CLA	CMA
	CYB	CNB	CLB						
672	0								
673	-8.0	.016	-.052	-.2314	-.054	.008	4.316	5.987E+00	6.170E-01
	-4.069E-01		-5.438E-03	-6.259E-02					
674	-5.0	.017	.268	-.2017	.266	.040	-.759	6.247E+00	5.180E-01
	-6.063E-02								
675	-1.0	.025	.717	-.1701	.716	.038	-.238	6.528E+00	3.789E-01
	-5.789E-02								
676	.0	.029	.831	-.1638	.831	.029	-.197	6.556E+00	3.406E-01
	-5.720E-02								
677	3.0	.043	1.175	-.1491	1.175	-.019	-.127	5.891E+00	1.799E-01
	-5.510E-02								
678	6.0	.058	1.448	-.1450	1.446	-.094	-.100	4.533E+00	-1.039E-02
	-5.343E-02								
679	8.0	.067	1.590	-.1474	1.584	-.155	-.093	2.836E+00	-1.298E-01
	-5.256E-02								
680	10.0	.072	1.646	NA	1.633	-.215	NA	3.579E-01	NA
	-5.222E-02								
681	0***	NA	PRINTED	WHEN	METHOD	NOT	APPLICABLE		
682	1								
683									
684									
685									
686									
687									

```

688 REFERENCE DIMENSIONS -----
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
689 NUMBER NUMBER AREA
LONG. LAT. HORIZ VERT
690 M M M M/SEC M N/ M**2 DEG K 1/ M M**2
691 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360
.662 12.000 1.800 .290
692 DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN)
693 0 -----PITCHING----- -----ACCELERATION----- -----ROLLING-----
-----YAWING-----
694 0 ALPHA CLQ CMQ CLAD CMAD CLP CYP
CNP CNR CLR
695 0
696 -8.00 2.256E+00 -4.988E-01 NDM NDM -5.322E-01 -1.876E-01
2.735E-03 -3.354E-03 -1.828E-02
697 -5.00 -5.561E-01 -2.394E-01
-3.824E-02 -4.799E-03 5.569E-02
698 -1.00 -5.854E-01 -3.120E-01
-9.567E-02 -1.367E-02 1.592E-01
699 .00 -5.897E-01 -3.305E-01
-1.103E-01 -1.722E-02 1.857E-01
700 3.00 -5.356E-01 -3.867E-01
-1.554E-01 -3.100E-02 2.651E-01
701 6.00 -4.176E-01 -4.319E-01
-1.924E-01 -4.520E-02 3.277E-01
702 8.00 -2.673E-01 -4.565E-01
-2.134E-01 -5.361E-02 3.599E-01
703 10.00 -4.475E-02 -4.666E-01
-2.226E-01 -5.689E-02 3.716E-01
704 0*** NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST
705 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
706 CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT
707 WING-BODY CONFIGURATION
708 Solar Sailplane
709 ----- FLIGHT CONDITIONS -----
REFERENCE DIMENSIONS -----
710 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
711 NUMBER NUMBER AREA
LONG. LAT. HORIZ VERT
712 M M M M/SEC M N/ M**2 DEG K 1/ M M**2
713 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360
.662 12.000 1.800 .290
714
715
716 BASIC BODY PROPERTIES
717
718 WETTED AREA XCG ZCG BASE AREA ZERO LIFT DRAG BASE DRAG FRICTION DRAG
719 PRESSURE DRAG .3856E+01 1.80 .29 .0525 .2129E-02 .4229E-03
.1706E-02 NA
720
721 XCG RELATIVE TO THEORETICAL LEADING EDGE MAC=
722 .20
723
724 BASIC PLANFORM PROPERTIES
725
726 TAPER ASPECT QUARTER CHORD QUARTER CHORD
727 ZERO LIFT FRICTION AREA RATIO RATIO SWEEP MAC X(MAC)
WING DRAG COEFFICIENT
728 Y(MAC)
729 0
730 TOTAL THEORETICAL .7380E+01 .300 .1951E+02 1.441 .662E+00 .177E+01
731 + .254E+01
732 TOTAL EXPOSED .7300E+01 .301 .1940E+02 1.441 .661E+00 .177E+01
733 + .257E+01 .112E-01 .439E-02
734 0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE
735 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
736 CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT
737 WING-BODY CONFIGURATION
738 Solar Sailplane
739 ----- FLIGHT CONDITIONS -----
REFERENCE DIMENSIONS -----
740 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
741 NUMBER NUMBER AREA

```

```

742 LONG.      LAT.      HORIZ      VERT
      M        M        M/SEC      M
743 0 .070     1.00     23.82     1.0131E+05     288.143     1.6231E+06     7.360
      .662     12.000     1.800     .290
744 0          CLA-B(W)= 1.115E-03     CLA-W(B)= 1.037E-01     K-B(W)= 1.083E-02     K-W(B)= 1.007E+00
      XAC/C-B(W)= 3.058E-01
745
746
747
748 GAMMA/          ALPHA      IV-B(W)      IV-W(H)      IV-B(H)      GAMMA/
749 (2*PI*ALPHA*V*R)T          2*PI*ALPHA*V*R
750 NA          -8.000     .0000E+00     NA          NA          NDM
751 NA          -5.000     .0000E+00     NA          NA          .0000E+00
752 NA          -1.000     .0000E+00     NA          NA          .0000E+00
753 NA          .000     .0000E+00     NA          NA          .0000E+00
754 NA          3.000     .0000E+00     NA          NA          .0000E+00
755 NA          6.000     .0000E+00     NA          NA          NDM
756 NA          8.000     .0000E+00     NA          NA          NDM
757 NA          10.000     .0000E+00     NA          NA          NDM
758
759
760 DYNAMIC DERIVATIVE INCREMENTALS
761 CLP(GAMMA=CL=0) = -5.3584E-01     CLP(GAMMA)/CLP (GAMMA=0) = 9.9434E-01     CNP/THETA = 1.6797E-03
762 CYP/GAMMA = -1.9479E-01          CYP/CL (CL=0) = -1.7098E-01
763
764 CLB/GAMMA          (CMO/THETA)W          (CMO/THETA)H
765 -.1456E-03          -.1213E-02          NA
766 0*** NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST
767 0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE
768 1
769 1
770 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
771 CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES
772 WING PLAIN TRAILING-EDGE FLAP CONFIGURATION
773 Solar Sailplane
-----
774 REFERENCE DIMENSIONS      FLIGHT CONDITIONS      REF.
      MACH      ALTITUDE      VELOCITY      PRESSURE      TEMPERATURE      REYNOLDS
      REFERENCE LENGTH      MOMENT REF.      CENTER
775 NUMBER          NUMBER          AREA
776 LONG.      LAT.      HORIZ      VERT
      M        M        M/SEC      M
777 0 .070     1.00     23.82     4.4193E+01     933.585     1.5079E+05     7.360
      .662     12.000     1.800     .290
778 0
779 0(DALTAL-DALTAR)= 60.0     40.0     20.0     10.0     .0     -10.0
      -20.0     -40.0     -60.0
780 0ALPHA
781 0
782 -8.0     4.681E-04     4.076E-04     2.369E-04     1.185E-04     0.000E+00     -1.185E-04     -2.369E-04
      -4.076E-04     -4.681E-04
783 -5.0     -2.667E-03     -2.322E-03     -1.350E-03     -6.750E-04     0.000E+00     6.750E-04     1.350E-03
      2.322E-03     2.667E-03
784 -1.0     -7.057E-03     -6.143E-03     -3.571E-03     -1.786E-03     0.000E+00     1.786E-03     3.571E-03
      6.143E-03     7.057E-03
785 .0     -8.177E-03     -7.119E-03     -4.138E-03     -2.069E-03     0.000E+00     2.069E-03     4.138E-03
      7.119E-03     8.177E-03
786 3.0     -1.154E-02     -1.005E-02     -5.841E-03     -2.921E-03     0.000E+00     2.921E-03     5.841E-03
      1.005E-02     1.154E-02
787 6.0     -1.420E-02     -1.236E-02     -7.186E-03     -3.593E-03     0.000E+00     3.593E-03     7.186E-03
      1.236E-02     1.420E-02
788 8.0     -1.556E-02     -1.355E-02     -7.875E-03     -3.938E-03     0.000E+00     3.938E-03     7.875E-03
      1.355E-02     1.556E-02
789 10.0     -1.606E-02     -1.398E-02     -8.128E-03     -4.064E-03     0.000E+00     4.064E-03     8.128E-03
      1.398E-02     1.606E-02
790 0
791 0
792 0
793 30.0
794 20.0
795 10.0
796 5.0
      DELTAL      DELTAR      (CL)ROLL
      -30.0      8.8580E-02
      -20.0      7.7116E-02
      -10.0      4.4830E-02
      -5.0      2.2415E-02

```

```

797 .0 .0 0.0000E+00
798 -5.0 5.0 -2.2415E-02
799 -10.0 10.0 -4.4830E-02
800 -20.0 20.0 -7.7116E-02
801 -30.0 30.0 -8.8580E-02
802 1 THE FOLLOWING IS A LIST OF ALL INPUT CARDS FOR THIS CASE.
803 0
804 DIM M
805 DAMP
806 DERIV RAD
807 PART
808 $FLTCON NMACH=1.0,MACH=0.07,
809 NALT=1.0,ALT(1)=1.,
810 NALPHA=8.0,ALSCHD(1)=-8.,
811 -5.0,-1.0,0.0,3.0,6.0,8.0,10.,
812 GAMMA=0.$
813 $SYNTHS XCG=1.8,ZCG=0.29,XW=1.6,ZW=0.43,XH=5.2,ZH=.89,XV=5.125,
814 ZV=0.39,ALIH=-2.545$
815 $OPTINS BLREF=12.0,SREF=7.36,CBARR=0.662$
816 $BODY NX=19.0,BNOSE=1.0,BTAIL=2.0,
817 X(1)=0.00,0.012,0.058,0.169,0.495,0.665,0.953,1.252,
818 1.495,1.624,1.766,1.923,2.099,2.325,2.831,3.211,3.798,4.301,5.5,
819 ZU(1)=0.01,0.034,0.082,0.151,0.276,0.323,0.383,0.429,
820 0.455,0.464,0.472,0.477,0.479,0.475,0.455,0.44,0.417,0.399,0.399,
821 ZL(1)=-0.01,-0.035,-0.065,-0.092,-0.124,-0.131,-0.138,-0.139,-0.121,
822 -0.095,-0.058,-0.011,0.04,0.109,0.234,0.254,0.25,0.245,0.245,
823 R(1)=0.01,0.017,0.041,0.074,0.134,0.162,0.188,0.213,
824 0.224,0.23,0.236,0.223,0.209,0.179,0.094,0.067,0.063,0.063$
825 $WGPLNF CHRDR=0.8,CHRDEP=0.71,CHRDTIP=0.24,
826 SSPN=6.0,SSPNOP=3.0,
827 DHDADI=7.,DHDADO=7.,TWISTA=-2.0,SSPNE=5.95,TYPE=1.0$
828 $WGSCHR TYPEIN=1.0,NPTS=49.0,
829 XCORD=0.00,0.00107,0.00428,0.00961,0.01704,0.02653,0.03806,
830 0.05156,0.06699,0.08427,0.10332,0.12408,0.14645,0.17033,
831 0.19562,0.22221,0.25000,0.27886,0.30866,0.33928,0.37059,
832 0.40245,0.43474,0.46730,0.50000,0.53270,0.56526,0.59755,
833 0.62941,0.66072,0.69134,0.72114,0.75000,0.77779,0.80438,
834 0.829,0.853,0.875,0.896,0.915,0.933,0.948,
835 .96194,0.97347,0.98296,0.99039,0.99572,0.99893,1.,
836 YUPPER=0.000000,0.009000,0.017500,0.027400,0.036250,0.044800,
837 0.052480,0.060050,0.068360,0.075550,0.083130,0.089610,0.096220,
838 0.101650,0.107040,0.111220,0.115220,0.117920,0.120240,0.121280,
839 0.121910,0.121370,0.120420,0.118330,0.115780,0.112210,0.108230,
840 0.103310,0.098040,0.092040,0.085900,0.079270,0.072730,0.066050,
841 0.059620,0.053230,0.047110,0.041140,0.035530,0.030180,0.025160,
842 0.020430,0.016010,0.011890,0.008180,0.005010,0.002490,0.000820,
843 0.000000,
844 YLOWER=0.000000,-0.002320,-0.005660,-0.009950,-0.012540,-0.015370,
845 -0.016980,-0.018870,-0.019920,-0.021220,-0.021800,-0.022560,-0.022630,
846 -0.022770,-0.022200,-0.021610,-0.020340,-0.018950,-0.016880,-0.014600,
847 -0.011670,-0.008480,-0.004860,-0.001030,0.003070,0.007160,0.011120,
848 0.014750,0.018130,0.020980,0.023450,0.025300,0.026680,0.027450,
849 0.027680,0.027290,0.026310,0.024790,0.022840,0.020520,0.017940,
850 0.015140,0.012190,0.009210,0.006300,0.003730,0.001690,0.000400,
851 0.000000,$
852 $HTPLNF CHRDR=0.425,CHRDTIP=0.325,SAVSI=8.0,SSPN=1.2,SSPNE=1.2,TYPE=1.0$
853 $HTSCHR TYPEIN=1.0,NPTS=39.0,
854 XCORD=0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
855 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
856 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
857 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
858 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
859 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
860 1.0000000,
861 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
862 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
863 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
864 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
865 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
866 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
867 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
868 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
869 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
870 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
871 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
872 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
873 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$
874 $SSMFLP FTYPE=1.0,
875 NDELTA=9.0,DELTA(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,13.0,16.0,
876 CHRDFI=0.15,CHRDFO=0.15,
877 SPANFI=0.,SPANFO=1.2,
878 NTYPE=1.0$
879 $VTPLNF CHRDR=0.325,CHRDTIP=0.225,SSPN=0.5,SAVSI=10.,SSPNE=0.5,TYPE=1.0$

```



```

880 SVTSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=39.0,
881 XCORD= 0.000,0.0025000,0.0050000,0.0087500,0.0125000,0.0187500,0.0250000,
882 0.0375000,0.0500000,0.0750000,0.1000000,0.1250000,0.1500000,0.1750000,
883 0.2000000,0.2250000,0.2500000,0.2750000,0.3000000,0.3250000,
884 0.3500000,0.3750000,0.4000000,0.4500000,0.5000000,0.5500000,
885 0.6000000,0.6500000,0.7000000,0.7500000,0.8000000,0.8250000,
886 0.8500000,0.8750000,0.9000000,0.9250000,0.9500000,0.9750000,
887 1.0000000,
888 YUPPER=0.0000000,0.0046700,0.0070200,0.0096800,0.0118800,
889 0.0149600,0.0175300,0.0217800,0.0252300,0.0307700,0.0350700,
890 0.0385000,0.0412100,0.0433000,0.0449200,0.0462100,0.0472700,0.0481700,
891 0.0488600,0.0492900,0.0494500,0.0493800,0.0491100,0.0480300,
892 0.0461700,0.0435000,0.0400400,0.0359000,0.0312600,0.0261800,
893 0.0208300,0.0180900,0.0153700,0.0127200,0.0100900,0.0075500,
894 0.0049100,0.0023400,0.0000000,
895 YLOWER=0.0000000,-.0035800,-.0052700,-.0072400,-.0088400,-.0110000,
896 -.0126800,-.0153600,-.0174400,-.0206400,-.0230500,-.0249600,-.0264700,
897 -.0276200,-.0284900,-.0291500,-.0296500,-.0300300,-.0302800,-.0303700,
898 -.0302700,-.0299800,-.0295200,-.0281500,-.0262000,-.0236700,-.0206300,
899 -.0172100,-.0136800,-.0101600,-.0069200,-.0054800,-.0042000,-.0031400,
900 -.0022200,-.0015400,-.0008300,-.0003000,0.0000000$

```

```

901 CASEID TOTAL: Solar Sailplane
902 0 INPUT DIMENSIONS ARE IN M , SCALE FACTOR IS 1.0000

```

```

903
904 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
905 USER DEFINED WING SECTION
906 UPPER ABSCISSA UPPER ORDINATE LOWER ABSCISSA LOWER ORDINATE X-FRACTION CHORD
907 MEAN LINE THICKNESS
908 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000
909 .00000 .00000 .00541 .00634 .00127 .00107
910 .00334 .01132 .01541 .01092 -.00357 .00428
911 .00592 .02316 .02555 .01772 -.00810 .00961
912 .00873 .03735 .03474 .02548 -.01103 .01704
913 .01185 .04879 .04365 .03475 -.01422 .02653
914 .01471 .06017 .05153 .04613 -.01603 .03806
915 .01775 .06946 .05911 .06011 -.01793 .05156
916 .02059 .07892 .06746 .07584 -.01902 .06699
917 .02422 .08828 .07481 .09269 -.02048 .08427
918 .02716 .09677 .08246 .11170 -.02113 .10332
919 .03067 .10493 .08905 .13195 -.02200 .12408
920 .03353 .11217 .09573 .15406 -.02214 .14645
921 .03680 .11885 .10125 .17739 -.02237 .17033
922 .03944 .12442 .10669 .20231 -.02185 .19562
923 .04242 .12924 .11094 .22831 -.02133 .22221
924 .04481 .13283 .11499 .25561 -.02011 .25000
925 .04744 .13556 .11774 .28379 -.01877 .27886
926 .04948 .13687 .12010 .31304 -.01674 .30866
927 .05168 .13712 .12118 .34305 -.01450 .33928
928 .05334 .13588 .12183 .37388 -.01159 .37059
929 .05512 .13358 .12131 .40514 -.00842 .40245
930 .05645 .12985 .12038 .43687 -.00482 .43474
931 .05778 .12528 .11831 .46880 -.00101 .46730
932 .05865 .11936 .11577 .50089 .00308 .50000
933 .05943 .11271 .11221 .53290 .00716 .53270
934 .05968 .10505 .10823 .56477 .01112 .56526
935 .05968 .09711 .10330 .59645 .01476 .59755

```

935	.05903	.08856				
		.63101	.09801	.62781	.01816	.62941
	.05809	.07991				
936		.66268	.09199	.65876	.02103	.66072
	.05651	.07106				
937		.69353	.08582	.68915	.02353	.69134
	.05468	.06245				
938		.72342	.07917	.71886	.02540	.72114
	.05229	.05397				
939		.75225	.07262	.74775	.02679	.75000
	.04970	.04605				
940		.77993	.06593	.77565	.02757	.77779
	.04675	.03860				
941		.80640	.05949	.80236	.02781	.80438
	.04365	.03194				
942		.83083	.05310	.82717	.02742	.82900
	.04026	.02594				
943		.85464	.04698	.85136	.02644	.85300
	.03671	.02080				
944		.87641	.04102	.87359	.02491	.87500
	.03297	.01635				
945		.89719	.03542	.89481	.02295	.89600
	.02919	.01269				
946		.91598	.03008	.91402	.02062	.91500
	.02535	.00966				
947		.93382	.02507	.93218	.01803	.93300
	.02155	.00722				
948		.94866	.02035	.94734	.01522	.94800
	.01778	.00529				
949		.96247	.01594	.96141	.01226	.96194
	.01410	.00382				
950		.97389	.01182	.97305	.00928	.97347
	.01055	.00268				
951		.98329	.00812	.98263	.00636	.98296
	.00724	.00188				
952		.99063	.00496	.99015	.00378	.99039
	.00437	.00128				
953		.99588	.00245	.99556	.00173	.99572
	.00209	.00080				
954		.99903	.00079	.99883	.00043	.99893
	.00061	.00042				
955		1.00000	.00000	1.00000	.00000	1.00000
	.00000	.00000				

956 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
957 WING SECTION DEFINITION  
958 0 IDEAL ANGLE OF ATTACK = 2.32577 DEG.  
959 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = -8.33017 DEG.  
960  
961 IDEAL LIFT COEFFICIENT = 1.29114  
962  
963 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = -.25013  
964  
965 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .11587 /DEG.  
966  
967 LEADING EDGE RADIUS = .01550 FRACTION CHORD  
968  
969 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .13712 FRACTION CHORD  
970  
971 DELTA-Y = 3.55669 PERCENT CHORD  
972  
973  
974

975 0 MACH= .0700 LIFT-CURVE-SLOPE = .11586 /DEG. XAC = .24087  
976 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
977 USER DEFINED HORIZONTAL TAIL SECTION  
978 UPPER ABSCISSA THICKNESS UPPER ORDINATE LOWER ABSCISSA LOWER ORDINATE X-FRACTION CHORD  
979 MEAN LINE  
979 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000 .00000  
980 .00055 .00179 .00461 .00321 -.00352 .00250  
981 .00087 .00429 .00698 .00571 -.00523 .00500  
982 .00122 .00803 .00965 .00947 -.00721 .00875  
983 .00152 .01170 .01185 .01330 -.00881 .01250  
984 .00198 .01781 .01493 .01969 -.01097 .01875  
985 .00243 .02397 .01749 .02603 -.01264 .02500  
986 .00321 .03641 .02175 .03859 -.01533 .03750  
987 .00321 .03714

987		.04889	.02520	.05111	-.01741	.05000
988	.00389	.04267				
988		.07391	.03075	.07609	-.02062	.07500
989	.00506	.05141				
989		.09901	.03505	.10099	-.02303	.10000
990	.00601	.05812				
990		.12414	.03849	.12586	-.02495	.12500
991	.00677	.06346				
991		.14928	.04120	.15072	-.02646	.15000
992	.00737	.06768				
992		.17440	.04329	.17560	-.02761	.17500
993	.00784	.07092				
993		.19949	.04492	.20051	-.02849	.20000
994	.00822	.07341				
994		.22455	.04621	.22545	-.02915	.22500
995	.00853	.07536				
995		.24958	.04727	.25042	-.02965	.25000
996	.00881	.07692				
996		.27462	.04817	.27538	-.03003	.27500
997	.00907	.07820				
997		.29969	.04886	.30031	-.03028	.30000
998	.00929	.07914				
998		.32476	.04929	.32524	-.03037	.32500
999	.00946	.07966				
999		.34981	.04945	.35019	-.03027	.35000
1000	.00959	.07972				
1000		.37484	.04938	.37516	-.02998	.37500
1001	.00970	.07936				
1001		.39986	.04911	.40014	-.02952	.40000
1002	.00979	.07863				
1002		.44993	.04803	.45007	-.02815	.45000
1003	.00994	.07618				
1003		.50001	.04617	.49999	-.02620	.50000
1004	.00998	.07237				
1004		.55009	.04350	.54991	-.02367	.55000
1005	.00991	.06717				
1005		.60017	.04004	.59983	-.02063	.60000
1006	.00971	.06067				
1006		.65024	.03590	.64976	-.01721	.65000
1007	.00935	.05311				
1007		.70030	.03126	.69970	-.01368	.70000
1008	.00879	.04494				
1008		.75033	.02618	.74967	-.01016	.75000
1009	.00801	.03634				
1009		.80034	.02083	.79966	-.00692	.80000
1010	.00695	.02775				
1010		.82532	.01809	.82468	-.00548	.82500
1011	.00631	.02357				
1011		.85030	.01537	.84970	-.00420	.85000
1012	.00558	.01957				
1012		.87526	.01272	.87474	-.00314	.87500
1013	.00479	.01586				
1013		.90022	.01009	.89978	-.00222	.90000
1014	.00393	.01231				
1014		.92517	.00755	.92483	-.00154	.92500
1015	.00301	.00909				
1015		.95011	.00491	.94989	-.00083	.95000
1016	.00204	.00574				
1016		.97505	.00234	.97495	-.00030	.97500
1017	.00102	.00264				
1017		1.00000	.00000	1.00000	.00000	1.00000
1018	.00000	.00000				

1018 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
1019 HORIZONTAL TAIL SECTION DEFINITION  
1020 0 IDEAL ANGLE OF ATTACK = .48843 DEG.  
1021  
1022 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = -1.18367 DEG.  
1023  
1024 IDEAL LIFT COEFFICIENT = .18936  
1025  
1026 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = -.02999  
1027  
1028 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .10122 /DEG.  
1029  
1030 LEADING EDGE RADIUS = .00465 FRACTION CHORD  
1031  
1032 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .07972 FRACTION CHORD  
1033  
1034 DELTA-Y = 2.06080 PERCENT CHORD  
1035  
1036  
1037 0 MACH= .0700 LIFT-CURVE-SLOPE = .10144 /DEG. XAC = .25858  
1038 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM

1039	USER DEFINED VERTICAL TAIL SECTION					
1040	UPPER ABSCISSA	UPPER ORDINATE	LOWER ABSCISSA	LOWER ORDINATE	X-FRACTION	CHORD
	MEAN LINE THICKNESS					
1041	.00000	.00000	.00000	.00000	.00000	.00000
1042	.00055	.00179	.00461	.00321	-.00352	.00250
1043	.00087	.00429	.00698	.00571	-.00523	.00500
1044	.00122	.00803	.00965	.00947	-.00721	.00875
1045	.00152	.01170	.01185	.01330	-.00881	.01250
1046	.00198	.01781	.01493	.01969	-.01097	.01875
1047	.00243	.02397	.01749	.02603	-.01264	.02500
1048	.00321	.03641	.02175	.03859	-.01533	.03750
1049	.00389	.04889	.02520	.05111	-.01741	.05000
1050	.00506	.07391	.03075	.07609	-.02062	.07500
1051	.00601	.09901	.03505	.10099	-.02303	.10000
1052	.00677	.12414	.03849	.12586	-.02495	.12500
1053	.00737	.14928	.04120	.15072	-.02646	.15000
1054	.00784	.17440	.04329	.17560	-.02761	.17500
1055	.00822	.19949	.04492	.20051	-.02849	.20000
1056	.00853	.22455	.04621	.22545	-.02915	.22500
1057	.00881	.24958	.04727	.25042	-.02965	.25000
1058	.00907	.27462	.04817	.27538	-.03003	.27500
1059	.00929	.29969	.04886	.30031	-.03028	.30000
1060	.00946	.32476	.04929	.32524	-.03037	.32500
1061	.00959	.34981	.04945	.35019	-.03027	.35000
1062	.00970	.37484	.04938	.37516	-.02998	.37500
1063	.00979	.39986	.04911	.40014	-.02952	.40000
1064	.00994	.44993	.04803	.45007	-.02815	.45000
1065	.00998	.50001	.04617	.49999	-.02620	.50000
1066	.00991	.55009	.04350	.54991	-.02367	.55000
1067	.00971	.60017	.04004	.59983	-.02063	.60000
1068	.00935	.65024	.03590	.64976	-.01721	.65000
1069	.00879	.70030	.03126	.69970	-.01368	.70000
1070	.00801	.75033	.02618	.74967	-.01016	.75000
1071	.00695	.80034	.02083	.79966	-.00692	.80000
1072	.00631	.82532	.01809	.82468	-.00548	.82500
1073	.00558	.85030	.01537	.84970	-.00420	.85000
1074	.00479	.87526	.01272	.87474	-.00314	.87500
1075	.00393	.90022	.01009	.89978	-.00222	.90000
1076	.00301	.92517	.00755	.92483	-.00154	.92500
1077	.00204	.95011	.00491	.94989	-.00083	.95000
1078	.00102	.97505	.00234	.97495	-.00030	.97500
1079	.00000	1.00000	.00000	1.00000	.00000	1.00000
1080	1					
1081						

AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM  
VERTICAL TAIL SECTION DEFINITION

```

1082 0 IDEAL ANGLE OF ATTACK = .48843 DEG.
1083
1084 ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = -1.18367 DEG.
1085
1086 IDEAL LIFT COEFFICIENT = .18936
1087
1088 ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = -.02999
1089
1090 MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .10122 /DEG.
1091
1092 LEADING EDGE RADIUS = .00465 FRACTION CHORD
1093
1094 MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .07972 FRACTION CHORD
1095
1096 DELTA-Y = 2.06080 PERCENT CHORD
1097
1098
1099 0 MACH= .0700 LIFT-CURVE-SLOPE = .10144 /DEG. XAC = .25858
1100 WARNING*** BODY ALONE DYNAMIC DERIVATIVE METHOD VALID FOR NOSE CYLINDER ONLY
1101 TAIL EFFECTS IGNORED]
1102 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
1103 CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP
1104 WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION
1105 TOTAL: Solar Sailplane
1106
1107 ----- FLIGHT CONDITIONS -----
1108 REFERENCE DIMENSIONS
1109 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
1110 REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER NUMBER AREA
1111 LONG. LAT. HORIZ VERT
1112 M M M M/SEC M N/ M**2 DEG K 1/ M M**2
1113 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360
1114 .662 12.000 1.800 .290
1115
1116 -----DERIVATIVE (PER RADIAN)-----
1117 0 ALPHA CD CL CM CN CA XCP CLA CMA
1118 CYB CNB CLB
1119 0
1120 -8.0 .023 -.146 .2702 -.148 .003 -1.829 6.396E+00 -1.352E+00
1121 -4.470E-01 6.299E-03 -6.368E-02
1122 -5.0 .021 .198 .1738 .196 .038 .888 6.703E+00 -1.894E+00
1123 -6.168E-02
1124 -1.0 .027 .678 .0365 .678 .039 .054 6.979E+00 -2.045E+00
1125 -5.883E-02
1126 .0 .030 .801 .0005 .801 .030 .001 7.004E+00 -2.070E+00
1127 -5.810E-02
1128 3.0 .044 1.167 -.1088 1.168 -.017 -.093 6.326E+00 -2.184E+00
1129 -5.588E-02
1130 6.0 .060 1.463 -.2283 1.461 -.093 -.156 4.991E+00 -2.521E+00
1131 -5.411E-02
1132 8.0 .071 1.622 -.3218 1.616 -.155 -.199 3.310E+00 -2.839E+00
1133 -5.320E-02
1134 10.0 .078 1.694 NA 1.682 -.217 NA 8.305E-01 NA
1135 -5.282E-02
1136
1137 ALPHA Q/QINF EPSLON D(EPSLON)/D(ALPHA)
1138 0
1139 0
1140 -8.0 1.000 -.103 .230
1141 -5.0 1.000 .587 .232
1142 -1.0 1.000 1.527 .234
1143 .0 1.000 1.761 .232
1144 3.0 1.000 2.439 .214
1145 6.0 1.000 3.048 .179
1146 8.0 1.000 3.375 .146
1147 10.0 .990 3.632 .129
1148
1149 0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE
1150 1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
1151 DYNAMIC DERIVATIVES
1152 WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION
1153 TOTAL: Solar Sailplane
1154
1155 ----- FLIGHT CONDITIONS -----
1156 REFERENCE DIMENSIONS
1157 MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF.
1158 REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER NUMBER AREA
1159 LONG. LAT. HORIZ VERT
1160 M M M M/SEC M N/ M**2 DEG K 1/ M M**2
1161 0 .070 1.00 23.82 1.0131E+05 288.143 1.6231E+06 7.360
1162 .662 12.000 1.800 .290
1163
1164 DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN)
1165 0 -----PITCHING----- -----ACCELERATION----- -----ROLLING-----

```

-----YAWING-----								
1146	0	ALPHA	CLQ	CMQ	CLAD	CMAD	CLP	CYP
	CNP		CNR	CLR				
1147	0							
1148		-8.00	8.012E+00	-3.161E+01	1.324E+00	-7.159E+00	-5.337E-01	-1.908E-01
		3.623E-03	-9.628E-03	-1.677E-02				
1149		-5.00			1.337E+00	-7.224E+00	-5.574E-01	-2.414E-01
		-3.767E-02	-1.121E-02	5.689E-02				
1150		-1.00			1.350E+00	-7.295E+00	-5.865E-01	-3.124E-01
		-9.555E-02	-2.023E-02	1.600E-01				
1151		.00			1.337E+00	-7.225E+00	-5.907E-01	-3.305E-01
		-1.103E-01	-2.380E-02	1.863E-01				
1152		3.00			1.234E+00	-6.672E+00	-5.367E-01	-3.855E-01
		-1.557E-01	-3.763E-02	2.654E-01				
1153		6.00			1.032E+00	-5.578E+00	-4.188E-01	-4.295E-01
		-1.931E-01	-5.183E-02	3.277E-01				
1154		8.00			8.407E-01	-4.544E+00	-2.685E-01	-4.533E-01
		-2.144E-01	-6.024E-02	3.596E-01				
1155		10.00			7.332E-01	-3.963E+00	-4.606E-02	-4.626E-01
		-2.238E-01	-6.349E-02	3.711E-01				
1156	1	AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM						
1157		CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT						
1158		WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION						
1159		TOTAL: Solar Sailplane						
1160		-----						
		REFERENCE DIMENSIONS			FLIGHT CONDITIONS			
1161		MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.
		REFERENCE	LENGTH	MOMENT REF.	CENTER		NUMBER	AREA
1162		NUMBER						
		LONG.	LAT.	HORIZ	VERT		1/ M	M**2
1163		M	M	M/SEC	N/ M**2	DEG K		
1164		0 .070	12.000	1.00	23.82	1.0131E+05	288.143	1.6231E+06
		.662		1.800		.290		7.360
1165								
1166								
1167								
1168								
		BASIC BODY PROPERTIES						
1169		WETTED AREA	XCG	ZCG	BASE AREA	ZERO LIFT DRAG	BASE DRAG	FRICTION DRAG
1170		PRESSURE DRAG	.3856E+01	1.80	.29	.0525	.2129E-02	.4229E-03
		.1706E-02	NA					
1171								
1172								
1173								
		XCG RELATIVE TO THEORETICAL LEADING EDGE MAC=						
1174		.20						
1175								
1176								
		BASIC PLANFORM PROPERTIES						
1177		ZERO LIFT	FRICTION	TAPER	ASPECT	QUARTER CHORD		QUARTER CHORD
1178				RATIO	RATIO	SWEEP	MAC	X(MAC)
1179		Y(MAC)	DRAG	AREA				
		WING	COEFFICIENT					
1180		0						
1181		TOTAL THEORETICAL						
1182		+.254E+01	.7380E+01	.300	.1951E+02	1.441	.662E+00	.177E+01
1183		TOTAL EXPOSED						
1184		+.257E+01	.7300E+01	.301	.1940E+02	1.441	.661E+00	.177E+01
		.112E-01	.439E-02					
1185		0 HORIZONTAL TAIL						
1186		TOTAL THEORETICAL						
1187		+.573E+00	.9000E+00	.765	.6400E+01	6.826	.377E+00	.537E+01
1188		TOTAL EXPOSED						
1189		+.573E+00	.9000E+00	.765	.6400E+01	6.826	.377E+00	.537E+01
		.140E-02	.487E-02					
1190		0 VERTICAL TAIL						
1191		TOTAL THEORETICAL						
1192		+.625E+00	.1375E+00	.692	.1818E+01	7.200	.278E+00	.524E+01
1193		TOTAL EXPOSED						
1194		+.235E+00	.1375E+00	.692	.1818E+01	7.200	.278E+00	.524E+01
		.227E-03	.516E-02					
1195		0*** NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE						
1196	1	AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM						
1197		CONFIGURATION AUXILIARY AND PARTIAL OUTPUT						
1198		WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION						
1199		TOTAL: Solar Sailplane						
1200		-----						
		REFERENCE DIMENSIONS			FLIGHT CONDITIONS			
1201		MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.

1202	REFERENCE LENGTH	MOMENT REF.	CENTER						
1203	NUMBER			NUMBER		AREA			
	LONG.	LAT.	HORIZ	VERT					
	M	M	M	M	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	
1204	0 .070	1.00	23.82	1.0131E+05	288.143	1.6231E+06	7.360		
	.662	12.000	1.800	.290					
1205	0	CLA-B(W)=	1.115E-03	CLA-W(B)=	1.037E-01	K-B(W)=	1.083E-02	K-W(B)=	1.007E+00
	XAC/C-B(W)=	3.058E-01							
1206	0	CLA-B(H)=	0.000E+00	CLA-H(B)=	9.293E-03	K-B(H)=	0.000E+00	K-H(B)=	1.000E+00
	XAC/C-B(H)=	1.605E-01							
1207	0	SIDEWASH, (1 + D(SIGMA)/D(BETA))QV/Q = 6.2950927E-01							
1208									
1209									
1210									
1211	GAMMA/	ALPHA	IV-B(W)	IV-W(H)	IV-B(H)	GAMMA/			
1212	(2*PI*ALPHA*V*R)T					2*PI*ALPHA*V*R			
1213	.5613E+00	-8.000	.0000E+00	NAN	-.1004E+00	NDM			
1214	.0000E+00	-5.000	.0000E+00	NAN	.0000E+00	.0000E+00			
1215	.0000E+00	-1.000	.0000E+00	NAN	.0000E+00	.0000E+00			
1216	.0000E+00	.000	.0000E+00	NAN	.0000E+00	.0000E+00			
1217	.0000E+00	3.000	.0000E+00	NAN	.0000E+00	.0000E+00			
1218	.4581E+00	6.000	.0000E+00	NAN	-.3937E-01	NDM			
1219	.5613E+00	8.000	.0000E+00	NAN	-.1004E+00	NDM			
1220	.7261E+00	10.000	.0000E+00	NAN	-.1612E+00	NDM			
1221									
1222									
1223									
1224		CLP(GAMMA=CL=0) =	-5.3584E-01	CLP(GAMMA)/CLP (GAMMA=0) =	9.9434E-01	CNP/THETA =	1.6797E-03		
1225		CYP/GAMMA =	-1.9479E-01	CYP/CL (CL=0) =	-1.7098E-01				
1226									
1227									
1228									
1229	0***	NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST							
1230	0***	NA PRINTED WHEN METHOD NOT APPLICABLE							
1231	1								
1232	1								
1233		AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM							
1234		CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES							
1235		TAIL PLAIN TRAILING-EDGE FLAP CONFIGURATION							
1236		TOTAL: Solar Sailplane							
		FLIGHT CONDITIONS							
1237	REFERENCE DIMENSIONS								
	MACH	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS	REF.		
1238	REFERENCE LENGTH	MOMENT REF.	CENTER						
	NUMBER					NUMBER	AREA		
	LONG.	LAT.	HORIZ	VERT					
	M	M	M	M	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	
1240	0 .070	1.00	23.82	4.4193E+01	933.585	1.5079E+05	7.360		
	.662	12.000	1.800	.290					
1241	0	INCREMENTS DUE TO DEFLECTION							
1242	0	DELTA	D(CL)	D(CM)	D(CL MAX)	D(CD MIN)	DERIVATIVES (PER DEGREE)		
	(CH)D						(CLA)D	(CH)A	
1243									
1244									
1245		-20.0	-.104	.5392	.061	.00756	NDM	-7.979E-03	
		-1.513E-02							
1246		-15.0	-.098	.5093	.049	.00491	NDM		
		-1.457E-02							
1247		-10.0	-.069	.3595	.035	.00265	NDM		
		-1.441E-02							
1248		-5.0	-.035	.1797	.018	.00132	NDM		
		-1.441E-02							
1249		.0	.000	-.0004	.000	.00000	NDM		
		-1.441E-02							
1250		5.0	.035	-.1797	.018	.00132	NDM		
		-1.441E-02							
1251		10.0	.069	-.3595	.035	.00265	NDM		
		-1.441E-02							
1252		13.0	.088	-.4575	.043	.00401	NDM		
		-1.447E-02							
1253		16.0	.103	-.5303	.051	.00544	NDM		
		-1.463E-02							

```

1254 0 *** NOTE * HINGE MOMENT DERIVATIVES ARE BASED ON TWICE THE AREA-MOMENT OF THE CONTROL ABOUT ITS HINGE LIN
1255
1256 0 ----- INDUCED DRAG COEFFICIENT INCREMENT , D(CDI) , DUE TO DEFLECTION -----
1257 0 DELTA = -20.0 -15.0 -10.0 -5.0 .0 5.0 10.0 13.0
16.0
1258 ALPHA
1259 0
1260 -8.0 6.30E-03 5.77E-03 3.31E-03 1.19E-03 -1.46E-06 -2.67E-04 3.91E-04 1.14E-03
1261 1.87E-03 4.57E-03 4.13E-03 2.14E-03 6.10E-04 -2.94E-07 3.14E-04 1.55E-03 2.62E-03
1262 -5.0 3.58E-03 2.27E-03 1.95E-03 6.05E-04 -1.60E-04 1.25E-06 1.08E-03 3.09E-03 4.58E-03
1263 -1.0 5.85E-03 1.69E-03 1.40E-03 2.20E-04 -3.52E-04 1.63E-06 1.28E-03 3.48E-03 5.07E-03
1264 .0 6.42E-03 1.69E-03 1.40E-03 2.20E-04 -3.52E-04 1.63E-06 1.28E-03 3.48E-03 5.07E-03
1265 3.0 -5.20E-05 -2.53E-04 -9.48E-04 -9.36E-04 2.80E-06 1.86E-03 4.64E-03 6.55E-03
1266 6.0 8.14E-03 -1.85E-03 -1.96E-03 -2.15E-03 -1.54E-03 4.00E-06 2.46E-03 5.85E-03 8.08E-03
1267 8.0 9.91E-03 -3.11E-03 -3.15E-03 -2.99E-03 -1.96E-03 4.84E-06 2.88E-03 6.69E-03 9.16E-03
1268 1.12E-02 1.0 0 -4.42E-03 -4.39E-03 -3.87E-03 -2.40E-03 5.72E-06 3.32E-03 7.56E-03 1.03E-02
1269 1.24E-02
0***NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST
1 END OF JOB.

```



# Bibliografia

- [1] John D. Anderson, Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill International Edition ISBN 007-125408-0.
- [2] *XFLR5- Analisi di stabilità* A. Deperrois - Novembre 2010.
- [3] Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere *Summary of Low-Speed Airfoil Data*.
- [4] F. Galè, A. Calza, *Scaling saiplanes* [www.B2Streamlines.com](http://www.B2Streamlines.com).
- [5] Courtland D. Perkins & Robert E. Hage, *Airplane Performance Stability and Control* John Wiley & Sons Inc 978-0471680468.
- [6] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control-Part I* Design, Analysis and Research Corporation, Lawrence, KS, 1995.
- [7] Marco Marzari, *Preliminary Dimensioning and Design of an Ultralight Acrobatic Motor-Glider Powered by a Self-Sufficient Electric Solution*, Università degli Studi di Padova 2016/2017.
- [8] Raymond F. Anderson, *Determination of the characteristics of tapered wings*, **NACA-TR-572**.
- [9] A. Silversetin and S. Katzoff, *Desing charts for predicting down-wash angles and wake characteristics behind plain and flapped wings*, **NACA-TR-648**.
- [10] <http://www.aerospaceweb.org/question/nature/q0237.shtml>.
- [11] <http://www.flight-mechanic.com/flight-controls-flaps/>.
- [12] Barnes W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, And Flight Mechanics*, John Wiley & Sons ISBN 0-471-03032-5.

- [13] John G. Lawry and Edward C. PoThamus, *A method for predicting lift increments due to flap deflection at low angles of attack in incompressible flow*, **NACA-TN-3911**.
- [14] Decision NO.2003/13/RM of the executive director of the agency, *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes*.
- [15] Michael V.COOK *Flight Dynamics Principles* II-Edition ,Elsevier ISBN:978-0-7506-6927-6.
- [16] Michael V.COOK *Flight Dynamics Principles*, III-Edition ,Elsevier.
- [17] Hoak, D. E., et al.," *The USAF Stability and Control DATCOM*" Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-3048, Oct. 1960 (Revised 1978).
- [18] Marcello R. Napolitano *Aircraft Dynamics* John Wiley & Sons, Inc ISBN 978-0-470-62667-2.
- [19] NACA, Technical Memorandum NO. 1036 *Aerodynamics of the Fuselage*.
- [20] *Estimating Sailplane Mass Properties* Rein I. Hoff and Guy B. Gratton School of Engineering and Design, Brunel University.
- [21] Vittorio Pajno *Sailplane Design* IBN EDITORE.
- [22] A.K. Kundu *Aircraft Design* Cambridge Aerospace Series.
- [23] Vittorio Pajno *Light Airplane and Glider Static and Dynamic Stability* IBN EDITORE, ISBN 9788875652173.
- [24] Decreto del presidente della repubblica 9 luglio 2010, n. 133 *Nuovo regolamento di attuazione della legge 25 marzo 1985, n. 106, concernente la Disciplina del volo da diporto o sportivo*.
- [25] M.Bisiacco, M.E.Valcher *Controlli Automatici* II Edizione, Libreria Progetto Padova .
- [26] David G. Hull *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics* Springer.