

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Valutazione sperimentale della dinamica di un velivolo dell'aviazione generale

Relatore: Professore Angelo Lerro Candidato: Alessandro Marchino

Corelatore: Dottorando Luca de Pasquale

Abstract

Flight qualities define the characteristics of an aircraft that influence its stability and maneuverability, which are fundamental aspects for safety and operational effectiveness. These qualities can be quantified through flight testing. This thesis aims to experimentally evaluate the dynamics of the Partenavia P68C, focusing on three dynamic modes: short period, phugoid, and dutch roll. In the initial phase, the most suitable maneuvers for exciting each mode were selected. To support this preliminary phase, a Cirrus SR22 simulator, implemented in Simulink, was used to assess the effectiveness of the maneuvers by varying the duration and intensity of the control inputs. Subsequently, a flight test was conducted, during which the pilots performed the predefined maneuvers. Data acquisition was carried out using an onboard sensor, installed prior to the test, which recorded key parameters for studying the aircraft's response to external perturbations. Finally, the analysis of the experimental data enabled the characterization of the P68C's dynamics, with particular reference to the short period, phugoid, and dutch roll modes.

Sommario

Le qualità di volo definiscono le caratteristiche di un aeroplano che influenzano la sua stabilità e manovrabilità, aspetti fondamentali per la sicurezza e l'efficacia operativa, e possono essere quantificate attraverso prove di volo. Il presente lavoro di tesi si propone di valutare sperimentalmente la dinamica del Partenavia P68C, concentrandosi su tre modi della dinamica: corto periodo, fugoide e dutch roll. In una prima fase, sono state selezionate le manovre più idonee per eccitare ciascun modo. A supporto di questa fase preliminare, è stato utilizzato il simulatore di un Cirrus SR22, implementato in Simulink, che ha permesso di valutare l'efficacia delle manovre, variando durata e intensità degli input di controllo. Successivamente, è stata condotta la prova di volo, durante la quale i piloti hanno eseguito le manovre predefinite. I dati sono stati acquisiti tramite un sensore di bordo, installato prima del test, che ha registrato parametri chiave per lo studio delle risposte del velivolo alle sollecitazioni. Infine, l'analisi dei dati sperimentali ha consentito di ottenere una caratterizzazione della dinamica del P68C, con particolare riferimento ai modi di corto periodo, fugoide e dutch roll.

Indice

El	lenco	delle figure	\mathbf{v}
El	lenco	delle tabelle	ix
Li	sta d	lei Simboli	xi
1	Intr	roduzione	1
	1.1	Obiettivi dello studio	1
	1.2	Struttura dell'elaborato	1
Ι	Fo	ondamento Teorico e Metodologie di Analisi	3
2	Par	tenavia P68C	4
	2.1	Velivolo test	4
	2.2	Specifiche tecniche	4
3	Din	amica del Volo	7
	3.1	Sistemi di riferimento	7
		3.1.1 Sistema di riferimento North-East-Down	7
		3.1.2 Sistema di riferimento degli assi di stabilità	8
		3.1.3 Orientamento e posizione del velivolo	8
	3.2	Equazioni del moto	9
4	Sta	bilità Dinamica	12
	4.1	Introduzione	12
	4.2	Teoria dei piccoli disturbi	13
	4.3	Dinamica longitudinale a comandi bloccati	17
	4.4	Dinamica latero-direzionale a comandi bloccati	18
	4.5	Requisiti stabilità dinamica	20
5	Flig	cht Test Technique	21
	5.1	Fugoide	21
	5.2	Corto periodo	22
	5.3	Dutch roll	23
	5.4	Definizione manovre	23

6	Met	todolog	gie per l'analisi dei dati	25
	6.1	Analis	si modi di breve periodo	25
		6.1.1	Stima del pilota (assenza di FTI)	25
		6.1.2	Log Decrement Method (impiego di FTI)	26
		6.1.3	Time Ratio Method (impiego di FTI)	27
	6.2	Analis	i modi di lungo periodo	29
		6.2.1	Metodo di analisi per sistemi poco smorzati	29
	6.3	Impler	mentazione dei metodi di analisi	31
7	Mo	dello S	imulink	33
	7.1	Cirrus	m SR22	33
	7.2	Model	lo Simulink del Cirrus SR22	35
		7.2.1	Fugoide	37
		7.2.2	Corto periodo	39
		7.2.3	Dutch roll	41
II	P	repar	azione ed Esecuzione della Prova di Volo	45
8	Flig	t Tes	t Instrumentation	46
	8.1	Dispos	sitivi impiegati nella FTI	46
		8.1.1	Spatial di Advanced Navigation	47
		8.1.2	Spatial Manager	49
		8.1.3	ForeFlight	51
	8.2	Dispos	sizione della FTI	52
		8.2.1	Vincoli e linee guida per l'installazione di Spatial	52
		8.2.2	Installazione di Spatial	54
		8.2.3	Vincoli e linee guida per l'installazione dell'antenna GNSS \ldots .	59
		8.2.4	Installazione dell'antenna	59
9	Pro	va di v	<i>z</i> olo	61
	9.1	Obiett	$ivo del test \dots \dots$	61
	9.2	Pianifi	icazione della prova di volo	61
		9.2.1	Sequenza e numero delle manovre	61
		9.2.2	Zona di operazioni	63
		9.2.3	Condizioni del test	64
		9.2.4	Navigation log	67
		9.2.5	Carburante	68

	9.2.6	Massa e bilanciamento	69
9.3	Flight	test report	71

III Analisi dei Dati di Volo

$\mathbf{74}$

10	Ana	lisi dati di volo	75
	10.1	Filtraggio dei dati	75
	10.2	Analisi dei dati di volo	79
		10.2.1 Corto periodo	80
		10.2.2 Fugoide	83
		10.2.3 Dutch roll	86
11	Con	clusioni	90
\mathbf{A}	Ope	rating Limitations P68C [1]	93
	A.1	Airspeed limitation table	93
	A.2	Crosswind	94
	A.3	Manoeuvre limits	94
	A.4	Flight load factor limits	94
	A.5	Weight and center of gravity limits	94
	A.6	Special note	95

Elenco delle figure

$2.1 \\ 2.2$	P68C, aeroporto di Torino-Aeritalia, 05/06/2021	$5\\5$
3.1	sistema di riferimento inerziale NED e sistema di riferimento Body $\left[5\right]$	9
4.1	tipici modi di movimento di un sistema dinamico $[20]$	13
5.1 5.2 5.3	esempio di singlet ideale applicato all'equilibratore	22 23 23
6.16.26.3	esempio di individuazione degli intervalli Δx relativamente alla variazione dell'angolo d'attacco nel tempo [11]	27 27
$6.4 \\ 6.5 \\ 6.6$	dell'angolo d'attacco nel tempo [11] \ldots Time Ratio Method Diagram [11] \ldots Grafico di esempio per l'individuazione delle ampiezze $X_n \in X_{n+1}$ [10] \ldots determinazione del coefficiente di smorzamento per un sistema poco smorzato [10] \ldots \ldots	28292930
 7.1 7.2 7.3 7.4 7.5 7.6 	Cirrus SR22 [2]	33 34 35 37 37
7.7 7.8 7.9	imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza massima. schema Simulink utilizzato per generare il doublet applicato all'equilibratore segnale di input applicato all'equilibratore per eccitare il corto periodo massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per il corto periodo; il segmento rosso verticale indica l'inizio della risposta libera. I picchi sono stati sele- zionati imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza	38 39 40
7.10	massima. . <t< td=""><td>40 41</td></t<>	40 41

7.11	massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per il dutch roll; il segmento rosso verticale indica l'inizio della risposta libera. I picchi sono stati sele- zionati imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza massima	42
7.12	schema Simulink utilizzato per generare il doublet applicato al timone	42
8.1	sensore Spatial [16] \ldots	47
8.2	disegno tecnico di Spatial [16], dimensioni in millimetri	47
8.3	interfaccia del software Spatial Manager	50
8.4	monitoraggio in tempo reale di alcuni parametri	51
8.5	interfaccia dell'applicazione ForeFlight	52
8.6	direzione degli assi di Spatial [16]	54
8.7	posizione dispositivo Spatial	54
8.8	piastra di montaggio e guida per i fori di Spatial (quote in mm). I fori sono	
	progettati per viti a testa cilindrica M2 [16]	55
8.9	principali quote di interesse in millimetri del binario per la realizzazione	• •
0.10	del supporto	56
8.10	supporto in alluminio per l'installazione di Spatial sul binario	56
8.11	quote in millimetri del supporto progettato per l'installazione di Spatial	56
8.12	progetto di installazione	57
8.13	realizzazione del supporto	58
8.14	Installazione di Spatial a bordo	58
8.15	posizione antenna GPS	60
9.1	schema con la sequenza delle manovre	62
9.2	rotta di volo [9]	64
9.3	NavLog - ForeFlight mobile app [9], consumo carburante in galloni ameri-	
	cani e percorrenze in miglia nautiche	68
9.4	posizione del centro di gravità per TOM e ZFM rispetto al datum posto in	
	corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala [1]	70
9.5	profilo di volo: andamento della quota e della velocità nel tempo	71
9.6	traiettoria di volo	72
10.1	PSD per le velocità angolari	76
10.2	PSD per le accelerazioni	77
10.3	filtro di Butterworth utilizzato per il filtraggio dei segnali	77
10.4	confronto tra dati raw e dati filtrati per le velocità angolari	78
10.5	confronto tra dati raw e dati filtrati per le accelerazioni $\ldots \ldots \ldots \ldots$	78

10.6	terza esecuzione del corto periodo (tabella 9.5)	81
10.7	massimi (rosso) e minimi (blu) individuati nei dati relativi alla 3ª esecu-	
	zione del corto periodo. Il segmento rosso indica l'inizio ipotizzato della	
	risposta libera.	81
10.8	applicazione del metodo TRM. Le linee tratteggiate verticali indicano gli	
	estremi dell'intervallo di media, mentre quella orizzontale indica il valore	
	medio	82
10.9	secondo e terzo fugoide (tabella 9.5)	84
10.10) massimi (in rosso) e minimi (in blu) individuati. Il segmento rosso indica	
	il possibile punto di inizio della risposta libera	84
10.11	1 applicazione del metodo KM alle due prove del fugoide	85
10.12	2analisi della prova DR3 (tabella 9.5). Il segmento rosso indica il possibile	
	inizio della risposta libera.	87
10.13	3 applicazione del metodo LDM alla velocità angolare di imbardata r per le	
	quattro prove eseguite. Le linee tratteggiate verticali indicano gli estremi	
	dell'intervallo di media, mentre quella orizzontale rappresenta il valore medio.	88

Elenco delle tabelle

2.1	principali caratteristiche del P68C [1]	6
3.1	componenti rispetto agli assi corpo del velivolo	11
7.1 7.2 7.3	principali caratteristiche del Cirrus SR22 [4]	34 38 40
7.4	confronto tra i valori di riferimento e stimati per il modo dutch roll con LDM e PEM	43
8.1 8.2 8.3	specifiche tecniche principali dei sensori di Spatial [16]	48 48 49
 9.1 9.2 9.3 9.4 9.5 	condizioni del test	65 69 70 71 73
10.1 10.2 10.3 10.4 10.5	risultati TRM applicato a SP3	82 83 85 86 86
10.6 10.7 10.8	risultati del metodo PEM applicato alla velocità angolare di imbardata r per le quattro prove del dutch roll	88 89 89
11.1	risultati finali dei parametri caratteristici dei tre modi dinamici $\ \ .\ .\ .$	90
A.1	airspeed limitations	93

Lista dei Simboli

Simbolo	Descrizione	Unità di misura
(●)∎	Derivata di una generica grandezza • rispetto a una certa variabile •	-
I_x	Momento d'inerzia rispetto all'asse \boldsymbol{x}_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
I_y	Momento d'inerzia rispetto all'asse y_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
I_z	Momento d'inerzia rispetto all'asse z_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
I_{xy}	Prodotto d'inerzia rispetto agli assi x_B e y_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
I_{xz}	Prodotto d'inerzia rispetto agli assi x_B e z_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
I_{yz}	Prodotto d'inerzia rispetto agli assi y_B e z_B	$\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$
L	Momento attorno all'asse x_B	$N \cdot m$
M	Momento attorno all'asse y_B	$N \cdot m$
N	Momento attorno all'asse z_B	$N \cdot m$
T	Periodo smorzato	S
V_{NE}	Never Exceed velocity	kt indicated AirSpeed (KIAS)
V_{NO}	Normal Operation velocity	kt indicated AirSpeed (KIAS)
X	Forza lungo l'asse x_B	Ν
Y	Forza lungo l'asse y_B	Ν
Ζ	Forza lungo l'asse z_B	Ν
Δt	intervallo di tempo	S
α	Angolo di attacco	0
β	Angolo di deriva o sideslip	0

ω	Vettore velocità angolare	rad/s
δ_e	Deflessione equilibratore	0
δ_p	Deflessione alettone	0
δ_r	Manetta	-
δ_r	Deflessione timone	0
λ	Autovalore	-
\mathbf{F}	Vettore risultante delle forze	Ν
Н	Vettore momento della quantità di moto	${\rm kg} \cdot {\rm m}^2/{\rm s}$
\mathbf{M}	Vettore risultante dei momenti	$N \cdot m$
V	Vettore velocità	m/s
ω_n	pulsazione naturale	$\rm rad/s$
ω	pulsazione smorzata	$\rm rad/s$
ϕ	Angolo di inclinazione laterale (angolo di Eulero)	o
ψ	Angolo di prua (angolo di Eulero)	0
heta	Angolo di elevazione (angolo di Eulero)	0
ζ	Coefficiente di smorzamento	-
e_r	Errore relativo percentuale	-
f	Frequenza smorzata	Hz
g	Accelerazione di gravità	${ m m/s}^2$
m	Massa del velivolo	kg
p	Velocità angolare di rollio	$\rm rad/s$
q	Velocità angolare di beccheggio	$\rm rad/s$
r	Velocità angolare di imbardata	$\rm rad/s$
$t_{1/2}$	Tempo di dimezzamento	S

u	Velocità lungo l'asse x_B	m/s
v	Velocità lungo l'asse y_B	m/s
w	Velocità lungo l'asse z_B	m/s
x_0	Autovettore	-

Capitolo 1 Introduzione

Lo studio della dinamica del volo, e in particolare della stabilità, si basa sulle equazioni del moto, uno strumento teorico fondamentale per descrivere il comportamento di un velivolo. Sebbene le analisi teoriche, supportate da prove in galleria del vento e simulazioni numeriche, forniscano informazioni preziose, è attraverso i test di volo che è possibile valutare il comportamento effettivo di un velivolo in condizioni operative reali.

L'analisi della stabilità dinamica è un aspetto cruciale per valutare le prestazioni e la sicurezza del velivolo, poiché un comportamento dinamico inadeguato può compromettere il controllo e la manovrabilità del mezzo.

In questo studio, la stabilità dinamica del velivolo viene valutata attraverso una prova di volo. Per condurre l'analisi, si è resa necessaria la registrazione di specifici dati di volo, acquisiti mediante un sistema di Flight Test Instrumentation (FTI). Il cuore di questa strumentazione è il dispositivo Spatial di Advanced Navigation, impiegato per registrare l'andamento delle grandezze necessarie alla descrizione dei modi della dinamica del velivolo.

1.1 Obiettivi dello studio

Il presente lavoro di tesi ha l'obiettivo di valutare la stabilità dinamica a comandi bloccati di un velivolo da aviazione generale, con particolare riferimento a tre modi fondamentali della dinamica: il corto periodo, il fugoide e il dutch roll.

L'analisi viene condotta esaminando la risposta del velivolo a specifici input sui comandi di volo, volti a eccitare tali modi. La risposta dinamica risultante viene quindi descritta attraverso una serie di parametri.

1.2 Struttura dell'elaborato

L'elaborato è articolato in tre parti principali:

• Parte I - Fondamenti teorici e Metodologie di Analisi

In questa sezione viene presentata una panoramica del velivolo test e dei principi teorici della stabilità dinamica. Si descrivono le manovre selezionate per il test di volo e i metodi di analisi impiegati. Inoltre, vengono provate le manovre e le



metodologie di analisi sfruttando il simulatore di un Cirrus SR22 implementato in Simulink.

• Parte II - Preparazione ed Esecuzione della Prova di Volo

Questa parte illustra la strumentazione impiegata, le modalità di installazione a bordo e la pianificazione della prova di volo. Particolare attenzione è dedicata alla Flight Test Instrumentation (FTI) utilizzata per la registrazione dei dati di volo, con una descrizione del dispositivo Spatial di Advanced Navigation e delle grandezze misurate. Vengono inoltre evidenziate le principali criticità riscontrate e le soluzioni implementate per garantire, per quanto possibile, la qualità dei dati acquisiti.

• Parte III - Analisi dei dati di volo

L'ultima parte è dedicata all'elaborazione e all'interpretazione dei dati sperimentali ottenuti, con l'obiettivo di caratterizzare la dinamica del velivolo in relazione ai modi stimolati in volo.

Parte I

Fondamento Teorico e Metodologie di Analisi

Capitolo 2

Partenavia P68C

Il presente capitolo introduce il Partenavia P68C, velivolo impiegato per la prova di volo, descrivendone le principali caratteristiche aerodinamiche, strutturali e propulsive. Vengono inoltre riportate le specifiche tecniche e i limiti operativi essenziali per la pianificazione del test.

2.1 Velivolo test

Il Partenavia P68C è un velivolo da aviazione generale bimotore a pistoni, con ala alta rettangolare, carrello di atterraggio fisso a triciclo e sei posti a sedere.

Progettato per il turismo, il trasporto leggero e le missioni di osservazione, il P68C si propone come un'alternativa a numerosi aeroplani a motore singolo e bimotori leggeri attualmente sul mercato. È generalmente descritto come stabile, docile e con buone qualità di volo [23].

La prima versione del P68C, denominata semplicemente P68, è stata progettata da Luigi Pascale alla fine degli anni '60 ed è stata inizialmente prodotta dalla Partenavia. Nel corso degli anni, sono state sviluppate altre versioni di questo velivolo, tra cui la versione C, che viene poi acquisita dalla Vulcanair, che ne ha proseguito la produzione, rinominandolo Vulcanair P68C.

Rispetto alla versione originale, questa variante si distingue principalmente per un muso modificato, che ospita un radar meteorologico, e per l'aggiunta di serbatoi alari supplementari, che ne estendono l'autonomia operativa.

2.2 Specifiche tecniche

Il Partenavia P68C prodotto dalla Partenavia Costruzioni Aeronautiche S.p.A, è dotato di due motori a pistoni a iniezione, i LYCOMING 10-360-A1B6 da 200 HP a 2700 RPM, che movimentano due eliche Hartzell F/FC7666A-4 a passo variabile dal diametro di 1.829 m [1]. In figura 2.2 sono illustrate le tre viste del velivolo e due sezioni della cabina, mentre in tabella 2.1 vengono riassunte le principali caratteristiche dell'aeroplano. Il dettaglio dei limiti operativi è riportato in appendice A.





Figura 2.1: P68C, aeroporto di Torino-Aeritalia, 05/06/2021



(a) tre viste velivolo

(b) dimensioni cabina





Parametro	Valore	Unità di misura
Apertura alare	12	m
Lunghezza	9.55	m
Altezza	3.40	m
Superficie alare	18.6	m^2
Larghezza cabina	1.16	m
Larghezza carrello d'atterraggio	2.40	m
Capacità serbatoio principale	2x200	L
Capacità serbatoio long range	2x70	L
Massa a vuoto	1384.59	kg
Massima massa al decollo (MTOM)	1990	kg
V_{NE}	200	KIAS
V_{NO}	158	KIAS
Max/Min fattore di carico (MTOM e flap $0^\circ)$	+3.80/-1.52	g

Tabella 2.1: principali caratteristiche del P68C $\left[1\right]$

Capitolo 3 Dinamica del Volo

In questo capitolo vengono esposte le basi teoriche utili allo sviluppo dei capitoli successivi, introducendo i concetti, le equazioni del moto e le convenzioni fondamentali adottate.

3.1 Sistemi di riferimento

Per lo sviluppo delle equazioni cardinali della dinamica che descrivono il moto del velivolo, si introducono due sistemi di riferimento: un sistema inerziale, tipicamente associato alla Terra, e un sistema solidale con il velivolo.

Schmidt sottolinea che, sebbene un sistema di riferimento fisso sulla Terra non sia inerziale a causa della rotazione terrestre e del moto orbitale della Terra intorno al Sole, formalmente può essere considerato tale assumendo che:

- le accelerazioni legate alla Terra siano sufficientemente piccole in confronto a quelle risultanti dalle forze che agiscono sul velivolo;
- il tempo di volo considerato sia sufficientemente ristretto.

Se la tipologia del problema considerato soddisfa queste assunzioni, allora il sistema di riferimento fisso sulla Terra può essere trattato come inerziale [21].

In questo elaborato, si impiegano il sistema di riferimento North-East-Down (NED) F_{NED} e un particolare sistema di riferimento di assi corpo F_B , solidale con il velivolo, quello dato dagli assi di stabilità F_S , particolarmente utile, come si vedrà in seguito, per la definizione delle equazioni linearizzate del moto.

3.1.1 Sistema di riferimento North-East-Down

Il sistema di riferimento $F_{NED}(O_{NED}, N, E, D)$ è costituito tipicamente da una terna destrorsa di assi cartesiani mutamente ortogonali ed è definito secondo la convenzione North-East-Down (NED).

- l'asse N è orientato verso il Nord;
- l'asse E è orientato verso l'Est;
- l'asse D è orientato verso il centro della Terra;



L'origine O_{NED} è arbitrariamente localizzata sulla superficie terrestre per meglio adattarsi alle circostanze del problema considerato. Il piano NE rappresenta la Terra piatta e immobile in uno spazio inerziale, in cui le leggi di Newton sono pienamente valide [8], aspetto fondamentale nella scrittura delle equazioni del moto.

Questo riferimento fisso consente la descrizione della posizione e della traiettoria seguita dal baricentro del velivolo (figura 3.1b).

3.1.2 Sistema di riferimento degli assi di stabilità

Come sistema di riferimento relativo al velivolo si adottano gli assi corpo. Questi rappresentano una generica terna destrorsa di assi cartesiani e ortogonali fissati sul velivolo, indicata con $F_B(O_{CG}, x_B, y_B, z_B)$, la cui origine O_{CG} è situata nel centro di gravità (CG) [8].

Convenzionalmente, come illustrato in figura 3.1a, si assume che:

- x_B sia diretto verso la prua del velivolo;
- y_B sia diretto verso la destra del pilota;
- z_B sia diretto verso il carrello del velivolo.

Il sistema viene orientato in modo tale che l'asse x_B sia allineato alla velocità indisturbata \mathbf{v}_{∞_0} della corrente, corrispondente a una specifica condizione di volo di riferimento. In tali condizioni, gli assi corpo prendono il nome di assi di stabilità, e la terna viene indicata con $F_S(O_{CG}, x_S, y_S, z_S)$.

Questo sistema viene sfruttato in sede di linearizzazione delle equazioni del moto, in cui si individua una specifica condizione di volo di riferimento, rispetto cui si definiscono gli assi di stabilità. Il vantaggio derivante dal loro utilizzo risiede nella possibilità così di semplificare le equazioni del moto e le espressioni delle forze aerodinamiche [8].

Si precisa che, nel presente elaborato, la terna di assi corpo F_B coincide con quella degli assi di stabilità F_S ; pertanto, le due notazioni saranno utilizzate in maniera intercambiabile.

3.1.3 Orientamento e posizione del velivolo

La posizione del velivolo è descritta da un vettore che unisce il centro di gravità dell'aeroplano all'origine del sistema di riferimento NED. L'orientamento del velivolo, invece, è definito dagli angoli di Eulero, ottenuti mediante una sequenza ordinata di rotazioni degli assi corpo rispetto al sistema NED [8]. In particolare, essi sono:

posizione del velivolo



- ψ : angolo di prua,
- θ : angolo di elevazione,
- ϕ : angolo di inclinazione laterale;

Gli angoli di Eulero sono illustrati in figura 3.1a.



NW vetore posizione NE E piano tangente locale o Terra piatta SE b) posizione del velivolo rispetto alla Terra

(a) orientamento del velivolo e significato degli angoli di Eulero rispetto alla usuale simbologia degli indicatori di bordo (*Horizontal Situation Indicator*, HSI)

(b) posizione del velivolo rispetto alla Terra. Orientamento del riferimento Terra e della terna solidale con il velivolo secondo la convenzione North-East-Down (NED)

Figura 3.1: sistema di riferimento inerziale NED e sistema di riferimento Body [5]

3.2 Equazioni del moto

La equazioni cardinali della dinamica consentono di descrivere il moto del velivolo dotato di sei gradi di libertà. La tipologia di equazioni introdotte in questo capitolo, si appoggiano su alcune ipotesi che consentono di semplificare enormemente il modello [8]. In particolare, si assume quanto segue.

- **Corpo rigido:** il velivolo viene trattato come un'unica entità rigida, trascurando le deformazioni strutturali;
- Terra piatta e non rotante: la Terra viene approssimata come un piano stazionario in uno spazio inerziale, quest'ipotesi è tanto più vera quanto i problemi di dinamica che si considerano fanno riferimento a un periodo temporale breve.

- massa costante: si trascurano eventuali variazioni della massa dell'aeroplano.
- gravità uniforme: si assume che la gravità sia uniforme nello spazio, in tal modo il centro di massa il centro di gravità del velivolo coincidono.

Il moto traslazionale è descritto dall'applicazione della seconda legge di Newton in forma vettoriale [18].

$$\mathbf{F} = m \left. \frac{d\mathbf{v}}{dt} \right|_{B} + \boldsymbol{\omega} \times (m \, \mathbf{v}) \tag{3.1}$$

dove:

- m è la massa del velivolo;
- v rappresenta il vettore velocità del baricentro del velivolo;
- ω denota il vettore di velocità angolare;
- **F** è il vettore risultante delle forze che comprende al suo interno i contributi dati dalle forze aerodinamiche, propulsive e gravitazionali agenti sul velivolo.

Il moto rotazionale è governato dalla seguente equazione 3.2:

$$\mathbf{M} = \frac{d\mathbf{H}}{dt}\bigg|_{B} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}$$
(3.2)

dove:

- H rappresenta il momento della quantità di moto;
- $\boldsymbol{\omega}$ è la velocità angolare;
- M include i momenti generati dalle varie forze agenti sul velivolo ed eventuali effetti giroscopici dovuti a componenti in rotazione;

Questa formulazione non lineare delle equazioni del moto permette di ottenere una descrizione accurata del comportamento dinamico del velivolo in molti problemi reali, pur semplificando alcuni aspetti.

Di seguito (3.3) si riporta il sistema delle equazioni della dinamica nella loro forma scalare, in cui le variabili derivate nel tempo sono indicate da un punto sopra la variabile stessa.



$$\begin{cases} \sum X = m(\dot{u} + qw - rv) \\ \sum Y = m(\dot{v} + ru - pw) \\ \sum Z = m(\dot{w} + pv - qu) \\ \sum L = I_x \dot{p} - \dot{r} I_{xz} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \\ \sum M = \dot{q} I_y + pr(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ \sum N = -\dot{p} I_{xz} + \dot{r} I_z + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr \end{cases}$$
(3.3)

 $I_{xy},\,I_{yz},\,I_{xz}$ sono i prodotti d'inerzia e $I_x,\,I_y,\,I_z$ sono i momenti d'inerzia, ovvero:

$$I_{xy} = I_{yx} = \int xydm; \quad I_{xz} = I_{zx} = \int xzdm; \quad I_{yz} = I_{zy} = \int yzdm$$
$$I_x = \int (y^2 + z^2)dm; \quad I_y = \int (x^2 + z^2)dm; \quad I_z = \int (x^2 + y^2)dm$$

In tabella 3.1, sono riportati le componenti delle forze, dei momenti e relative al moto del velivolo riferite al sistema di riferimento corpo del velivolo (figura 3.1).

Asse	Forza	Momento	Velocità lineare	Angolo	Velocità angolare	Inerzia
x_B	X	L	u	ϕ	p	I_x
y_B	Y	M	v	θ	q	I_y
z_B	Z	N	w	ψ	r	I_z

Tabella 3.1: componenti rispetto agli assi corpo del velivolo

Si osservi che il sistema 3.3 è sottodeterminato. Per ottenere il sistema completo di 12 equazioni in 12 incognite, è necessario aggiungere le equazioni derivanti dalla cinematica. Per una trattazione dettagliata, si rimanda a [8], [18], [21].

Capitolo 4

Stabilità Dinamica

In questo capitolo si segue una trattazione matematica per giungere alle principali risposte modali del velivolo a comandi bloccati, per far ciò si sfrutta la teoria delle piccole perturbazioni.

4.1 Introduzione

Lo studio della stabilità dinamica riguarda l'analisi della risposta nel tempo di un velivolo a perturbazioni esterne o a input forniti del pilota sui comandi. Si ha stabilità dinamica positiva quando, in risposta a una perturbazione, la deviazione dalla condizione di equilibrio si riduce nel tempo, con o senza oscillazioni [10]. In particolare, nel caso di risposta oscillatoria smorzata, ciò avviene tramite una progressiva diminuzione dell'ampiezza delle oscillazioni, mentre nel caso di una risposta aperiodica smorzata, la variabile converge direttamente verso la condizione di equilibrio senza oscillazioni.

La risposta a una perturbazione può variare a seconda delle caratteristiche del velivolo, ma genericamente si possono distinguere due principali tipologie di risposta:

- Risposta aperiodica: ritorno alla condizione iniziale senza oscillazioni;
- Risposta periodica: oscillazione attorno alla condizione di equilibrio;

Inoltre, ciascuna risposta può essere:

- smorzata;
- amplificata;
- neutra;

Ciò determina rispettivamente se lo scostamento indotto dalla perturbazione diminuisce, aumenta o rimane costante nel tempo, esibendo o meno un andamento oscillatorio.

In figura 4.1, sono riportati i quattro modi principali che caratterizzano generalmente un sistema dinamico, in termini di variazione nel tempo di un angolo θ . La variazione dell'angolo avviene in risposta a una modifica della condizione di equilibrio.





Figura 4.1: tipici modi di movimento di un sistema dinamico [20]

Per poter studiare la risposta modale del velivolo si procede, come primo passo, a linearizzare il sistema di equazioni 3.3 introdotto nel capitolo precedente, per far ciò si ricorre alla teoria dei piccoli disturbi.

4.2 Teoria dei piccoli disturbi

La teoria dei piccoli disturbi consente di linearizzare le equazioni del moto introdotte nel capitolo precedente, semplificando l'analisi della dinamica del velivolo in presenza di perturbazioni di entità limitata rispetto a una condizione di volo di riferimento. In questo contesto, ogni variabile può essere espressa come la somma di un valore di equilibrio e di una piccola variazione attorno a tale valore nominale [18]. I valori di equilibrio delle variabili sono indicati con un pedice zero, mentre le perturbazioni sono denotate con il prefisso Δ .

Si effettuano le seguenti assunzioni [8]:

- La condizione di volo di riferimento è simmetrica e priva di velocità angolari, ossia si assume v₀ = p₀ = q₀ = r₀ = φ₀ = 0.
- si adotta il sistema di riferimento degli assi di stabilità (sottosezione 3.1.2), di conseguenza la velocità verticale $w_0 = 0$, la velocità u_0 coincide con la velocità di volo in condizioni di equilibrio e l'angolo di assetto θ_0 , corrispondente all'angolo di elevazione, non è necessariamente piccolo o nullo.
- Gli effetti giroscopici dei rotori in rotazione sono trascurabili.



• Il vento relativo è considerato nullo e si trascura la presenza di perturbazioni dovute a variazioni della velocità del vento.

Queste assunzioni, pur semplificando la dinamica reale del velivolo, consentono di derivare un modello matematico lineare e analiticamente gestibile.

In definitiva, sostituendo tali riformulazioni di ogni variabile all'interno dei termini del sistema 3.1, assumendo anche che il velivolo sia simmetrico rispetto al piano x_B - z_B e trascurando i termini di ordine superiore al primo, si ottiene il sistema (4.1).

$$\begin{cases} \sum \Delta X \simeq m \Delta \dot{u} \\ \sum \Delta Y \simeq m \left(\Delta \dot{v} + r u_0 \right) \\ \sum \Delta Z \simeq m \left(\Delta \dot{w} - q u_0 \right) \\ \sum \Delta L \simeq \Delta \dot{p} I_x - \Delta \dot{r} I_{xz} \\ \sum \Delta M \simeq \Delta \dot{q} I_y \\ \sum \Delta N \simeq -\Delta \dot{p} I_{xz} + \Delta \dot{r} I_z \end{cases}$$
(4.1)

Riorganizzando le equazioni si ottiene:

$$\begin{cases} \Delta \dot{u} \simeq \frac{\sum \Delta X}{m} \\ \Delta \dot{v} \simeq \frac{\sum \Delta Y}{m} - \Delta r u_0 \\ \Delta \dot{w} \simeq \frac{\sum \Delta Z}{m} + \Delta q u_0 \\ \Delta \dot{p} \simeq \frac{I_z \sum \Delta L + I_{xz} \sum \Delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \Delta \dot{q} \simeq \frac{\sum \Delta M}{I_y} \\ \Delta \dot{r} \simeq \frac{I_{xz} \sum \Delta L + I_x \sum \Delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{cases}$$
(4.2)

Una volta aggiunte anche le equazioni della cinematica, la risoluzione del sistema linearizzato richiede l'espressione delle forze e dei momenti in funzione delle variabili di stato. In questo elaborato, per brevità, si omette lo sviluppo in serie di Taylor di ciascun termine coinvolto; per una trattazione completa si rimanda a [8], da cui sono state tratte anche le matrici riportate in questo paragrafo.

A seguito delle ipotesi semplificative adottate, le equazioni risultanti possono essere disaccoppiate in due sistemi distinti e indipendenti: uno relativo al moto longitudinale e l'altro al moto latero-direzionale.



In definitiva, il sistema di equazioni 4.2, completato con le equazioni della cinematica, si riduce a due sistemi nella tipica forma di un sistema linearizzato, del tipo:

$$\{\dot{x}\} = [A]\{x\} + [B]\{u\}$$
(4.3)

dove:

 $\{x\}$ è il vettore delle variabili di stato, che per i sistemi della dinamica longitudinale e latero-direzionale diventa rispettivamente:

$$\{x\}_{lon} = \{\Delta u, w, q, \Delta\theta\}^{\mathrm{T}}$$

$$(4.4)$$

$$\{x\}_{latdir} = \{v, p, r, \phi, \psi\}^{\mathrm{T}}$$
(4.5)

 $\{\dot{x}\}$ è la derivata temporale del vettore delle variabili di stato.

 $\{u\}$ è il vettore delle variabili di controllo, che per i sistemi della dinamica longitudinale e latero-direzionale diventa rispettivamente:

$$\{u\}_{lon} = \{\Delta\delta_e, \,\Delta\delta_p\}^{\mathrm{T}} \tag{4.6}$$

$$\{u\}_{latdir} = \{\Delta\delta_a, \,\Delta\delta_r\}^{\mathrm{T}} \tag{4.7}$$

 $\delta_p,\,\delta_e$ e δ_r sono rispettivamente la deflessione di alettoni, equilibratore e timone, invece δ_r è la manetta.

Nel seguito, si utilizza la notazione $(\bullet)_{\bullet}$ per rappresentare la derivata di una grandezza generica \bullet rispetto a una variabile generica \blacksquare . Matrice [A] per il sistema del moto longitudinale.

$$[A]_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g\cos\theta_0\\ \frac{Z_u}{m-Z_w} & \frac{Z_w}{m-Z_w} & \frac{Z_q+mu_0}{m-Z_w} & \frac{-mg\sin\theta_0}{m-Z_w}\\ \frac{1}{I_y} \left[M_u + \frac{M_w Z_u}{m-Z_w} \right] & \frac{1}{I_y} \left[M_w + \frac{M_w Z_w}{m-Z_w} \right] & \frac{1}{I_y} \left[M_q + \frac{M_w (Z_q+mu_0)}{m-Z_w} \right] & -\frac{M_w mg\sin\theta_0}{I_y(m-Z_w)}\\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$
(4.8)



Matrice [B] per il sistema del moto longitudinale.

$$[\mathbf{B}]_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_e}}{m} & \frac{X_{\delta_p}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{(m-Z_{\dot{w}})} & \frac{Z_{\delta_p}}{(m-Z_{\dot{w}})} \\ \frac{M_{\delta_e}}{I_y} + \frac{M_{\dot{w}}Z_{\delta_e}}{I_y(m-Z_{\dot{w}})} & \frac{M_{\delta_p}}{I_y} + \frac{M_{\dot{w}}Z_{\delta_p}}{I_y(m-Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(4.9)

Matrice [A] per il sistema del moto latero-direzionale.

$$[A]_{latdir} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \frac{Y_r}{m} - u_0 & g\cos\theta_0 & 0\\ \frac{L_v}{I'_x} + I'_{zx}N_v & \frac{L_p}{I'_x} + I'_{zx}N_p & \frac{L_r}{I'_x} + I'_{zx}N_r & 0 & 0\\ I'_{zx}L_v + \frac{N_v}{I'_z} & I'_{zx}L_p + \frac{N_p}{I'_z} & I'_{zx}L_r + \frac{N_r}{I'_z} & 0 & 0\\ 0 & 1 & \tan\theta_0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\cos\theta_0} \end{bmatrix}$$
(4.10)

In cui:

$$I'_{x} = \frac{I_{x}I_{z} - I_{xz}^{2}}{I_{z}}$$
$$I'_{z} = \frac{I_{x}I_{z} - I_{xz}^{2}}{I_{x}}$$
$$I'_{xz} = \frac{I_{xz}}{I_{x}I_{z} - I_{xz}^{2}}$$

Matrice [B] per il sistema del moto latero-direzionale.

$$[B]_{latdir} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ \left(\frac{L_{\delta_a}}{I'_x} + I'_{xz}N_{\delta_a}\right) & \left(\frac{L_{\delta_r}}{I'_x} + I'_{xz}N_{\delta_r}\right) \\ \left(\frac{N_{\delta_a}}{I'_z} + I'_{xz}L_{\delta_a}\right) & \left(\frac{N_{\delta_r}}{I'_x} + I'_{xz}L_{\delta_r}\right) \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(4.11)

A questo punto si possono ricavare i modi per la dinamica longitudinale e latero-direzionale.


4.3 Dinamica longitudinale a comandi bloccati

Nel caso di comandi bloccati il vettore di controllo $\{u\}_{lon}$ è nullo, in quanto non si effettuano azioni sui comandi di volo. Pertanto, il sistema si riduce alla forma:

$$\{\dot{x}\}_{lon} = [A]_{lon} \{x\}_{lon} \tag{4.12}$$

Le soluzioni di un'equazione differenziale del primo ordine, come quelle che caratterizzano il suddetto sistema, si dimostrano essere del seguente tipo:

$$x(t) = x_0 e^{\lambda t}$$
(4.13)

Dove x_0 è l'autovettore e λ è l'autovalore. Sostituendo l'espressione (4.13) in (4.12) si ottiene:

$$([A]_{lon} - \lambda[I])\{x_0\}_{lon} = 0 \tag{4.14}$$

Ora calcolando il determinante di tale sistema (4.14) si ottiene un polinomio caratteristico del quarto ordine.

$$\Delta = A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \tag{4.15}$$

Per determinare le soluzioni non banali, si annulla il determinante (4.15) della matrice [A]. Ogni soluzione (4.13), è chiamato "modo", per cui ogni variabile di stato avrà una espressione costituita dalla somma di ogni modo presente.

Le soluzioni di (4.15), possono essere di diverso tipo, ad esempio, un velivolo di aviazione generale per il trasporto o il turismo, tipicamente presenta una coppia di autovalori complessi coniugati, che determinano i due moti principali della dinamica longitudinale [12]:

- $\lambda_{1,2} = a \pm ib$ caratterizzato da $a \ll 0$, che identifica il cosiddetto modo di corto periodo;
- $\lambda_{1,2} = c \pm id$ caratterizzato da $c \simeq 0$, che identifica il cosiddetto modo fugoide.

L'analisi delle radici dell'equazione caratteristica consente di determinare se il velivolo è dinamicamente stabile o instabile. Un velivolo ben progettato presenta un modo fugoide leggermente smorzato e un modo a periodo corto fortemente smorzato per garantire una risposta controllabile ai comandi del pilota. La comprensione della dinamica longitudinale è essenziale per valutare la stabilità e le caratteristiche di manovrabilità di un velivolo.



Modo fugoide

Il modo fugoide, o anche chiamato modo di lungo periodo, è poco smorzato e a bassa frequenza, con un periodo generalmente di 30 secondi e oltre [3]. É quindi caratterizzato da oscillazioni lente della velocità e dell'angolo di assetto a un angolo di attacco pressoché costante. Durante questo moto, l'aereo scambia in continuazione energia potenziale e cinetica, risultando in una traiettoria simile a un moto armonico smorzato [10].

Questo modo ha un periodo così lungo che non interferisce significativamente con la conduzione del velivolo. Tuttavia, durante il volo, specialmente strumentale, un fugoide leggermente smorzato, richiede maggiore attenzione da parte del pilota per mantenere l'aereo alla velocità e all'altitudine necessarie, aumentando il carico di lavoro.

Modo di corto periodo

Il corto periodo è un modo della dinamica longitudinale del velivolo, caratterizzato da una frequenza elevata e un periodo relativamente breve, tipicamente compreso tra 1 e 3 secondi. Durante le oscillazioni associate a questo modo, la velocità e la quota rimangono pressoché invariati, mentre si osservano variazioni significative dell'angolo d'attacco e dell'angolo di beccheggio.

Se il moto è poco smorzato o a bassa frequenza, il controllo del velivolo può diventare più complesso, aumentando il rischio di oscillazioni indotte dal pilota (PIO - Pilot Induced Oscillations). In queste condizioni, le oscillazioni possono amplificarsi rapidamente, portando a sollecitazioni strutturali indesiderate.

Il corto periodo gioca un ruolo chiave nella risposta del velivolo ai comandi di beccheggio, rendendolo un aspetto fondamentale per la sicurezza del volo. La sua influenza è particolarmente rilevante durante fasi critiche del volo, come decollo e atterraggio, dove una risposta controllabile del velivolo è essenziale.

Questo modo può essere eccitato da variazioni improvvise dell'angolo d'attacco, causate da raffiche di vento, turbolenze o input sui comandi di volo. Per garantire la sicurezza, è dunque fondamentale che il corto periodo sia adeguatamente smorzato, evitando complicazioni durante il volo [3].

4.4 Dinamica latero-direzionale a comandi bloccati

Anche nel caso della dinamica latero-direzionale a comandi bloccati, il vettore di controllo $\{u\}_{latdir}$ è nullo, in quanto i comandi di volo vengono mantenuti fissi. Pertanto, il sistema si riduce alla forma:



$$\{\dot{x}\}_{latdir} = [A]_{latdir} \{x\}_{latdir}$$

$$(4.16)$$

Analogamente a quanto visto per la dinamica longitudinale, le soluzioni dell'equazione differenziale del primo ordine che caratterizza il sistema assumono la forma:

$$x(t) = x_0 \, e^{\lambda t} \tag{4.17}$$

dove x_0 è l'autovettore associato e λ è l'autovalore. Sostituendo l'espressione (4.17) in (4.16), si ottiene il sistema omogeneo:

$$([A]_{latdir} - \lambda[I])\{x_0\}_{latdir} = 0$$

$$(4.18)$$

Per ottenere soluzioni non banali, il determinante del sistema (4.18) deve essere nullo, portando alla seguente equazione caratteristica di quinto grado:

$$\Delta = A\lambda^5 + B\lambda^4 + C\lambda^3 + D\lambda^2 + E\lambda = 0 \tag{4.19}$$

Le soluzioni di (4.19) rappresentano i modi dinamici della risposta latero-direzionale del velivolo. Per un velivolo di aviazione generale, si ottengono tipicamente le seguenti radici:

- Modo di heading: soluzione nulla $\lambda_1 = 0$;
- Roll mode: soluzione aperiodica molto smorzata $\lambda_2 \ll 0$;
- Spiral mode: soluzione aperiodica poco smorzata o leggermente amplificata λ_3 ;
- dutch roll: coppia di autovalori complessi coniugati $\lambda_{4,5} = a \pm ib$, con $Re(\lambda) \approx 0$.

I risultati mostrano che la dinamica latero-direzionale è più variegata e complessa rispetto alla dinamica longitudinale, in quanto presenta modi sia oscillatori che aperiodici. Il dutch roll, essendo il modo oscillatorio principale, è tipicamente poco smorzato, e rappresenta l'interazione tra imbardata e rollio.

Modo dutch roll

Il modo dutch roll è un'oscillazione latero-direzionale del velivolo, che coinvolge imbardata e rollio. Generalmente, questa oscillazione è convergente, e il tasso con cui si smorza è un aspetto cruciale sia per la manovrabilità che per il comfort del volo. Per i velivoli leggeri, il periodo di oscillazione è tipicamente compreso tra 3 e 15 secondi [3].



Dal punto di vista del pilota, è fondamentale che il dutch roll sia adeguatamente smorzato, poiché un'oscillazione poco smorzata o quasi neutra può rendere il controllo dell'aereo più complesso. In queste condizioni, qualsiasi input sui comandi laterodirezionali potrebbe eccitare il moto, aumentando la difficoltà nel mantenere una rotta precisa. Inoltre, se il dutch roll non è sufficientemente smorzato, anche le turbolenze atmosferiche potrebbero amplificare l'oscillazione, riducendo il comfort del volo e la stabilità del velivolo.

4.5 Requisiti stabilità dinamica

Secondo la normativa EASA CS 23.181 [6], un aeromobile deve soddisfare specifici requisiti di stabilità dinamica per risultare controllabile da parte del pilota ed esibire un comportamento in volo sicuro. In particolare, viene precisato quanto segue:

- Oscillazioni di breve periodo: Le oscillazioni longitudinali a breve periodo (corto periodo), escluse quelle latero-direzionali, devono essere fortemente smorzate per tutte le velocità comprese tra la velocità di stallo e la velocità massima consentita con l'appropriata configurazione dell'aeromobile. Questo requisito deve essere soddisfatto sia con i comandi liberi sia con i comandi bloccati, a meno che non sia dimostrata la conformità alla CS 23.672.
- Oscillazioni latero-direzionali (dutch roll): Il moto oscillatorio combinato di rollio e imbardata deve presentare un livello di smorzamento sufficiente. In particolare, l'ampiezza delle oscillazioni deve ridursi a 1/10 del valore iniziale entro 7 cicli, sia con i comandi liberi che bloccati, salvo conformità alla CS 23.672.
- Oscillazioni di lungo periodo (fugoide): Le oscillazioni di lungo periodo della traiettoria di volo non devono risultare così instabili da comportare un carico di lavoro eccessivo per il pilota o compromettere la sicurezza del volo. In particolare, nelle condizioni dettagliate nella CS 23.175, se la forza di controllo esercitata sul comando longitudinale per mantenere una velocità diversa del 15% dalla velocità di trim, viene improvvisamente meno, la risposta dell'aeroplano non deve presentare caratteristiche pericolose o reazioni eccessive rispetto all'entità della forza applicata.

Capitolo 5 Flight Test Technique

Per valutare i modi della dinamica di un velivolo, si può ricorrere ad una prova di volo allo scopo di eccitare proprio tali modi. in particolare oggetto di studio sono il fugoide, il corto periodo e il dutch roll, per cui è necessario individuare la tipologia di sollecitazioni da applicare ai comandi di volo. A tal fine, si ricerca la Flight Test Technique (FTT) più adatta al modo che si desidera eccitare. Inoltre, si desidera anche individuare degli input che possano selettivamente attivare ciascun modo della dinamica considerato, in modo da disaccoppiare e studiare singolarmente la risposta data da ogni modo.

In questo capitolo, vengono dettagliate le manovre più appropriate da effettuare per eccitare i tre modi principali della dinamica del velivolo.

5.1 Fugoide

Secondo Kimberlin [10], per eccitare il modo fugoide, la prima cosa da fare è porre l'aeroplano in condizioni di trim e impostare la potenza, il carrello di atterraggio e i flap nella configurazione desiderata per la prova di volo. Una volta raggiunta una solida condizione di trim, la velocità indicata deve essere discostata di 10/15 kt dalla velocità di trim usando il comando dell'elevatore, ovvero muovendo la barra di comando in avanti o indietro. Poi il commando deve essere riportato alla posizione originaria, quella delle condizioni di trim, con una velocità che sia vicina alla frequenza del modo fugoide e successivamente, mantenendo il comando bloccato, si osservano le risultanti oscillazioni indotte del velivolo.

Molto simile risulta essere la FTT proposta da Corda [3], infatti Egli asserisce che prima di iniziare la manovra è necessario che sia impostato un certo livello di potenza dei motori e che la condizione di volo si sia stabilizzata, risultando nel raggiungimento di una solida condizione di trim. Un Singlet (figura 5.1) di lunga durata risulta essere il modo migliore per stimolare l'innesco del fugoide. Come prima cosa, si porta dolcemente indietro la barra di comando, lasciando che la velocità indicata scenda di 10 kt e che ciò risulti in un guadagno di circa 100 ft di quota. Poi rapidamente si riporta il comando nella posizione originaria durante il volo in condizioni di trim, mantenendolo bloccato in tale posizione, ma eventualmente apportando piccole correzioni di rollio, per mantenere l'ala livellata.







Figura 5.1: esempio di singlet ideale applicato all'equilibratore

5.2 Corto periodo

Per kimberlin [10], il Doublet (figura 5.2) è un input da fornire molto efficace per stimolare il corto periodo, in quanto, oltre a eccitare tale modo, tende anche a sopprimere il fugoide. Il pilota deve inizialmente configurare l'aereo nelle condizioni desiderate per la prova e raggiungere una condizioni di trim. Poi si esegue rapidamente una manovra che consiste nello spingere in avanti il comando di volo (muso verso il basso), poi verso l'indietro (muso verso l'alto), e infine il comando deve essere riportato nella posizione iniziale. Durante la prova in volo, il pilota può ripetere l'input con diverse frequenze, per determinare quella che meglio stimola la frequenza naturale del corto periodo dell'aereo. Dato che la risposta è di breve durata, la registrazione dei dati deve avvenire tramite un dispositivo automatico.

Corda [3], invece, propone un'altra metodologia, che consiste nell'eseguire una manovra, chiamata "frequency sweep", che consente di individuare la frequenza naturale non smorzata del modo di corto periodo. Una volta individuata tale frequenza è possibile sfruttarla per eccitare debitamente il corto periodo. Quindi, come prima cosa, il pilota inizia a muovere lentamente avanti e indietro la barra di comando con un movimento continuo, poi sempre più velocemente, fino a quando l'input sui comandi non sortisce quasi più nessun effetto sulla modifica dell'assetto dell'aeroplano. La frequenza naturale non smorzata del corto periodo è quella tale per cui la risposta agli input forniti assume il suo massimo discostamento dalle condizioni iniziali di trim. In altre parole, così facendo, è possibile determinare quanto velocemente muovere la barra di comando per eccitare al meglio il corto periodo. A questo punto, si procede con applicare il doublet, la cui efficacia nella stimolazione del corto periodo è tanto maggiore quanto la sua durata risulta essere vicina a quella determinata precedentemente con la manovre di "frequency sweep".





Figura 5.2: esempio di doublet ideale applicato all'equilibratore

5.3 Dutch roll

Per eccitare il dutch roll, il modo migliore è quello di applicare un doublet sulla pedaliera (figura 5.3). Come prima cosa, il velivolo deve essere portato in condizioni di trim stabili, successivamente il timone viene mosso sia a destra che a sinistra, con una velocità che sia quanto più possibile in fase con il movimento naturale dell'aeroplano, per poi essere riposto nella posizione riferita alle condizioni di trim iniziali. Tale input consente di eccitare il dutch roll sopprimendo invece il modo spirale [10].



Figura 5.3: esempio di doublet ideale applicato al timone

5.4 Definizione manovre

Sulla base delle considerazioni fatte nei paragrafi precedenti, ora si riporta in modo schematico il dettaglio dei passaggi da eseguire per eccitare debitamente ciascun modo della dinamica del velivolo. In particolare, per il corto periodo viene prediletta la metodologia proposta da Kimberlin, mentre per il fugoide quella proposta da Corda per la loro maggiore semplicità.

Fugoide

• Raggiungere una condizione di trim stabile.



- Assicurando movimenti fluidi della barra di comando, applicare un input di beccheggio di lunga durata fino a quando la velocità si discosta di 10/15 kt rispetto alla velocità di trim.
- Poi, riportare rapidamente la barra di comando nella posizione iniziale, corrispondente alla velocità di trim iniziale.
- Una volta riportata in posizione, la barra di comando deve essere tenuta fissa.

Corto periodo

- Raggiungere una condizione di trim stabile.
- Applicare un doppio impulso di beccheggio, muovendo la barra di comando avanti e indietro alla frequenza naturale non smorzata.
- riportare la barra di comando in nella posizione originaria, relativa alla condizione di trim.
- Dopo l'input, la barra di comando deve essere mantenuta fissa per ottenere la risposta a comandi bloccati del velivolo.

Dutch roll

- Raggiungere una condizione di trim stabile.
- Applicare un doppio impulso di imbardata, muovendo il timone a sinistra e a destra in fase con il moto naturale dell'aeroplano.
- Poi, riportare il timone in posizione neutra o di trim.
- La pedaliera deve essere mantenuta fissa per ottenere la risposta a comandi bloccati del velivolo.

Capitolo 6

Metodologie per l'analisi dei dati

In questo capitolo si introducono le metodologie di analisi utili a determinare il valore di alcuni parametri descrittivi dei modi della dinamica del velivolo oggetto di studio. Inoltre, viene descritta l'implementazione di tali metodi, sfruttando un codice di calcolo sviluppato in Matlab

6.1 Analisi modi di breve periodo

Per i modi di periodo breve, come corto periodo e dutch roll, a seconda della disponibilità di Flight Test Instrumentation (FTI), possono essere adottati diversi approcci metodologici di analisi. In assenza di FTI, il pilota può effettuare una stima empirica dei parametri dinamici basandosi sull'osservazione del moto del velivolo. Quando invece sono disponibili dati registrati tramite FTI, è possibile applicare metodi più rigorosi, come il Log Decrement Method e il Time Ratio Method, per ottenere stime più precise dei parametri dinamici.

I seguenti sottoparagrafi descrivono tali metodologie tratte dal corso di dottorato tenuto dal Professor Lerro [11] e impiegate per l'analisi dei dati di volo.

6.1.1 Stima del pilota (assenza di FTI)

L'osservazione diretta da parte del pilota consente di stimare in maniera approssimativa la pulsazione smorzata (ω) e il coefficiente di smorzamento (ζ) per i moti del secondo ordine, come corto periodo e dutch roll.

Per determinare ω , si può calcolare la frequenza delle oscillazioni contando il numero di cicli completi all'interno di un determinato intervallo temporale:

$$f = \frac{\text{numero di cicli}}{\text{intervallo temporale}}$$
(6.1)

Il conteggio dei cicli può essere effettuato individuando i picchi (overshoot) o gli attraversamenti dello zero della variabile d'interesse.



Per la stima del coefficiente di smorzamento ζ , si annota il numero di massimi rilevati durante il moto e applicare la seguente relazione approssimativa:

$$\zeta \approx \frac{1}{10} (7 - \text{numero di picchi})$$
 (6.2)

Dove:

- Se il numero di picchi è superiore a 6, allora $\zeta < 0.1.$
- Se il numero di picchi è inferiore a 2, allora $\zeta > 0.7.$

6.1.2 Log Decrement Method (impiego di FTI)

Il metodo del decremento logaritmico è applicabile quando il coefficiente di smorzamento è inferiore a 0.5, ovvero quando il numero di picchi visibili è pari o superiore a 3. Di seguito si dettaglia la procedura per ottenere una stima del coefficiente di smorzamento (ζ) e del periodo (T).

- 1. Tracciare un grafico della variabile di interesse in funzione del tempo.
- 2. Identificare il valore stazionario della variabile, in condizioni di trim, di interesse e tracciare l'asse orizzontale corrispondente.
- 3. Misurare le ampiezze dei picchi rispetto all'asse precedentemente tracciato.
- 4. Calcolare i rapporti tra ampiezze successive, ad esempio $\Delta x_1/\Delta x_0$, dove Δx_0 è l'ampiezza del primo picco, mentre Δx_1 è l'ampiezza del picco immediatamente successivo (figura 6.1).
- 5. Entrare in figura 6.2 con i rapporti ottenuti, detti Transient Peak Ratio (TPR), per determinare i corrispondenti valori dei coefficienti di smorzamento ζ .
- 6. Determinare il valore finale di ζ calcolando la media dei coefficienti ottenuti.
- 7. Stimare il periodo delle oscillazioni misurando l'intervallo temporale tra massimi e minimi successivi.
- 8. Il periodo si può ottenere calcolando il valore medio di tutti i periodi ottenuti.





Figura 6.1: esempio di individuazione degli intervalli Δx relativamente alla variazione dell'angolo d'attacco nel tempo [11]



Figura 6.2: Transient Peak Ratio Diagram [11]

6.1.3 Time Ratio Method (impiego di FTI)

Il metodo del rapporto temporale è utilizzabile per coefficienti di smorzamento compresi tra 0.5 e 1.5, ovvero quando il numero di picchi visibili è inferiore o uguale a 2.

1. Tracciare un grafico della variabile di interesse in funzione del tempo.

- 2. Individuare un picco appartenente a un semiperiodo della risposta libera.
- 3. Suddividere la sua ampiezza nei valori 0.736, 0.406 e 0.199.



- 4. Misurare gli intervalli di tempo associati ai suddetti suddetti, come mostrato in figura 6.3, ottenendo Δt_1 , $\Delta t_2 \in \Delta t_3$.
- 5. Definire i seguenti rapporti temporali:

$$\frac{\Delta t_2}{\Delta t_1}, \quad \frac{\Delta t_3}{\Delta t_1}, \quad \frac{\Delta t_3 - \Delta t_2}{\Delta t_2 - \Delta t_1}$$
(6.3)

- 6. Utilizzare il diagramma in figura 6.4 per ricavare il valore del coefficiente di smorzamento ζ in base ai rapporti temporali individuati.
- 7. Calcolare la media dei valori di ζ ottenuti.
- 8. Determinare i prodotti $\omega_n \Delta t$ (dove ω_n è la pulsazione naturale) entrando nuovamente in figura 6.4.
- 9. Stimare la pulsazione naturale ω_n dividendo ciascun prodotto per l'intervallo di tempo associato e calcolandone la media complessiva.



Figura 6.3: esempio di individuazione degli intervalli Δt relativamente alla variazione dell'angolo d'attacco nel tempo [11]





Figura 6.4: Time Ratio Method Diagram [11]

6.2 Analisi modi di lungo periodo

Per i modi di lungo periodo, come il fugoide, si sfruttano i dati registrati tramite FTI per applicare il metodo descritto da Kimberlin [10] che viene impiegato nel caso di sistemi dinamici caratterizzati da smorzamento leggero.

6.2.1 Metodo di analisi per sistemi poco smorzati

Il seguente procedimento, permette di estrarre il valore del coefficiente di smorzamento e della frequenza naturale non smorzata dei modi di lungo periodo come il fugoide [10].

1. Tracciare un grafico della variabile di interesse in funzione del tempo, come illustrato in figura 6.5.



Figura 6.5: grafico di esempio per l'individuazione delle ampiezze $X_n \in X_{n+1}$ [10]

2. Dal grafico, calcolare il rapporto tra ampiezze successive, espresso come X_n/X_{n+1} .





Figura 6.6: determinazione del coefficiente di smorzamento per un sistema poco smorzato [10]

- 3. Utilizzare il rapporto di ampiezza determinato e fare riferimento alla figura 6.6 per individuare il valore di ζ . Nel caso in cui il comportamento del modo fugoide risulti irregolare, si consiglia di effettuare più misurazioni dei rapporti e di mediare i relativi valori di smorzamento. Nel caso di risposta oscillatoria amplificata, si ha $\zeta < 0$, per semplicemente si cambia la scala orizzontale in $\left(\frac{X_{n+1}}{X_n}\right)$ e cambiare la scala verticale a segno negativo.
- 4. Una volta determinato ζ , calcolare la pulsazione naturale ω_n mediante la seguente formula:

$$\omega_n = \frac{2\pi f}{\sqrt{1-\zeta^2}} \tag{6.4}$$

dove la frequenza f è definita come:

$$f = \frac{\Delta \text{cicli}}{\Delta \text{tempo}}$$



6.3 Implementazione dei metodi di analisi

I metodi di analisi precedentemente illustrati sono stati implementati attraverso codici sviluppati in Matlab, con l'obiettivo di automatizzare il processo di analisi e ottenere i risultati in modo più efficiente e accurato. In particolare, i grafici di ciascun metodo sono stati digitalizzati per poter essere elaborati e sono stati automatizzati tutti i passaggi necessari per la stima dei parametri richiesti.

Un elemento fondamentale nell'implementazione è l'utilizzo della funzione Matlab findpeaks [14], che consente di individuare i punti di massimo di un segnale.

 $[pks, locs, \sim, prom] = findpeaks(y, x, 'MinPeakProminence', p)$

dove:

- **y** è il segnale da analizzare;
- **x** è il vettore temporale associato al segnale y;
- **p** è la prominenza minima che deve avere un picco;
- **pks** è il vettore contenente i valori dei picchi individuati nel segnale y;
- locs è il vettore che riporta le posizioni, espresse in termini di x, dei picchi individuati;
- prom è il vettore contenente le prominenze associate a ciascun picco individuato.

In tutti i metodi di analisi, la prominenza dei picchi gioca un ruolo chiave. Essa rappresenta una misura di quanto un picco si distingue rispetto ai picchi circostanti, tenendo conto sia della sua altezza assoluta sia della sua altezza relativa, rispetto ad altri picchi. Pertanto, un picco isolato e relativamente basso può risultare più prominente di uno più elevato, ma inserito in una catena contenente altri picchi di altezza simile.

Per calcolare la prominenza di un picco si procede generalmente nel seguente modo:

- 1. Si individua il massimo locale.
- 2. A partire da questo punto, si traccia una linea orizzontale che si estende a destra e sinistra del picco, finché non si verifica una delle seguenti condizioni:
 - la linea incontra un altro picco di altezza superiore;
 - la linea raggiunge uno degli estremi del segnale;



- 3. Nei due intervalli così delimitati (a sinistra e a destra del picco), si determina il valore minimo del segnale, che corrisponderà a un avvallamento o a uno dei estremi del segnale stesso.
- 4. Si considera il maggiore tra questi due valori minimi come livello di riferimento, rispetto al quale viene calcolata la prominenza, ossia la differenza tra l'altezza del picco e questo livello.

È importante sottolineare che non si effettuano ipotesi sull'andamento del segnale al di fuori dei suoi estremi. Di conseguenza, eventuali variazioni oltre i limiti del segnale non influiscono sul calcolo della prominenza. Per una descrizione completa e un esempio di calcolo della prominenza si rimanda alla documentazione ufficiale [14].

Ogni codice sviluppato è stato strutturato in modo che, in una prima fase, la funzione findpeaks identifichi tutti i picchi presenti nel segnale e calcoli le loro prominenze. Successivamente, sulla base della prominenza massima trovata, viene determinato il valore ottimale del parametro p, garantendo così l'individuazione dei picchi più significativi per l'analisi. Si osserva inoltre che, per individuare i minimi di un segnale, è sufficiente applicare il metodo ai valori negativi del segnale stesso, ovvero considerando -y al posto di y.

Capitolo 7

Modello Simulink

Prima della prova di volo, si sfrutta il simulatore di un Cirrus SR22 a disposizione, implementato in Simulink, al fine di valutare l'efficacia delle manovre, variando durata e intensità degli input di controllo, per poi provare le tecniche di analisi dei risultati introdotte nel capitolo precedente 6.

7.1 Cirrus SR22



Figura 7.1: Cirrus SR22 [2]

Il Cirrus SR22, prodotto dalla Cirrus Design Corporation, è equipaggiato con un motore a pistoni a sei cilindri Teledyne Continental IO-550-N, in grado di erogare una potenza di 310 HP a 2700 RPM. Il modello dell'elica varia in base alla configurazione scelta, ma si tratta sempre di un'elica a tre pale a passo variabile, con un diametro di 1.98 m. [4]

In figura 7.2 sono illustrate le tre viste esterne dell'aeroplano e le dimensioni della cabina. In tabella 7.1 sono invece riportate le principali caratteristiche del Cirrus SR22, che evidenziano come questo velivolo appartenga alla categoria dell'aviazione generale, analogamente al P68C. Inoltre, i loro pesi e dimensioni risultano comparabili.





Figura 7.2: Cirrus SR22 [4]

Parametro	Valore	Unità di misura
Apertura alare	11.68	m
Lunghezza	7.92	m
Altezza	2.71	m
Superficie alare	13.5	m^2
Larghezza cabina	1.24	m
Larghezza carrello d'atterraggio	2.80	m
Capacità serbatoio	358	L
Massa a vuoto	1028	kg
Massima massa al decollo (MTOM)	1633	kg
V_{NE}	205	KIAS
V_{NO}	176	KIAS

Tabella 7.1: principali caratteristiche del Cirrus SR22 [4]



7.2 Modello Simulink del Cirrus SR22

Per il simulatore è stato implementato un modello basato sulle equazioni linearizzate della dinamica del volo, formulate secondo la teoria dei piccoli disturbi e con comandi bloccati. Esse sono riportate in forma matriciale nel paragrafo 4.2.

I parametri del velivolo, come quelli aerodinamici e di massa, sono stati ottenuti attraverso un'analisi condotta in OpenVSP [15].



Figura 7.3: diagramma a blocchi del flusso di simulazione numerica

Il modello Simulink, mostrato in figura 7.3, è strutturato in tre blocchi principali:

• Blocco di comando ("Commands"): posizionato a sinistra in figura 7.3, contiene gli input del sistema, ovvero le deflessioni delle superfici di comando. Tali input confluiscono nel vettore delle variabili di controllo, definito come:

$$\{u\} = [\delta_e, \, \delta_a, \, \delta_r]^{\mathrm{T}} \tag{7.1}$$

dove δ_e , δ_a e δ_r rappresentano rispettivamente le deflessioni dell'equilibratore, degli alettoni e del timone.

• Blocco di elaborazione: riceve le deflessioni in radianti delle superfici di controllo dal blocco Commands ed elabora la risposta del velivolo utilizzando il sistema completo delle equazioni della dinamica linearizzate a comandi bloccati. Di seguito sono riportate le equazioni impiegate in forma compatta: la prima riguarda le equazioni della dinamica, mentre la seconda consente di restituire in uscita al blocco successivo il vettore delle variabili di stato.

$$\begin{cases} \{\dot{x}\} = [A]\{x\} + [B]\{u\} \\ \{y\} = [C]\{x\} + [D]\{u\} \end{cases}$$
(7.2)

dove:

- [A] è una matrice 12×12 che contiene i termini legati alle equazioni della dinamica longitudinale, latero-direzionale e quelli dati dalle equazioni della navigazione;



- [B] è una matrice 12×3 che raccoglie i contributi legati alle variabili di controllo;
- [C] è una matrice identità 12×12 , utilizzata per restituire direttamente il valore delle variabili di stato;
- -[D] è una matrice nulla $12 \times 3;$
- $\{x\}$ è il vettore 12×1 delle variabili di stato;
- $\{u\}$ è il vettore 12×1 delle variabili di controllo. Si noti che il vettore 3×1 definito in (7.1) viene esteso per essere compatibile con il sistema di equazioni riportato in (7.2).
- $\{y\}$ è il vettore 12×1 delle variabili restituite in uscita dal blocco centrale.

Poiché [C] è una matrice identità e [D] è una matrice nulla, si ottiene:

$$\{y\} = \{x\}$$
(7.3)

• Blocco di stato ("State"): posizionato a destra in figura 7.3, fornisce i risultati del modello, ricevendo il vettore $\{y\}$ dal blocco precedente. Di conseguenza, il blocco State fornisce il valore delle variabili di stato, raccolte nel vettore $\{x\}$.

$$\{x\} = [x_N, y_E, z_D, \phi, \theta, \psi, p, q, r, u, w, \beta]^{\mathrm{T}}$$
(7.4)

dove:

- $-(x_N, y_E, z_D)$ rappresentano le coordinate della posizione del velivolo secondo il sistema di riferimento NED (sottoparagrafo 3.1.1);
- $-(\phi, \theta, \psi)$ sono gli angoli di assetto (sottoparagrafo 3.1.3);
- -(p,q,r) rappresentano le velocità angolari;
- (u, w, β) sono rispettivamente le componenti di velocità lungo gli assi corpo del velivolo x_B, y_B e l'angolo di sideslip.

Per eccitare i modi della dinamica del Cirrus SR22, si ricorre alle manovre individuate nel precedente capitolo 5. È quindi necessario definire la durata dell'input e l'entità della deflessione applicata alla superficie di comando, in modo da identificare la manovra più efficace per eccitare ciascun modo della dinamica. L'analisi è stata condotta attraverso un processo iterativo di prove e tentativi. Di seguito, per i modi fugoide, corto periodo e dutch roll, per brevità, si riportano esclusivamente i risultati delle combinazioni ottimali dei parametri individuati per la migliore stimolazione di ciascun modo dinamico.



Si sottolinea che l'ampiezza della deflessione e la durata dell'input devono essere limitate affinché le variazioni delle variabili del vettore di stato rimangano contenute e all'interno dei margini di validità della teoria dei piccoli disturbi.

7.2.1 Fugoide

Per eccitare il modo fugoide del Cirrus SR22, si applica un impulso (singlet) al comando dell'equilibratore (figura 7.5).



Figura 7.4: diagramma a blocchi dei comandi

Come mostrato in figura 7.4, il singlet è generato utilizzando due blocchi "step", la cui risposta, sommata attraverso il blocco "sum", produce la deflessione desiderata. Tramite il blocco "scope", è possibile visualizzare l'input risultante (figura 7.5), applicato all'equilibratore. L'input ha una durata di 10.5 secondi e un'ampiezza di 0.1°.



Figura 7.5: singlet di 10.5 secondi con deflessione dell'equilibratore di 0.1°

In figura 7.6 sono evidenziati i picchi delle variabili più rilevanti per l'analisi, che forniscono i risultati migliori. In particolare, sono stati selezionati i picchi con una prominenza almeno pari a 1/100 della prominenza massima tra tutti i picchi individuati.

In tabella 7.2 sono riportati i valori delle principali grandezze che caratterizzano il modo fugoide. In particolare, si effettua un confronto tra i valori di riferimento (Reference





Figura 7.6: massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per il fugoide; il segmento rosso verticale indica l'inizio della risposta libera. I picchi sono stati selezionati imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza massima.

Values - RV) e quelli stimati con il Kimberlin Method (KM), introdotto nel capitolo precedente 6. Si sottolinea che ciascun parametro stimato è stato calcolato per ognuna delle tre variabili in gioco (θ , q, V_{∞}), e successivamente è stata calcolata la media, riportata in tabella 7.2.

Per l'applicazione del KM, è necessario determinare un valore medio della variabile in condizioni di equilibrio, che ha un'influenza determinante sulla qualità della stima. Nel caso del modo fugoide, per le variabili prese in considerazione (figura 7.6), ovvero θ , qe V_{∞} (angolo di elevazione, velocità angolare di beccheggio e velocità indisturbata della corrente), è stato scelto zero come valore medio. Questo perché, una volta cessate le oscillazioni, ciascuna di queste variabili tende ad attestarsi prorpio attorno a tale valore.

	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
RV	0.141756	44.36	78.13	0.0625	0.1419
KM	0.141758	44.35	73.21	0.0665	0.1423
$e_r(\%)$	0.001	0.001	6.30	6.46	0.28

Tabella 7.2: confronto tra i valori di riferimento e quelli stimati per il modo fugoide

Dai risultati riportati in tabella 7.2, emerge che il metodo di stima adottato consente di valutare con ottima precisione la pulsazione naturale, la pulsazione e, di conseguenza, anche il periodo. Questo è dovuto alla buona visibilità e identificabilità dei picchi, che



permette di ottenere valori molto vicini a quelli di riferimento. Ciò grazie alla possibilità di disporre di molti picchi.

Al contrario, il coefficiente di smorzamento risulta più difficile da stimare con precisione, infatti sussiste una maggiore incertezza a causa del metodo grafico impiegato (paragrafo 6.2.1). Lo stesso discorso vale per il tempo di dimezzamento, che dipende direttamente dallo smorzamento e quindi soggetto al medesimo errore. Inoltre la scelta del valore medio della variabile in condizioni di equilibrio influisce direttamente sulla precisione della stima del coefficiente di smorzamento. Un'errata definizione di questo valore può introdurre errori significativi. Nonostante queste incertezze, la stima complessiva risulta sufficientemente accurata, con un errore che si mantiene ben al di sotto del 10%.

7.2.2 Corto periodo

Per eccitare il modo di corto periodo, si applica un doublet al comando dell'equilibratore, con una durata complessiva di 0.92 secondi e un'escursione totale di 2°.

La figura 7.7 rappresenta lo schema a blocchi in Simulink utilizzato per generare il doublet. Il segnale è ottenuto combinando l'uscita di tre blocchi "step", sommati attraverso un blocco "sum", per produrre l'input desiderato. La figura 7.8 illustra invece il segnale risultante applicato all'equilibratore.



Figura 7.7: schema Simulink utilizzato per generare il doublet applicato all'equlibratore

La figura 7.9 riporta la risposta ottenuta nelle variabili più significative, evidenziando le oscillazioni caratteristiche di questo modo.

Dai dati estratti dalla simulazione, sono stati individuati i parametri principali che caratterizzano il modo di corto periodo. In tabella 7.3 si riporta un confronto tra i valori





Figura 7.8: segnale di input applicato all'equilibratore per eccitare il corto periodo



Figura 7.9: massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per il corto periodo; il segmento rosso verticale indica l'inizio della risposta libera. I picchi sono stati selezionati imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza massima.

di riferimento (Reference Values - RV) e quelli stimati tramite due metodi: il Time Ratio Method (TRM) e il Pilot Estimation Method (PEM), introdotti nel capitolo 6.

Per ciascun parametro, la stima è stata effettuata separatamente sulle due variabili in gioco ($\alpha \in w$) e successivamente è stata calcolata la media dei valori ottenuti. I valori riportati in tabella 7.3 sono il risultato di questa operazione.

	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (\mathrm{rad/s})$
RV	1.3130	4.79	0.39	0.8071	2.2239
TRM	1.4724	4.27	0.41	0.7566	2.2529
PEM	1.3340	4.71	<1.00	>0.7000	>1.8680
$e_r(\%)$ TRM	12.14	10.83	5.30	6.25	1.31
$e_r(\%)$ PEM	1.60	1.57	-	-	-

Tabella 7.3: confronto tra i valori di riferimento e stimati per il modo corto periodo con TRM e PEM

L'analisi dei risultati mostra che il TRM fornisce una buona stima dei parametri del corto periodo, pur con alcune discrepanze rispetto ai valori di riferimento. L'errore più



significativo riguarda la pulsazione ω e il periodo T, con differenze superiori al 10%, dovute al metodo di calcolo che sfrutta il coefficiente di smorzamento e la pulsazione naturale. Questo in qualche modo comporta un accumulo degli errori, che amplifica le discrepanze nei risultati finali. Si sottolinea inoltre che il TRM è stato applicato al punto di massimo evidenziato in rosso nella figura 7.9, che è il primo picco maggiormente evidente della risposta libera.

Il PEM, invece, fornisce una stima molto più accurata per $\omega \in T$, con errori inferiori al 2%. Tuttavia, affinché il metodo sia applicabile, è necessario che siano presenti almeno due picchi nella risposta libera. Se fosse disponibile un solo picco, il metodo non sarebbe in grado di stimare né T né, di conseguenza, ω . Inoltre, la precisione del PEM è garantita dalla pulizia del segnale e dall'assenza di rumore significativo, che consentono di determinare la posizione dei picchi corretti. Inoltre, il metodo non permette di determinare parametri come ζ , $t_{1/2} \in \omega_n$, per i quali si possono solo fornire limiti superiori o inferiori.

In sintesi, il TRM consente una stima completa di tutti i parametri, sebbene con qualche imprecisione, mentre, in questo contesto, il PEM si dimostra più affidabile per la pulsazione e il periodo. Tuttavia, la qualità dei risultati può degradare rapidamente in presenza di rumore o picchi anomali nel segnale, fino a portare a stime completamente errate.

7.2.3 Dutch roll

La stimolazione del modo dutch roll è ottenuta attraverso l'applicazione di un doublet al timone. La manovra ha una durata totale di 1 secondo, con una deflessione massima di 4°.

La figura 7.10 mostra il segnale di ingresso applicato, mentre la figura 7.11 illustra la risposta del velivolo, attraverso l'andamento delle variabili di maggiore interesse.



Figura 7.10: doublet applicato al timone per eccitare il dutch roll

La generazione del doublet in Simulink (figura 7.12) è stata realizzata utilizzando tre blocchi "step", la cui risposta, sommata tramite il blocco "sum", genera l'input desiderato. Successivamente, il segnale risultante è stato visualizzato attraverso il blocco "scope", ottenendo l'andamento mostrato in figura 7.10.





Figura 7.11: massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per il dutch roll; il segmento rosso verticale indica l'inizio della risposta libera. I picchi sono stati selezionati imponendo una prominenza minima pari a 1/100 della prominenza massima.



Figura 7.12: schema Simulink utilizzato per generare il doublet applicato al timone



La tabella 7.4 opera un confronto tra i valori di riferimento (Reference Values - RV) e quelli stimati mediante il Log Decrement Method (LDM) e il Pilot Estimation Method (PEM), dettagliati nel capitolo 6. Ogni valore riportato è il risultato di una media calcolata sulle stime del parametro considerato, effettuate separatamente per ciascuna delle variabili analizzate: β, ψ, p, r, v .

Per l'applicazione del LDM, è necessario individuare un valore medio della variabile in condizioni di equilibrio. Nel caso del modo dutch roll, si è proceduto nel seguente modo:

- Per β, p, r e v (angolo di sideslip, velocità angolare di rollio, velocità angolare di imbardata e componente y della velocità della corrente) è stato assunto un valore medio pari a zero, in quanto queste variabili tendono naturalmente a questo valore una volta cessate le oscillazioni.
- Per ψ (angolo di prua) è stato invece considerato il valore medio tra l'estremo destro (30 secondi) e l'estremo sinistro (0 secondi) del grafico, poiché la variabile sembra stabilizzarsi attorno a un valore diverso da zero.

	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (\mathrm{rad/s})$
RV	1.1549	5.44	2.84	0.2071	1.1805
LDM	1.1562	5.43	2.84	0.2066	1.1817
PEM	1.1580	5.43	2.00	0.3200	1.2238
$e_r(\%)$ LDM	0.11	0.11	0.14	0.24	0.10
$e_r(\%)$ PEM	0.27	0.26	37.58	54.53	3.67

Tabella 7.4: confronto tra i valori di riferimento e stimati per il modo dutch roll con LDM e $$\operatorname{PEM}$$

L'analisi dei risultati evidenzia che il LDM consente di ottenere una stima accurata dei parametri del dutch roll, con errori inferiori all'1%. Questo metodo risulta tanto più affidabile quanto maggiore è il numero di picchi corretti¹ disponibili per l'analisi. Infatti, in questo modo il metodo grafico del LDM per la stima del coefficiente di smorzamento e della pulsazione può essere applicato più volte, ottenendo diverse misurazioni che vengono successivamente mediate per ottenere un unico valore più robusto.

Il PEM, invece, fornisce risultati contrastanti: sebbene la pulsazione ω e il periodo T siano stimati con un errore inferiore allo 0.5%, la determinazione dello smorzamento

 $^{^1 {\}rm Ovvero,}$ picchi effettivamente attribuibili alla risposta libera del modo, escludendo quelli generati da rumore del segnale o da disturbi esterni



 ζ e dei parametri correlati come il tempo di dimezzamento $t_{1/2}$ risulta poco affidabile. In particolare, l'errore sullo smorzamento supera il 50%, portando a una significativa sovrastima del tasso di decadimento delle oscillazioni.

Le limitazioni del PEM derivano dalla procedura stessa adottata per la stima dello smorzamento, che si basa sul conteggio dei picchi osservabili. Di conseguenza, la stima risulta dipendente dal numero di picchi selezionati e fornisce un valore preliminare, che non è necessariamente accurato.

In conclusione, in questo contesto, il LDM si conferma il metodo più affidabile per la determinazione dei parametri del modo dutch roll, portando ad errori trascurabili. Il PEM, pur essendo preciso nella stima di pulsazione e periodo, si dimostra più adatto come strumento preliminare per ottenere un'idea dell'ordine di grandezza dello smorzamento e dei parametri correlati.

Parte II

Preparazione ed Esecuzione della Prova di Volo

Capitolo 8 Flight Test Instrumentation

Per analizzare la risposta del velivolo alle sollecitazioni impartite dai piloti sui comandi e valutarne le qualità di volo, è stata impiegata una Flight Test Instrumentation (FTI) composta da una serie di dispositivi dedicati alla raccolta e alla registrazione dei parametri di volo. Tra questi, il sensore Spatial di Advanced Navigation (figura 8.1) rappresenta il cuore pulsante della FTI, consentendo l'acquisizione di numerose grandezze necessarie per la caratterizzazione della dinamica del velivolo.

In questo capitolo vengono descritte le caratteristiche, la disposizione e l'installazione dei dispositivi impiegati, con particolare attenzione al sensore Spatial, evidenziando i criteri seguiti per la loro integrazione a bordo.

8.1 Dispositivi impiegati nella FTI

Di seguito sono elencati i dispositivi utilizzati durante la prova di volo:

- Dispositivo Spatial: unità centrale per l'acquisizione dei parametri di volo necessari alla valutazione dei modi della dinamica del velivolo.
- Antenna GNSS: collegata a Spatial, permette l'acquisizione dei dati di navigazione, rendendo il sistema completamente operativo.
- Laptop: fornisce l'alimentazione a Spatial e consente la registrazione e la visualizzazione in tempo reale dei parametri di volo, mediante il software "SpatialManager" [16] di Advanced Navigation.
- Tablet: utilizzato per l'applicazione ForeFlight [9], uno strumento utile per la navigazione e la registrazione di alcuni dati di volo.
- Cronometro: impiegato per segnare i tempi di inizio delle diverse manovre e facilitarne l'individuazione nella registrazione.

Nei sottoparagrafi seguenti vengono descritte più nel dettaglio le caratteristiche principali del dispositivo Spatial, dell'applicazione ForeFlight e del software SpatialManager.



8.1.1 Spatial di Advanced Navigation

Politecnico di Torino

Spatial (figura 8.1) è un sistema di navigazione inerziale di piccole dimensioni (figura 8.2), robusto ed è dotato di un Inertial Navigation System (INS) e un Attitude and Heading Reference System (AHRS), per raccogliere dati precisi su posizione, velocità, accelerazione e orientamento.



Figura 8.1: sensore Spatial [16]



Figura 8.2: disegno tecnico di Spatial [16], dimensioni in millimetri

Il sistema è composto da vari sensori, tra cui:

- Accelerometri;
- Giroscopi;
- Magnetometri;
- Sensore di pressione;



Essi lavorano insieme a un ricevitore GNSS. Tutti questi elementi operano in sinergia attraverso un algoritmo di fusione dei dati, garantendo un'elevata precisione nei dati di navigazione e di orientamento del velivolo [17].

Le specifiche dettagliate dei sensori sono riportate in tabella 8.1.

Parametro	Accelerometri	Giroscopi	Magnetometri	Pressure
Intervallo (dinamico)	$\begin{array}{l} \pm \ 2 \ \mathrm{g} \\ \pm \ 4 \ \mathrm{g} \\ \pm \ 16 \ \mathrm{g} \end{array}$	$\pm 250 \circ s^{-1}$ $\pm 500 \circ s^{-1}$ $\pm 2000 \circ s^{-1}$	$\begin{array}{c} \pm \ 2 \ \mathrm{G} \\ \pm \ 4 \ \mathrm{G} \\ \pm \ 8 \ \mathrm{G} \end{array}$	10 to 100 KPa
Noise Density	$100\mu g/\sqrt{H}z$	$0.004^{\circ}/\mathrm{s}/\sqrt{\mathrm{Hz}}$	$210\mu G/\sqrt{H}z$	$0.56\mu G/\sqrt{H}z$
Bandwidth	$400\mathrm{Hz}$	$400\mathrm{Hz}$	$110\mathrm{Hz}$	$50\mathrm{Hz}$

Tabella 8.1: specifiche tecniche principali dei sensori di Spatial [16]

In tabella 8.2 si riportano invece i dati relativi alla navigazione, mentre in tabella 8.3 vi sono i dati riguardanti il GNSS.

Parametro	Valore
Accuratezza posizione orizzontale	$2.0\mathrm{m}$
Accuratezza posizione verticale	$3.0\mathrm{m}$
Accuratezza velocità	$0.05\mathrm{ms^{-1}}$
Accuratezza rollio e beccheggio (statico)	0.1°
Accuratezza imbardata (statico)	0.5°
Accuratezza rollio e beccheggio (dinamico)	0.2°
Accuratezza imbardata (dinamico con GNSS)	0.2°
Accuratezza imbardata (dinamico, solo magnetico)	0.8°
Intervallo di orientamento	illimitato
Tempo di avvio rapido	$500\mathrm{ms}$

Tabella 8.2: specifiche tecniche principali del sistema di navigazione [16]



Parametro	Valore
Sistemi di navigazione supportati	GPS, GLONASS, GALILEO, BeiDou
Frequenza di aggiornamento	$10\mathrm{Hz}$
Primo fix con avvio rapido	1 s
Primo fix con avvio a freddo	$26\mathrm{s}$
Accuratezza posizione orizzontale	$2.5\mathrm{m}$
Accuratezza velocità	$0.05{ m ms^{-1}}$
Accuratezza del tempo	$30\mathrm{ns}$
Limite di accelerazione	$4\mathrm{g}$

Tabella 8.3: specifiche tecniche GNSS [16]

Per le specifiche complete fare riferimento al manuale [16].

Il dispositivo Spatial genera in output un file con estensione ".anpp", un protocollo binario proprietario di Advanced Navigation. Questo file può essere convertito utilizzando il software Spatial Manager, che produce una cartella contenente diversi file, tra cui il file "state.csv". Quest'ultimo include un totale di 52 parametri, descritti in dettaglio nel manuale [15], con una frequenza di campionamento di 100 valori al secondo.

Molti di questi 52 parametri sono relativi a segnali di validità, i quali monitorano lo stato di salute dei sensori e il rispetto dei limiti operativi. Essi sono stati considerati nell'analisi per verificare l'affidabilità dei dati raccolti. Tuttavia, ai fini delle successive elaborazioni, sono stati selezionati solo 13 parametri specifici.

- accelerazioni lungo i tre assi del sistema di riferimento di Spatial (figura 8.6);
- velocità angolari rispetto i tre assi del sistema di riferimento di Spatial (figura 8.6);
- angoli di Eulero;
- componeti di velocità rispetto al sistema di riferimento NED;
- altezza riferita all'ellissoide WGS84;

8.1.2 Spatial Manager

Spatial Manager è un software sviluppato da Advanced Navigation per la gestione del dispositivo Spatial. La sua interfaccia consente di eseguire diverse operazioni, tra cui la configurazione del dispositivo e la visualizzazione in tempo reale dei dati acquisiti.



Nella schermata principale, riportata in figura 8.3, è immediatamente visibile un indicatore di assetto in stile aeronautico, che mostra il beccheggio e il rollio rispetto all'orizzonte artificiale, oltre alla prua del velivolo. Al di sotto di tale indicatore, è presente una mappa che permette di visualizzare la posizione del velivolo e la sua traiettoria nel tempo.



Figura 8.3: interfaccia del software Spatial Manager

La schermata include anche una sezione "status", utile per monitorare lo stato del sistema e verificare il numero e la tipologia di satelliti agganciati, indicando se il segnale GNSS è stabile.

Un'altra funzione chiave di Spatial Manager è il sistema di logging automatico, che consente di registrare i dati di volo e salvarli in un file con estensione ".anpp". Questi file possono essere successivamente convertiti in formati più accessibili, come CSV, GPX o KML, facilitando l'analisi dei dati tramite software come Excel, Matlab o Google Earth.

Durante le attività di volo, Spatial Manager è stato impiegato per monitorare in tempo reale l'andamento di alcuni parametri registrati (figura 8.4), fornendo un riscontro immediato ai piloti riguardo l'esecuzione delle manovre. Ciò ha permesso di ottimizzare la raccolta dei dati, assicurandosi che le manovre eseguite avessero correttamente eccitato i modi della dinamica e che i dati acquisiti fossero adeguati all'analisi successiva.





Figura 8.4: monitoraggio in tempo reale di alcuni parametri

8.1.3 ForeFlight

ForeFlight [9] è un'applicazione ampiamente utilizzata dai piloti per la pianificazione e la navigazione in volo, consentendo una consultazione agevole delle cartine VFR e IFR. Se installata su un iPad dotato di ricevitore GPS, l'applicazione è in grado di registrare alcuni parametri di volo, tra cui posizione, quota e velocità.

Nel contesto di questa attività di tesi, è stato impiegato un iPad con ForeFlight, utilizzato sia per la pianificazione della rotta di volo, sia come strumento supplementare per la raccolta dei dati. Un aspetto utile di ForeFlight è la sua capacità di attivare automaticamente la registrazione dei dati non appena viene percepito il movimento a terra del velivolo. I dati vengono memorizzati in modo ordinato all'interno della sezione "Track Logs", che fornisce informazioni dettagliate sul volo, come gli orari di decollo e atterraggio, facilitando la redazione del report di volo.

Sebbene i dati raccolti da ForeFlight siano meno accurati rispetto a quelli acquisiti dal dispositivo Spatial e non siano utilizzabili per l'analisi, l'applicazione offre il vantaggio di una consultazione rapida e immediata, specialmente per quanto riguarda orari e tracking del volo. Per brevità, si omette una descrizione dettagliata dei parametri raccolti, poiché non vengono impiegati nell'analisi approfondita dei dati. In definitiva, la praticità di utilizzo di ForeFlight a bordo dell'aeromobile lo ha reso un valido supporto operativo.





Figura 8.5: interfaccia dell'applicazione ForeFlight

8.2 Disposizione della FTI

In questo paragrafo vengono illustrati i vincoli e le considerazioni adottate per il posizionamento di Spatial e dell'antenna GNSS a bordo del velivolo. Si descriveranno inoltre le fasi di installazione e la progettazione e realizzazione del supporto necessario per il montaggio del dispositivo.

8.2.1 Vincoli e linee guida per l'installazione di Spatial

Per garantire un'installazione ottimale del sensore Spatial, è necessario considerare sia le linee guida fornite dal produttore, che i vincoli specifici legati all'integrazione nel velivolo e relativi alle considerazioni per ottenere la migliore registrazione possibile dei dati di volo.

Linee guida del produttore

Il manuale di Spatial [16] fornisce alcune raccomandazioni fondamentali per l'installazione del sensore, volte a garantirne il corretto funzionamento e l'affidabilità delle misure:

- Minimizzazione delle vibrazioni: il sensore dovrebbe essere montato in una posizione che riduca al minimo l'esposizione a elevati livelli di vibrazione.
- Gestione della temperatura: Spatial deve essere installato in un'area in cui la temperatura rimanga entro il range operativo, con una disposizione che permetta un'adeguata dissipazione del calore.
Politecnico di Torino

- Libertà dei fori di ventilazione: i due fori laterali del dispositivo non devono essere ostruiti, per evitare problemi di surriscaldamento.
- Distanza dalle fonti di interferenze magnetiche: se si utilizza il magnetometro integrato per individuare la prua magnetica, Spatial deve essere posizionato ad almeno 0.5 metri di distanza da sorgenti di disturbo, come cavi ad alta corrente, motori, masse metalliche in movimento o macchinari rotanti.
- Prossimità al baricentro: quando possibile, Spatial dovrebbe essere montato vicino al baricentro del velivolo.

Vincoli specifici per l'installazione nel velivolo

Oltre alle linee guida generali fornite dal produttore, sono stati definiti ulteriori vincoli, mirati a garantire la migliore acquisizione possibile dei dati di volo e un'installazione compatibile con la struttura del velivolo:

- Fissaggio solidale alla struttura: il dispositivo deve essere solidamente ancorato al velivolo per evitare movimenti indesiderati che potrebbero compromettere l'accuratezza delle misure.
- Installazione senza modifiche strutturali: la posizione scelta non deve richiedere interventi strutturali significativi sull'aeroplano.
- Accessibilità per il cablaggio: la posizione scelta deve garantire l'accesso ai connettori, per il collegamento con l'antenna GNSS e il computer.
- Interferenza con le attività di bordo: l'installazione del sensore non deve ostacolare l'accesso alla cabina, né interferire con le normali attività a bordo.

Considerando questi vincoli, si è scelto di fissare Spatial su uno dei binari delle guide dei sedili, come illustrato in figura 8.7. Il dispositivo è stato montato sul binario più interno, nella fila dei sedili di destra, e nella posizione più arretrata possibile, per avvicinarlo al baricentro del velivolo. Questa disposizione permette di minimizzare l'impatto sull'accessibilità della cabina, garantendo al contempo un'installazione stabile e sicura. Inoltre, in questo modo, si ha anche la possibilità di allineare gli assi del dispositivo (figura 8.6), con gli assi dell'aeroplano, non rendendo necessario una calibrazione software e semplificando così l'analisi dei dati.





Figura 8.6: direzione degli assi di Spatial [16]



Figura 8.7: posizione dispositivo Spatial

8.2.2 Installazione di Spatial

Per installare il dispositivo Spatial sul binario dell'aeromobile, è stato necessario progettare un supporto dedicato che consentisse un fissaggio sicuro, sfruttando sia i fori presenti sulla guida del binario, sia quelli della piastra di montaggio di Spatial.

La progettazione del supporto ha dovuto tenere conto di una serie di vincoli dimensionali:

• Larghezza del supporto: doveva essere sufficientemente largo per ospitare il dispositivo Spatial, che ha una larghezza di 30 mm. Per garantire un margine adeguato, è stato scelto un profilo largo 40 mm.





Figura 8.8: piastra di montaggio e guida per i fori di Spatial (quote in mm). I fori sono progettati per viti a testa cilindrica M2 [16]

- Lunghezza del supporto: doveva essere abbastanza grande da accogliere il dispositivo Spatial (40.7 mm) e, al contempo, intercettare i fori della guida sottostante, il cui interasse è di 77.4 mm con diametro fori 7 mm. Considerando questi vincoli, si è optato per un profilo lungo 100 mm, in modo da garantire una corretta disposizione e facilitare il fissaggio.
- Materiale: il supporto doveva essere realizzato con un materiale abbastanza tenero da consentire la foratura e il taglio in modo agevole, ma anche sufficientemente resistente da mantenere la propria forma senza flessioni indesiderate. Per questo motivo, si è scelto un profilo in alluminio con uno spessore adeguato a garantire robustezza e stabilità.

Le dimensioni della piastra di montaggio del dispositivo (interassi fori di 26 mm e 37 mm), illustrate in figura 8.8, e le principali quote del punto di installazione sul binario (figura 8.9), sono state i riferimenti fondamentali per la progettazione del supporto. Il risultato finale del progetto, realizzato in SolidWorks, è riportato in figura 8.10, mentre in figura 8.11 sono riportate le relative quote costruttive.

Infine, la figura 8.12 mostra una rappresentazione dell'installazione definitiva del supporto con il dispositivo Spatial montato a bordo, evidenziando la disposizione complessiva.





Figura 8.9: principali quote di interesse in millimetri del binario per la realizzazione del supporto



Figura 8.10: supporto in alluminio per l'installazione di Spatial sul binario



Figura 8.11: quote in millimetri del supporto progettato per l'installazione di Spatial





Figura 8.12: progetto di installazione

Dopo la progettazione, si è passati alla realizzazione pratica del supporto. Per la costruzione, è stato individuato un lungo profilo piatto in alluminio che rispettasse le specifiche progettuali. Successivamente, si è proceduto con il taglio e la foratura del materiale, seguendo le misure indicate nel disegno tecnico.

Per garantire il fissaggio del dispositivo senza interferenze con il binario, sono stati realizzati degli svasi nella parte inferiore del supporto, in modo da poter inserire viti a testa svasata M2. Una volta fatte passare le viti attraverso i fori della piastra di montaggio di Spatial e del supporto, i due elementi sono stati collegati saldamente con dadi avvitati alle viti M2.

Il supporto, con Spatial montato sopra, è stato poi fissato alla guida del sedile mediante una vite M8. Tuttavia, poiché i fori della guida dei sedili non erano filettati, si è reso necessario filettarli con un maschio da filettatura, in modo da creare una sede adatta all'inserimento della vite M8. In questo frangente, particolare attenzione è stata posta nel non modificare in modo invasivo la struttura dell'aeromobile. La filettatura dei fori è stata effettuata con cura per garantire che non interferisse con il corretto funzionamento del sistema di regolazione dei sedili, che utilizza dei perni mobili inseribili nei fori per permettere il bloccaggio e lo scorrimento del sedile.

La figura 8.13 illustra le fasi di realizzazione del supporto, dal taglio del materiale alla foratura per il fissaggio. La figura 8.14, invece, mostra l'installazione finale del dispositivo Spatial a bordo del velivolo.





(a) realizzazione fori supporto



(b) taglio del supporto

Figura 8.13: realizzazione del supporto



Figura 8.14: installazione di Spatial a bordo



8.2.3 Vincoli e linee guida per l'installazione dell'antenna GNSS

In relazione alla corretta installazione dell'antenna GNSS, si impongono i seguenti vincoli tecnici, estratti da manuale [16], per garantire prestazioni ottimali e un funzionamento affidabile.

- L'antenna deve essere posizionata in modo da offrire una visuale diretta e completamente libera da ostruzioni verso il cielo, requisito indispensabile per assicurare una ricezione ottimale dei segnali satellitari.
- Essa va installata in maniera verticale e, ove possibile, in prossimità dell'unità Spatial, preferibilmente in una configurazione elevata (idealmente sopra l'unità stessa).
- L'antenna deve essere montata lontano da fonti di emissione RF, cavi ad alta corrente, sorgenti di elevate temperature e macchinari in movimento, per evitare interferenze che possano compromettere la qualità del segnale.
- Il cablaggio dell'antenna deve essere instradato attentamente, evitando il passaggio in prossimità di potenti emettitori RF e di altre fonti di disturbo, per garantire l'integrità del segnale.

8.2.4 Installazione dell'antenna

Basandosi sulle considerazioni sopra elencate, è stato deciso di installare l'antenna GNSS sul finestrino lato copilota, come si nota dalla figura 8.15. Tale scelta deriva dalla necessità di garantire una visuale il più possibile diretta e priva di ostruzioni verso il cielo, requisito essenziale per una ricezione ottimale dei segnali satellitari. Una posizione più arretrata, vicino all'area passeggeri, avrebbe infatti comportato la presenza di un ostacolo, ovvero la struttura dell'ala soprastante, che avrebbe maggiormente inficiato la ricezione. Contestualmente, è stato verificato che il posizionamento prescelto non interferisse con l'attività del copilota. Per il fissaggio dell'antenna è stato impiegato del nastro adesivo, in grado di garantire un ancoraggio stabile, senza necessitare di altri supporti che potrebbero invece richiedere modifiche, anche minime, alla struttura dell'aeromobile. Inoltre, la scelta del finestrino lato copilota ha permesso di ottimizzare il dispiegamento dei cavi verso il dispositivo Spatial, facilitando una gestione ordinata del cablaggio.





Figura 8.15: posizione antenna GPS $% \left({{{\rm{GPS}}} \right)$

Capitolo 9 Prova di volo

Prima della prova di volo, viene redatto un piano di volo volto alla programmazione minuziosa di ogni aspetto necessario alla corretta conduzione del test. Successivamente, viene presentato un report relativo alla prova di volo e infine vengono mostrati i dati relativi alla prova di volo.

9.1 Obiettivo del test

L'obiettivo della prova di volo è eccitare i principali modi della dinamica del velivolo P68C, ovvero il corto periodo, il fugoide e il dutch roll, applicando opportuni input ai comandi di volo, descritti in dettaglio nel capitolo 5. Saranno effettuati più test, variando la durata dell'input e l'escursione della barra di comando, al fine di individuare l'input che meglio stimola ciascun modo.

9.2 Pianificazione della prova di volo

Tanti sono gli aspetti da tenere in considerazione e da pianificare prima di effettuare un volo tradizionale e ad essi si affiancano una serie di considerazioni aggiuntive per svolgere invece un volo test. In particolare, si valutano le condizioni meteo, la configurazione dell'aeroplano più adeguata, la zona di operazioni, l'eventuale interferenza della strumentazione con l'avionica di bordo e la relativa collocazione ottimale, la sequenza e il numero di manovre da eseguire, il corretto bilanciamento delle masse all'interno dell'aeroplano e i suoi limiti operativi.

9.2.1 Sequenza e numero delle manovre

Si decide di effettuare almeno tre manovre per ogni modo della dinamica del velivolo, provando di volta in volta a variare la durata dell'input da fornire al comando. Poi, in base alle necessità e alla eventuale mancata riuscita di una delle manovre esse possono all'occorrenza essere rieseguite. Per alleviare il carico sui piloti, è stato redatto uno schema essenziale (figura 9.1) da poter consultare durante il volo, che riporta la sequenza delle manovre, una loro descrizione sintetica e la durata totale dell'input da fornire sul comando.





before any maneuver, a solid trim shot should be achieved

Short Period

INTPUT	DESCRIPTION	INTPUT DURATION (sec)	COMMENTS
Pitch doublet	 Nose down nose up back to trim 	3	
Pitch doublet	 Nose down nose up back to trim 	2	
Pitch doublet	 Nose down nose up back to trim 	1	

Phugoid

INTPUT	DESCRIPTION	INTPUT DURATION (sec)	COMMENTS
Pitch singlet	1. Nose up 210/15 kt 3. back to trim	-	
Pitch singlet	1. Nose up 210/15 kt 3. back to trim	-	
Pitch singlet	1. Nose up 210/15 kt 3. back to trim	-	

Dutch Roll

INTPUT	DESCRIPTION	INTPUT DURATION (sec)	COMMENTS
Yaw doublet	 Left rudder Right rudder Back to trim 	3	
Yaw doublet	 Left rudder Right rudder Back to trim 	-	
Yaw doublet	 Left rudder Right rudder Back to trim 	-	

Figura 9.1: schema con la sequenza delle manovre

La durata dell'input da applicare ai comandi deve essere nell'intorno della frequenza di ciascun modo della dinamica che si vuole sperimentare. Tuttavia, non essendo a priori a conoscenza di tali frequenze, si adotta un ventaglio di input di diverse durate, per poi identificare direttamente in volo quello che meglio stimola ciascun modo della dinamica.



Inoltre, secondo Kimberlin [10], normalmente il modo di corto periodo presenta un periodo al di sotto dei 3 s, il fugoide un periodo maggiore di 30 s, invece per Corda [3], il dutch roll possiede un periodo compreso tra i 3 s e i 15 s.

Quindi per il corto periodo, si è deciso di partire da un input di 3s, per poi passare ad un input di 2s ed infine di 1s. Per il dutch roll invece si è deciso di partire da un input di 3s di durata, per poi valutare direttamente in volo la risposta del velivolo e valutare le durate delle manovre seguenti. Infine per il fugoide, seguendo le indicazioni riportate nel capitolo 5, non si specifica la durata dell'input, bensì si utilizza la velocità come parametro di riferimento e si valuteranno possibili variazioni dell'input sui comandi, valutando la risposta del velivolo direttamente durate la prova di volo.

Per stimare il tempo necessario all'esecuzione delle nove manovre, si ipotizzano i seguenti intervalli temporali:

- Si considera un tempo medio di circa 10 s prima dell'esecuzione di ogni manovra, ritenuto ragionevole per raggiungere le condizioni di trim e verificarne il mantenimento.
- Si considera un tempo di circa 10 s dall'inizio di ogni manovra di corto periodo fino allo smorzamento delle oscillazioni.
- Si considera un tempo di circa 150 s per lo smorzamento del modo fugoide.
- Si considera un tempo di circa 60 s per il modo dutch roll.

Sulla base di tali ipotesi, in totale, il tempo stimato per l'esecuzione delle nove manovre è di 750 s (12 minuti e 30 secondi).

9.2.2 Zona di operazioni

L'aeroporto base del P68C è quello di Torino-Caselle (codice ICAO: LIMF), per cui la partenza e il rientro avverranno presso tale località. L'aeroporto alternato prestabilito è quello di Torino-Aeritalia (codice ICAO: LIMA). Per la zona di operazioni, è stata scelta un'aerea ampia, priva di rilievi significativi e che fosse relativamente meno trafficata. in questo frangente, fondamentale è stato il confronto con i piloti proprio per individuare la zona più adatta. La scelta è ricaduta sull'aerea compresa tra la radioassistenza alla navigazione aerea denominata TOP ¹, vicino al paese di poirino, e la città di Asti. Di seguito si riportano, nell'ordine, i punti pianificati della rotta di volo:

• LIMF: codice ICAO dell'aeroporto di Torino-Caselle;

¹codice identificativo del VOR/DME di Torino





- Volpiano: punto di riporto VFR e di uscita dall'Aerodrome Traffic Zone (ATZ) di Torino-Caselle;
- TOP: codice identificativo della radioassistenza VOR/DME di Torino;
- Asti;
- Nichelino;
- LIMF;

Si configura così la rotta riportata in figura 9.2.



Figura 9.2: rotta di volo [9]

9.2.3 Condizioni del test

In tabella 9.1, sono riportate le condizioni necessarie all'esecuzione della prova di volo.

Intervallo di velocità

L'intervallo di velocità prestabilito è quello compreso all'interno dell'arco verde dell'anemometro del P68C, il quale indica le velocità in cui l'aeroplano può essere condotto senza limitazioni particolari: come previsto dai limiti operativi (appendice A), la velocità di manovra, superata la quale non è possibile portare a fondo corsa i comandi, è di 130 nodi, essa quindi fissa il limite di velocità massima per garantire la condotta in piena sicurezza



Parametro	Valore/Descrizione
intervallo di velocità (KIAS)	100 - 120
intervallo di altitudine (ft MSL)	3500 - 5000
configurazione aeroplano	crociera, flap $0^\circ,$ condizioni di trim
regole del volo	Visual Flight Rule (VFR) - Instrumental Flight Rule (IFR)
condizioni meteo	vento calmo, nessuna nuvola significativa, no turbolenza, visibilità > $5km$

Tabella 9.1: condizioni del test

dell'aeroplano durante la prova di volo. Mentre, la velocità minima per evitare lo stallo, anche nelle condizioni di volo limite (come quella dello stallo accelerato ad elevati angoli di rollio e a pieno carico), è di di 90 nodi ed essa viene considerata la velocità minima. Infine, per mantenere una distanza di sicurezza da tali margini, l'intervallo di velocità ottimale viene stabilito essere di 100 - 120 nodi.

Intervallo di altitudine

Considerando l'area di operazioni stabilita, compresa tra il paese Poirino e la città Asti, l'orografia del terreno sotto stante e seguendo il regolamento che specifica il limite inferiore di quota di almeno 1000 ft sui centri abitati, si decide di rimanere all'interno dello spazio aereo di classe D che si estende da 3500 ft a 8500 ft. La possibilità di rimanere in uno spazio aereo controllato consente, in questo caso, di effettuare la prova di volo con aggiornamenti sul traffico aereo limitrofo, essendo in costante contatto con Milano radar. Inoltre, per ragioni di sicurezza, una quota maggiore consente tempi di recupero da eventuali condizioni di volo non desiderate (stallo) estesi. Sulla base di tali considerazioni, l'intervallo di quota si stabilisce essere compreso tra i 3500 ft e i 5000 ft rispetto al livello medio del mare.

Configurazione aeroplano

Avendo a disposizione un'unica prova di volo per motivi organizzativi e di tempo, la configurazione dell'aeroplano prestabilita per l'esecuzione della manovre è quella relativa al volo in crociera, senza flap estesi, quella che meno incide sulle capacità operative dell'aeroplano e permette di evitare ulteriori fattori da gestire durante l'esecuzione delle manovre, riducendo la complessità del volo di prova e il numero di limitazioni operative



da considerare. Inoltre, si sottolinea che, come specificato nel capitolo 5, prima di eseguire qualunque manovra per eccitare i modi caratteristici della dinamica del velivolo, è necessario raggiungere solide condizioni di trim.

Regole del volo

Le regole del volo che consentono di avere una certa libertà nell'effettuare tali operazioni nell'area stabilita, sono quelle del volo a vista (Visual Flight Rule - VFR). Tuttavia, per il rientro all'aeroporto di Caselle, in caso di traffico non intenso, al fine di accorciare il tempo di volo, si preferisce optare per una procedura si avvicinamento stumentale seguendo l'Instrumental Landing System (ILS) sulla base delle regole del volo strumentale (Instrumental Flight Rule - IFR) e su concessa autorizzazione da parte dell'ente di controllo. Quindi, tale percorso di rientro verrà seguito durante la prova di volo, solo se presenti le condizioni sopracitate. In alternativa, verrà seguito lo stesso percorso dell'andata, con inserimento nell'ATZ di Torino-Caselle attraverso il punto di riporto VFR situato sulla città di Volpiano.

Condizioni meteo

La presenza di buone condizioni meteo è fondamentale per la condotta in sicurezza del velivolo in VFR e, nel caso della prova di volo, anche per la cattura ottimale dei dati di volo. Le regole del volo a vista richiedono una visibilità minima di 5 km, con una separazione verticale dalle nubi di 1500 ft e di 1000 m in orizzontale, mantenendosi a distanza da ogni nuvola significativa, che è una pontenziale minaccia la sicurezza del volo, come i cumuli, i cumuli torreggianti e i cumulonembi. Il vento è un altro aspetto di cui tenere conto prima di effettuare il volo, infatti sussistono delle limitazioni legate al velivolo e all'aeroporto. La prima, relativa al P68C, come riportato nelle limitazioni in appendice A tratta dal manuale dell'aeromobile [1], specifica che la massima velocità del vento traverso dimostrata per atterraggi e decolli è di 25 kt. La seconda è invece relativa all'aeroporto, infatti, come riportato nell'Aeronautical Information Publicatio) (AIP) [22], quello di Caselle ammette decolli e atterraggi dalla pista 36 se la componente di vento in coda è minore di 7 kt in caso di pista asciutta e, anche se la pista fosse bagnata ma fino a 5 kt². Invece, per l'aeroporto di Torino Aeritalia, l'AIP [22] riporta che i decolli e

²Parte 3 - AEROPORTI (AD) / AD 2 Aeroporti Certificati / AD 2 LIMF - TORINO Caselle / LIMF AD 2.20 REGOLAMENTI LOCALI DI AEROPORTO / 1 Uso preferenziale delle piste. Disponibile su: https://www.enav.it/services/list/aip, consultato il 01-03-2025.



gli atterraggi non sono contenti qualora la componente di vento in coda superi i 5 kt³. In definitiva, per evitare complicazioni durante il volo, l'assenza di vento, quanto meno al suolo, rappresenta la condizione ideale. L'eventuale presenza di un vento teso in quota non costituisce un problema per il velivolo e non comprometterebbe nemmeno la qualità dei dati di volo. Invece, la presenza di turbolenza atmosferica rischierebbe di indurre dei disturbi non desiderati nella registrazione dei dati di volo durante una delle manovre da eseguire. Pertanto, al fine di ridurre al minimo eventuali disturbi esterni, la condizione ideale è quella rappresentata dall'assenza di aria turbolenta. In definitiva, il giorno della prova di volo, dovrà presentare una condizione meteo in cui la visibilità è sufficientemente elevata, non vi sia la presenza di nubi, come cumuli, cumuli torreggianti e cumulonembi lungo tutta la tratta di volo e che la turbolenza atmosferica sia quanto più possibile limitata.

9.2.4 Navigation log

Definita la zona di operazioni, le condizioni per la prova di volo e la durata totale delle manovre da eseguire, viene redatto il Navigation Log (NavLog), riportato in figura 9.3. Per la pianificazione del volo, viene utilizzata l'applicazione ForeFlight [9], uno strumento pensato per i piloti, utile non solo per la pianificazione, ma anche per il monitoraggio della rotta di volo e la consultazione delle cartine aeronautiche. I parametri necessari alla pianificazione, inseriti nell'applicazione ForeFlight, sono definiti facendo riferimento al manuale del velivolo [1], come segue:

• salita:

- velocità di salita (KTAS): 90 kt;
- consumo orario di carburante in salita: 22 galloni/ora;
- rateo di salita: 750 ft/min;
- crociera:
 - velocità di crociera (KTAS): 120 kt, si considera una media delle possibili velocità mantenute durante l'intero volo;
 - consumo orario di carburante in crociera: 18 galloni/ora;
 - quota di volo in crociera: 3500 ft;

³Parte 3 - AEROPORTI (AD) / AD 2 Altri Aeroporti - Idroscali / AD 2 LIMA - TORINO Aeritalia / LIMA AD 2.20 REGOLAMENTI LOCALI DI AEROPORTO / 1 Uso preferenziale delle piste. Disponibile su: https://www.enav.it/services/list/aip, consultato il 01-03-2025.



- discesa:
 - velocità di discesa (KTAS): 80 kt;
 - consumo orario di carburante in discesa: 11 galloni/ora;
 - rateo di discesa: 500 ft/min;

Il NavLog è uno strumento fondamentale per il pilota VFR, in quanto fornisce dettagli sulla prua da seguire e le distanze per raggiungere ogni punto stabilito. Inoltre, permette di stimare i tempi per ciascuna tratta di volo e di calcolare il carburante minimo necessario per il volo.

From	То	Heading		Tota	ls		Le	g
LIMF	VOLPIANO (MFE1) (LIMF)	86°M	5 nm	4.7 g	3m43s	5 nm	1.4 g	3m43s
VOLPIANO (MFE1) (LIMF)	ТОР	162°M	22 nm	7.3 g	0h12m	17 nm	2.6 g	8m23s
ТОР	ASTI	90°M	37 nm	9.5 g	0h20m	15 nm	2.2 g	7m28s
ASTI	ТОР	274°M	52 nm	11.7 g	0h27m	15 nm	2.2 g	7m20s
ТОР	NICHELINO	293°M	62 nm	13.2 g	0h32m	10 nm	1.5 g	5m04s
NICHELINO	LIMF	358°M	74 nm	15.1 g	0h41m	12 nm	1.9 g	8m54s

Figura 9.3: NavLog - ForeFlight mobile app [9], consumo carburante in galloni americani e percorrenze in miglia nautiche

Considerata la stima della durata delle operazioni per la prova di volo, di 12 minuti e 30 s (sottoparagrafo 9.2.1), si ritiene che la tratta da TOP ad Asti sia sufficiente, includendo anche il tempo per il tragitto inverso. Se fosse necessario più tempo, previa autorizzazione dell'ente di controllo, si richiederà un'estensione della permanenza nella zona di operazioni fino al completamento delle prove previste.

9.2.5 Carburante

In questo sotto paragrafo si effettua una stima del carburante necessario al volo.

Il Contingency fuel (CONT) è generalmente calcolato come una frazione del trip fuel, circa il 5%, ma conservativamente tale quantità viene incrementata fino a 3 USG, in modo da compensare eventuali variazioni nel consumo orario, ritardi imprevisti e altre incertezze.

Il Final Reserve fuel (FIN RES) deve garantire un'autonomia di almeno 30 minuti alla velocità di holding a 1500 ft (450 m) sopra l'aeroporto di destinazione, in conformità



VOCE	TAXI	TRIP	CONT	ALTN (Lima)	FIN RES	MIN FUEL O/B	BLOCK	EXTRA
Fuel Qunatity (USG)	3.33	15.1	3	7	9	38	61	23
Endurance (minuti)		41	10	13	30	94	170	76
Range (nm)		74		22		96	248	152

Tabella 9.2: Riepilogo del carburante

con la normativa [7]. Tuttavia si adotta un criterio più conservativo, perciò si assume un consumo di carburante in crociera pari a 18 USG/h, il che porta a 9 USG di carburante di riserva.

In tabella 9.2 sono riportati i valori relativi al calcolo del carburante minimo richiesto per il volo, il carburante già disponibile a bordo e l'extra fuel.

A differenza di una normale pianificazione, in questo caso di volo test, il carburante extra assume un ruolo critico, in quanto consente di completare le prove anche in caso di eventuali ritardi o necessità di ripetere alcune manovre. A tal fine, i 76 minuti di autonomia extra dati dal carburante già presente nei serbatoi, sono ritenuti più che sufficienti per garantire il completamento del test.

9.2.6 Massa e bilanciamento

La tabella 9.3 riporta il calcolo della massa e del bilanciamento del velivolo, considerando il peso del materiale e delle tre persone a bordo e del carburante nei serbatoi (tabella 9.2).

Il carburante, inizialmente espresso in galloni (USG) indicato in tabella 9.2, viene convertito in litri e successivamente in chilogrammi, assumendo una densità pari a 0.72 kg/l.

Il completamento della tabella 9.3, consente poi di riportare la massa a zero carburante (ZFM) e quella di decollo (TOM) nel diagramma presente nella sottostante figura 9.4.



Capitolo 9 - Prova di volo

VOCE	MASSA (Kg)	BRACCIO LEVA (m)	MOMENTO (m Kg)
Massa a vuoto (comprensiva di olio, carburante inutilizzabile e fluidi)	1385	0.346	480.28
Sedili anteriori	160	-0.950	-152.00
Sedili posteriori (2ª fila)	-	-0.146	-
Sedile divano	85	0.867	73.70
Bagagli (massimo 181 Kg)	25	1.542	38.55
Massa a carburante zero (ZFM)	1655	0.266	440.53
Carburante	166	0.770	128
Massa al decollo (TOM) (mas- simo 1990 Kg)	1821	0.312	568.53
Carburante per il volo (da sot- trarre)	-50		
Massa all'atterraggio (massi- mo 1890 libbre)	1771		

Tabella 9.3: massa e bilanciamento [1]



Figura 9.4: posizione del centro di gravità per TOM e ZFM rispetto al datum posto in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala [1]



9.3 Flight test report

La prova di volo è stata effettuata giovedì 6 febbraio 2025, con partenza e rientro presso l'aeroporto di Torino-Caselle.

Parametro	Valore
Orario di inizio operazioni (Off Block)	14:03
Orario di decollo (Stick Off)	14:08
Orario di atterraggio (Stick On)	14:47
Orario di fine operazioni (On Block)	14:54
Consumo di carburante	$65\mathrm{L}$
Durata totale del volo	$39 \min$

Tabella 9.4: riepilogo della prova di volo



Figura 9.5: profilo di volo: andamento della quota e della velocità nel tempo

La prova di volo si è svolta in condizioni meteorologiche favorevoli, garantendo la sicurezza e la conformità con i criteri definiti nel paragrafo 9.2. Di seguito si riportano il METeorological Aerodrome Report (METAR) e il Terminal Aerodrome Forecast (TAF) relativi all'aeroporto di Torino-Caselle (LIMF):

METAR LIMF 061250Z 11004KT 060V160 CAVOK 11/02 Q1030

TAF LIMF 061100Z 0612/0712 VRB03KT CAVOK TEMPO 0612/0706 1500 BCFG BKN004

La tabella 9.5 riporta il riepilogo delle manovre eseguite durante la prova di volo. Le abbreviazioni utilizzate per indicare i modi eccitati sono le seguenti:

• **SP**: Short Period;





Figura 9.6: traiettoria di volo

- **P**: Phugoid;
- **DR**: Dutch Roll;

A ciascuna abbreviazione è associato un numero progressivo che identifica l'ordine di esecuzione della prova. Ad esempio, **SP1** indica la prima prova relativa al corto periodo.

L'elevato numero di prove dedicate al corto periodo (5 in totale) è dovuto alla difficoltà di eccitare questo modo dinamico in modo efficace. Pertanto, sono stati effettuati diversi tentativi variando sia la durata della sollecitazione sia l'escursione del comando.

Per il dutch roll, invece, sono state effettuate 4 prove non perché le prime fossero insoddisfacenti, bensì per ricercare un risultato migliore, ovvero una maggiore stimolazione del modo, riducendo progressivamente la durata dell'input.

Infine, per il fugoide sono state sufficienti 3 prove, in quanto la seconda e la terza hanno fornito risultati soddisfacenti per l'analisi.



Esecuzione	Tempo	Modo	Durata target (s)	Velocità trim (KIAS)	Quota trim (ft QNH)
1	08:33,01	SP1	3	131	3840
2	00:38,08	SP2	2	130	3780
3	01:02,36	SP3	2	129	3780
4	00:34,41	SP4	1	131	3750
5	01:16,20	SP5	1	131	3820
6	02:22,44	P1	-	132	3770
7	02:06,22	P2	-	136	3740
8	04:30,36	DR1	3	122	3750
9	00:35,34	DR2	3	125	3720
10	00:25,29	DR3	2	126	3610
11	00:31,61	DR4	1	126	3610
12	01:46,97	P3	-	119	3430

Tabella 9.5: sintesi delle manovre eseguite durante la prova di volo

Parte III Analisi dei Dati di Volo

Capitolo 10 Analisi dati di volo

L'analisi dei dati sperimentali raccolti durante il volo è essenziale per caratterizzare il comportamento dinamico del velivolo e per determinare parametri fondamentali come la frequenza smorzata e il coefficiente di smorzamento. Prima di poter applicare le metodologie di analisi introdotte nel Capitolo 6, è necessario filtrare alcuni dei segnali a disposizione per renderli idonei all'elaborazione.

10.1 Filtraggio dei dati

Alcuni dei segnali utilizzati nell'analisi presentano un certo livello di rumore, il quale, se non opportunamente attenuato, renderebbe più complessa l'applicazione delle metodologie di analisi descritte in 6. Per questo motivo, è stato impiegato un filtro di Butterworth implementato in Matlab, sfruttando anche la funzione filtfilt [19].

Il filtro è stato applicato alle tre componenti di accelerazione e alle tre componenti di velocità angolari lungo i tre assi del dispositivo (figura 8.6). Al contrario, gli altri parametri, come gli angoli di Eulero, le componenti di velocità e l'altezza, risultano già di ottima qualità e pressoché privi di rumore, essendo stati elaborati direttamente dal dispositivo Spatial.

$$[a,b] = \texttt{butter}\left(\text{order}, \, \frac{f_C}{f_S/2} \right)$$

$$filtered_data = filtfilt(b, a, raw_data)$$

dove:

- f_C è la frequenza di taglio;
- f_S è la frequenza di campionamento del segnale;
- order è l'ordine del filtro.

Per il significato dei coefficienti $a \in b$, si rimanda alla documentazione ufficiale di Matlab [13].

La frequenza di campionamento del segnale è nota ed è pari a 100 Hz. È quindi necessario definire la frequenza di taglio f_C e l'ordine del filtro. Diverse prove hanno





Figura 10.1: PSD per le velocità angolari

evidenziato che un filtro del quarto ordine è adeguato per questo caso studio. La scelta della frequenza di taglio è stata effettuata mediante l'analisi della densità spettrale di potenza (Power Spectral Density - PSD), calcolata con la funzione pwelch di Matlab:

$$[PSD, f] = pwelch(raw_data, [], [], [], f_S)$$

Si precisa che la PSD è stata calcolata sull'intera durata di ciascun segnale, ossia per l'intero volo (dal decollo all'atterraggio), e la stessa analisi è stata effettuata per tutte le variabili. Il grafico della PSD consente di identificare l'intervallo di frequenze più significativo per il filtraggio. In particolare, l'analisi ha evidenziato che le componenti di accelerazione e di velocità angolari presentano il picco più alto nell'intervallo 0-1 Hz (figure 10.1 e 10.2). Per garantire un margine di sicurezza, è stata scelta una frequenza di taglio pari a 2 Hz.

L'intervallo 0-1 Hz rappresenta proprio la regione di interesse in cui si concentra la variazione del segnale dovuta all'intervento diretto del pilota sui comandi di volo. Tuttavia, per evitare il rischio di attenuare componenti di segnale rilevanti, la frequenza di taglio è stata fissata a 2 Hz.

Stabiliti i parametri del filtro, si è implementato il filtro di Butterworth nella forma mostrata in figura 10.3.





Figura 10.2: PSD per le accelerazioni



Figura 10.3: filtro di Butterworth utilizzato per il filtraggio dei segnali



Il filtro è stato quindi applicato ai segnali di interesse. Nelle figure 10.4 e 10.5 sono riportate, a titolo di esempio, le comparazioni tra il segnale raw e il segnale filtrato per le velocità angolari e le accelerazioni, rispettivamente.



Figura 10.4: confronto tra dati raw e dati filtrati per le velocità angolari



Figura 10.5: confronto tra dati raw e dati filtrati per le accelerazioni



10.2 Analisi dei dati di volo

In questo paragrafo vengono analizzati i dati sperimentali raccolti durante il volo, applicando le metodologie descritte nel capitolo 6 per caratterizzare la dinamica del P68C, con particolare attenzione ai modi di corto periodo, fugoide e dutch roll.

Sono state eseguite in totale 12 prove sperimentali, suddivise come segue:

- 5 prove per il corto periodo;
- 3 prove per il fugoide;
- 4 prove per il dutch roll;

Per ogni prova, sono state considerate le seguenti variabili di interesse.

- per il corto periodo: l'angolo di beccheggio θ , la velocità angolare di beccheggio q e l'accelerazione verticale a_z ;
- per il fugoide: l'angolo di beccheggio θ , la velocità angolare di beccheggio q, la velocità rispetto al suolo V_{GS} , l'altezza h, l'accelerazione longitudinale a_x e l'accelerazione verticale a_z ;
- per il dutch roll: l'angolo di beccheggio θ , l'angolo di rollio ϕ , l'angolo di prua ψ , la velocità angolare di rollio p, la velocità angolare di beccheggio q, la velocità angolare di imbardata r, l'accelerazione longitudinale a_x , l'accelerazione laterale a_y e l'accelerazione verticale a_z ;

In totale, ciò comporterebbe l'inserimento di molti grafici, rendendo eccessivamente lunga e ridondante la trattazione. Per questo motivo, nel seguito verranno riportati esclusivamente i risultati e le figure più rilevanti delle analisi, omettendo i dettagli intermedi delle prove preliminari.

Un aspetto importante nell'analisi riguarda l'identificazione dell'istante a partire dal quale la risposta del velivolo è completamente libera, ovvero non influenzata dagli input forniti dai piloti sui comandi di volo. Poiché tale istante non è noto con certezza, si è reso necessario adottare alcune assunzioni per determinare l'intervallo di tempo da considerare in ogni analisi.

Nel seguito, si utilizzeranno le seguenti abbreviazioni per indicare i metodi di analisi adottati e introdotti nel capitolo 6.

- TRM: Time Ratio Method;
- LDM: Log Decrement Method;



- PEM: Pilot Estimation Method;
- KM: Kimberlin Method;

Inoltre, si adotteranno anche le abbreviazioni introdotte nel capitolo precedente nella tabella 9.5. Un altro aspetto fondamentale per l'applicazione delle metodologie di analisi è la definizione del valore medio della variabile considerata in condizioni di equilibrio. Per alcune variabili, tale valore è facilmente individuabile: per le tre componenti di accelerazione e velocità angolari lungo gli assi del velivolo, il valore medio è assunto pari a zero.

Invece per le componenti di velocità nel sistema di riferimento NED e per l'altezza, il valore medio è determinato caso per caso, assumendo la media del segnale nell'intervallo temporale considerato per l'analisi.

Infine, l'identificazione dei picchi dei segnali è stata effettuata seguendo i criteri esposti nel capitolo 6. Per ciascuna variabile e prova, è stata definita una soglia di prominenza ottimale per individuare i picchi più significativi, ovvero quelli attribuibili alla risposta libera del velivolo e non al rumore o ad altri disturbi indesiderati.

10.2.1 Corto periodo

Dall'analisi dei dati, il corto periodo risulta il modo più difficile da eccitare tra quelli provati. Infatti, delle cinque prove effettuate, solo una ha fornito risultati utilizzabili: la terza esecuzione (tabella 9.5), riportata in figura 10.6, in cui sono presenti le variabili di maggiore interesse e sulle quali è possibile applicare le metodologie di analisi affrontate nel capitolo 6. Inoltre, essendo il modo di corto periodo fortemente smorzato, vi sono pochi picchi (overshoot) nell'andamento delle variabili e risulta particolarmente complesso distinguere quali siano effettivamente riconducibili alla risposta libera. Nonostante queste difficoltà, si procede comunque con un tentativo di analisi.

Per l'individuazione dei picchi di ciascuna variabile, dopo diversi tentativi, si è adottata una soglia minima di prominenza dei picchi pari a 1/10 della prominenza massima individuata¹. I massimi e i minimi individuati, indicati rispettivamente con punti rossi e blu, sono evidenziati in figura 10.7.

Per garantire che i picchi selezionati siano effettivamente riferibili alla risposta libera del velivolo, è necessario stabilire l'istante in cui l'input fornito dal pilota sui comandi di volo cessa.

 $^{^{1}}$ La scelta della soglia è stata effettuata in modo che i picchi individuati risultassero effettivamente attribuibili alla risposta libera del modo considerato o alla riposta forzata indotta dal pilota, limitando la selezione di quelli generati da rumore o disturbi indesiderati.





Figura 10.6: terza esecuzione del corto periodo (tabella 9.5)



Figura 10.7: massimi (rosso) e minimi (blu) individuati nei dati relativi alla 3ª esecuzione del corto periodo. Il segmento rosso indica l'inizio ipotizzato della risposta libera.





Figura 10.8: applicazione del metodo TRM. Le linee tratteggiate verticali indicano gli estremi dell'intervallo di media, mentre quella orizzontale indica il valore medio.

Variabile	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$	T_n (s)
heta	0.19	1.38	2.68	2.34
a_z	0.17	1.22	3.32	1.89

Tabella 10.1: risultati TRM applicato a SP3

In teoria, considerando la velocità angolare di beccheggio q, il doublet eseguito dal pilota dovrebbe terminare nel momento in cui q attraversa lo zero per la seconda volta, segnalando la cessazione dell'input sui comandi. Tuttavia, non essendo nota con esattezza la durata effettiva dell'azione del pilota, si adotta un criterio più conservativo: il punto di inizio della risposta libera, evidenziato dal segmento rosso in figura 10.7, è stato individuato nel momento in cui sia l'angolo di beccheggio θ , sia la velocità angolare di beccheggio q, ritornano ai rispettivi valori di equilibrio e in modo tale da includere nell'analisi l'ultimo picco disponibile di a_z (figura 10.7). Questa scelta riduce il rischio di includere nell'analisi porzioni di segnale ancora influenzate dall'azione sui comandi.

Una volta definito l'intervallo utile per l'analisi, è stato applicato l'unico metodo di stima che ha prodotto dei risultati (capitolo 6), il TRM, sui primi picchi presenti nella risposta libera che sono evidenziati in figura 10.8. Il PEM fornisce invece solo l'indicazione che il coefficiente di smorzamento è maggiore di 0.7. Il valore medio della variabile θ è stato calcolato considerando l'intervallo di tempo compreso tra la fine della finestra di analisi e l'inizio della risposta libera.

In tabella 10.1 sono riportati i risultati ottenuti dall'applicazione del TRM per ciascuna variabile.

I risultati relativi
a $\theta,$ ottenuti dall'analisi di un picco più a valle di quello d
i $a_z,$ sono



$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$	T_n (s)
0.18	1.30	3.00	2.12

Tabella 10.2: risultati mediati SP3

in linea con quelli prodotti dalle altre due variabili, pertanto la scelta di includere il picco di a_z nell'intervallo della risposta libera, sembra risultare coerente.

Infine, mediando i valori delle restanti grandezze, si ottengono i risultati finali riportati in tabella 10.2.

10.2.2 Fugoide

Due delle tre prove eseguite per il modo fugoide hanno fornito risultati idonei all'analisi. In particolare, sono state selezionate la seconda (P2) e la terza prova (P3), riportate nella tabella 9.5. La figura 10.9 mostra l'andamento delle grandezze di interesse per entrambe le prove.

Si procede individuando i picchi di massimo e minimo con una prominenza almeno pari a 1/10 della maggiore fra tutti i picchi rilevati. In questa fase vengono escluse dall'analisi la velocità angolare di beccheggio e l'altezza, per motivi distinti: la prima risulta troppo irregolare, mentre la seconda non mostra una convergenza verso un valore stazionario.

Per determinare il punto in cui cessa l'input sui comandi di volo fornito dal pilota, si osserva le variabile q. La scelta del punto di inizio della risposta libera, indicato dal segmento rosso in figura 10.10, è basata sull'andamento di questa grandezza, che tende a diventare più regolare dopo un certo intervallo temporale. Inoltre, si suppone con buona ragionevolezza che il singlet fornito dal pilota termini quando tale variabile ritorna verso il suo valore di equilibrio, riducendo così il rischio di includere porzioni di segnale ancora influenzate dal pilota.

Si applica ora il metodo di Kimberlin (KM) per estrarre le grandezze caratteristiche del modo fugoide. Analogamente a quanto visto per il corto periodo, il valor medio è stato calcolato solamente per le variabili per le quali non è noto a priori, ovvero $V_{GS} \in \theta$. Il valore medio delle variabili, rappresentato dalle linee tratteggiate orizzontali in figura 10.11, è stato determinato tra l'inizio della risposta libera e la fine dell'intervallo di tempo considerato.

Nelle tabelle 10.3 e 10.4 sono riportati i risultati dell'applicazione del metodo. I valori relativi a a_z per P2 sono stati scartati, in quanto il tempo di dimezzamento stimato differisce significativamente da quello delle altre variabili. Inoltre, per P3, la variabile V_{GS} è stata esclusa poiché il penultimo picco in ordine temporale presenta una distanza dal





Figura 10.9: secondo e terzo fugoide (tabella 9.5)



Figura 10.10: massimi (in rosso) e minimi (in blu) individuati. Il segmento rosso indica il possibile punto di inizio della risposta libera.





(a) P2

_



Figura 10.11: applicazione del metodo KM alle due prove del fugoide

Variabile	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
heta	0.175	35.97	36.49	0.11	0.176
V_{GS}	0.176	35.61	32.22	0.12	0.178
a_x	0.172	36.45	32.30	0.12	0.174
a_z	0.176	35.61	43.54	0.09	0.177

Tabella 10.3: risultati KM applicato a P2

valore medio superiore rispetto al picco precedente, suggerendo una risposta amplificata non coerente con quanto osservato nelle altre variabili.

I risultati rimanenti delle due prove vengono poi mediati tra loro per ottenere i valori riportati in tabella 10.5.



Capitolo 10 - Analisi dati di volo

Variabile	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
heta	0.222	28.33	19.58	0.16	0.225
V_{GS}	0.219	28.66	17.16	0.18	0.223
a_x	0.222	28.25	22.26	0.14	0.225
a_z	0.215	29.17	21.84	0.15	0.218

Tabella 10.4: risultati KM applicato a P3

$\omega~({\rm rad/s})$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (\mathrm{rad/s})$
0.197	32.30	27.45	0.13	0.199

Tabella 10.5: risultati mediati tra P2 e P3

10.2.3 Dutch roll

Per il dutch roll sono state eseguite quattro prove sperimentali: DR1, DR2, DR3 e DR4, riportate in tabella 9.5. Tutte le prove hanno fornito dati utili per l'analisi. Poiché, rispetto al corto periodo e al fugoide, vengono considerate un numero maggiore di variabili per identificare l'inizio della risposta libera, per ragioni di sintesi si riporta l'andamento completo delle variabili solo per la prova DR3, risultata la più significativa. Per le restanti prove, invece, verranno mostrati esclusivamente i dati relativi alla variabile effettivamente impiegata nell'analisi. Le considerazioni fatte per DR3 sono analogamente valide per le altre prove.

Teoricamente, l'input fornito dal pilota sulla pedaliera dovrebbe terminare nel momento in cui, ad esempio, la velocità angolare di imbardata r attraversa per la seconda volta il valore nullo da quando ne viene perturbato l'equilibrio iniziale. Tuttavia, per adottare un approccio più conservativo, si osservano anche altre variabili, come le accelerazioni a_x , a_z e la velocità angolare di beccheggio q. Come mostrato in figura 10.12, tali variabili presentano oscillazioni significative fino al punto evidenziato dal segmento rosso, assunto come inizio della risposta libera.

Di conseguenza, l'unica variabile utilizzabile per l'analisi risulta essere la velocità angolare di imbardata r. Questa considerazione è valida non solo per DR3, ma anche per le altre prove. In figura 10.13 si riportano dunque gli andamenti della variabile r per tutte e quattro le prove, sulle quali viene applicato il metodo LDM. Il PEM, invece, restituisce gli stessi risultati nella stima del periodo e delle grandezze correlate del LDM,





(a) andamento temporale delle variabili per la prova DR3

(b) massimi (rosso) e minimi (blu) individuati per la prova DR3

Figura 10.12: analisi della prova DR3 (tabella 9.5). Il segmento rosso indica il possibile inizio della risposta libera.





Figura 10.13: applicazione del metodo LDM alla velocità angolare di imbardata r per le quatro prove eseguite. Le linee tratteggiate verticali indicano gli estremi dell'intervallo di media, mentre quella orizzontale rappresenta il valore medio.

essendo la logica di stima la stessa per entrambi i metodi, mentre i valori del coefficiente di smorzamento, riportati in tabella 10.6, sono impiegati solo come stima preliminare di tale variabile.

In tabella 10.7 sono riportati i risultati ottenuti per le quattro prove relativamente all'applicazione di LDM alla variabile r, mentre in tabella 10.8 sono riportati i valori mediati.

variabile	DR1	DR2	DR3	DR4
ζ	0.3	0.3	0.2	0.3

Tabella 10.6: risultati del metodo PEM applicato alla velocità angolare di imbardata r per le quattro prove del dutch roll.


Prova	$\omega \ (rad/s)$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
DR1	1.85	3.40	2.10	0.18	1.88
DR2	1.91	3.29	1.97	0.18	1.94
DR3	1.94	3.24	1.82	0.19	1.98
DR4	2.20	2.83	1.64	0.19	2.26

Tabella 10.7: risultati del metodo LDM applicato alla velocità angolare di imbardata r per le quattro prove del dutch roll.

$\omega~({\rm rad/s})$	T (s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
1.98	3.19	1.87	0.18	2.01

Tabella 10.8: valori mediati dei risultati ottenuti

Capitolo 11

Conclusioni

L'obiettivo di questo elaborato di tesi è stato quello di determinare, attraverso l'analisi dei dati raccolti da una prova di volo, i valori di alcuni parametri caratteristici dei principali modi della dinamica del velivolo a comandi bloccati, ovvero il corto periodo, il fugoide e il dutch roll.

Il lavoro è stato articolato in diverse fasi: inizialmente è stato condotto uno studio teorico approfondito delle manovre da eseguire, delle metodologie di analisi e della loro implementazione sui risultati restituiti dal modello di simulazione Simulink del Cirrus SR22. Successivamente, si è proceduto con la pianificazione della prova di volo, includendo la scelta della strumentazione, l'installazione dei dispositivi di registrazione, e l'organizzazione della sequenza delle manovre da eseguire. Infine, i dati sperimentali ottenuti sono stati analizzati impiegando i metodi precedentemente testati nel simulatore.

I risultati ottenuti, riportati in tabella 11.1, sono coerenti con le aspettative: trattandosi di un velivolo destinato all'aviazione generale e al trasporto leggero, era prevedibile che il corto periodo fosse fortemente smorzato, che il fugoide risultasse facilmente gestibile dal pilota e che il Dutch roll presentasse uno smorzamento sufficiente.

Modo	$\omega~({\rm rad/s})$	T(s)	$t_{1/2}$ (s)	ζ (-)	$\omega_n \; (rad/s)$
Corto periodo	-	-	0.18	1.27	3.09
Fugoide	0.197	32.37	27.52	0.13	0.198
Dutch roll	1.98	3.19	1.87	0.18	2.01

Tabella 11.1: risultati finali dei parametri caratteristici dei tre modi dinamici

Inoltre, i risultati ottenuti sono conformi alla normativa EASA CS 23.181 (sottoparagrafo 4.5). In particolare:

- il corto periodo risulta essere fortemente smorzato;
- la gestione del fugoide, caratterizzato da uno smorzamento ridotto, non rappresenta un carico di lavoro eccessivo per il pilota;
- il Dutch roll soddisfa i requisiti richiesti, in quanto entro 7 cicli l'ampiezza dei picchi si riduce a meno di 1/10 del valore iniziale.



Tuttavia, è importante considerare alcuni aspetti che possono aver influenzato la stima dei parametri ottenuti. In particolare, si possono individuare diverse fonti di errore:

- Errori strumentali: il sensore di misura presenta una precisione finita e può introdurre distorsioni nei dati registrati;
- Errori di misura: la presenza di disturbi ambientali e vibrazioni può aver influenzato le letture del sensore;
- Errori di analisi: l'applicazione dei metodi grafici, come l'individuazione dei picchi, la determinazione del valore di equilibrio di una variabile e l'identificazione dell'inizio della risposta libera, può aver introdotto incertezze nei risultati;
- Errori di installazione: il dispositivo Spatial non è stato installato perfettamente allineato agli assi body del velivolo, e la sua posizione non coincide esattamente con il baricentro del velivolo. Questi fattori possono aver generato leggeri errori nei dati acquisiti.
- Errori nell'esecuzione delle manovre: gli input forniti ai comandi di volo non sono ideali e si discostano da quelli di riferimento descritti nel capitolo 5.

Nonostante tali limitazioni, il lavoro svolto ha permesso di ottenere una caratterizzazione della dinamica del velivolo, confermando la rispondenza ai requisiti normativi.

Un possibile ampliamento di questo lavoro di tesi riguarda il confronto dei risultati sperimentali ottenuti con dati provenienti da altre fonti. A tal fine, è stata condotta una ricerca bibliografica ed è stato anche tentato un contatto diretto con la casa costruttrice del velivolo, ma senza esito positivo. Queste informazioni, qualora disponibili, difficilmente vengono condivise.

In prospettiva, il confronto con dati validati sarebbe importante anche per valutare in modo più rigoroso la metodologia adottata, consentendo al lavoro svolto di acquisire ancora maggiore significatività.

Appendice A

Operating Limitations P68C [1]

A.1 Airspeed limitation table

SPEED	KIAS	REMARKS
Maneuvering Speed (V_A)	130	Do not make full or abrupt control movements above this speed.
Maximum Flap Extended Speed (V_{FE})		Do not exceed this speed with the given flap setting.
0° to 17°	157	
17° to 30°	143	
30° to 35°	101	
Minimum Control Speed (V_{MC})	62	This is the lowest speed at which the aircraft is control- lable with a bank if no mo- re than 5° when one engine suddenly becomes inopera- tive and the other engine is operating at take-off power.
Never Exceed Speed (V_{NE})	200	Do not exceed this speed in any operation.
Maximum Structural Cruising Speed (V_{NO})	158	Do not exceed this speed except in smooth air and then only with caution.

Tabella A.1: airspeed limitations



A.2 Crosswind

Maximum demonstrated crosswind velocity for take-off and landing: 25 KTS

A.3 Manoeuvre limits

This is a normal category airplane. Acrobatic maneuvers, including spins, are prohibited. When above the Maneuvering Speed (130 KIAS), the controls must not be fully deflected.

A.4 Flight load factor limits

At the maximum Gross Weight of 4387 Pounds (1990 kg):

- Flaps 0°: +3.80g to -1.52g
- Flaps 35°: +2.00g to -0.80g

A.5 Weight and center of gravity limits

Weight Limits:

- Maximum Take-off Weight: 4387 lbs (1990 kg)
- Maximum Landing Weight: 4167 lbs (1890 kg)
- Maximum Weight in Baggage Compartment: 400 lbs (181 kg)

Center of gravity limits:

- Aft Limit:
 - 20.7 inches aft of Datum for all weight.
- Forward Limits:
 - 11.8 inches aft of Datum at 4287 lbs (1990 kg)
 - 9.06 inches aft of Datum at 3704 lbs (1680 kg)

Datum location is at the wing leading edge.



A.6 Special note

- Maximum altitude loss experienced during conventional stall: 120 ft
- Maximum altitude loss experienced during one engine inoperative stall: 600 ft

Bibliografia

- [1] Vulcanair Aircraft. P68C FLIGHT MANUAL, 1979. 2nd ISSUE NOR 10.707-1.
- [2] Cirrus. Sr22. https://cirrusaircraft.com/uk/, 2025. Online; accesso in data 21-02-2025.
- [3] Stephen Corda. Introduction to aerospace engineering with a flight test perspective. Aerospace Series. Wiley, Chichester, West Sussex, England, 2017 - 2017.
- [4] Cirrus Design Corporation. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual for the Cirrus SR22, December 2016. Original Issue: December 28, 2016, applicable to aircraft serials SR22.
- [5] Agostino De Marco and Domenico P. Corio. Elementi di dinamica e simulazione di volo Quaderno 1: Terne di riferimento. Marzo 2017.
- [6] EASA. Certification specifications for normal, utility, aerobatic and commuter category aeroplanes (cs-23). https://www.easa.europa.eu/en, June 2018. Online; accesso in data 02-03-2025.
- [7] EASA. Annex vii to ed decision 2022/005/r amc and gm to annex vii (part-nco) to commission regulation (eu) no 965/2012 issue 2, amendment 12, March 2022.
- [8] Bernard Etkin and Lloyd Duff Reid. Dynamics of flight : stability and control / Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid. Wiley, New York, 3rd ed. edition, 1996.
- [9] ForeFlight. Foreflight mobile integrated flight app. https://www.foreflight.com/, 2025. App utilizzata su iPad; accesso in data 16-01-25.
- [10] Ralph D. Kimberlin. Flight testing of fixed-wing aircraft / Ralph D. Kimberlin. AIAA education series. AIAA, Reston, 2003.
- [11] Angelo Lerro. Introduction to flight testing, A.A. 2022/2023. Corso di Dottorato (III livello), Politecnico di Torino, slide del corso.
- [12] Angelo Lerro. Meccanica del volo parte 3, A.A. 2022/2023. Cordo di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Torino, slide del corso.
- [13] Matlab. butter. https://it.mathworks.com/help/signal/ref/butter.html, 2025. Online; accesso in data 03-03-2025.



- [14] Matlab. findpeaks. https://it.mathworks.com/help/signal/ref/findpeaks.html, 2025.
 Online; accesso in data 03-03-2025.
- [15] NASA. Openvsp. https://openvsp.org, 2025. Online; accesso in data 10-03-2025.
- [16] Advanced Navigation. Spatial Reference Manual, February 2024. Versione del 16/02/2024.
- [17] Advanced Navigation. Spatial (nrnd). https://www.advancednavigation.com/inertialnavigation-systems/mems-gnss-ins/spatial/, 2025. Online; accesso in data 17-02-2025.
- [18] Robert C. Nelson. Flight stability and automatic control / Robert C. Nelson. WCB McGraw-Hill, Boston, 2nd ed. edition, 1998.
- [19] Saverio Oldani. Comprehensive flight testing and data analysis for a new ultralight aircraft. Master of science degree in aeronautical engineering, Politecnico di Milano, School of Industrial and Information Engineering, 2016-2017. Supervisore: Prof. Lorenzo Trainelli; Assistenti: Prof. Alberto Rolando, Ing. Simone Quaglietta.
- [20] Courtland D. Perkins and Robert E. Hage. Airplane performance stability and control / Courtland D. Perkins, Robert E. Hage. Wiley, New York, 1949.
- [21] David K. Schmidt. Modern flight dynamics / David K. Schmidt. McGraw-Hill, New York, 2012.
- [22] ENAV S.p.A. Aeronautical information publication (aip) italia. https://www.enav.it/services/list/aip, 2025. AD 2 LIMF 1 - 18, AIRAC effective date 23 JAN 2025, LIMF AD 2.20 LOCAL AERODROME REGULATIONS, 1 Runway preferential use. Online; accesso in data 01-03-2025.
- [23] Vulcanair. P68c. https://www.vulcanair.com/aircraft/p68c/, 2025. Online; accesso in data 10-01-2025.