

Politecnico di Torino A.A. 2021/2022 Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Analisi delle caratteristiche aero-meccaniche di un aeromobile a pilotaggio remoto

Candidato:

Mazza Cesare

Relatori:

Prof.ssa Capello Elisa Ing. Camatti Daniele

Abstract

Quando si parla di Unmanned Aerial Vehicle (UAV) o di Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR) si fa riferimento a una grossa classe di velivoli di piccole e medie dimensioni pilotabili da remoto, in grado di svolgere voli completamente autonomi. Tra le varie categorie di frame possibili gli UAV ad ala fissa rimangono una classe di grande interesse in molteplici settori: dall'industria, alla ricerca, al settore militare. Tuttavia, uno dei principali svantaggi legato all'utilizzo di questa classe di velivoli è dettato dagli ampi spazi necessari per decollo e atterraggio. Per ovviare a tale evenienza, nel corso del tempo. sono stati studiate possibili alternative all'ala fissa classica. Tra le varie configurazioni si parla attualmente di velivoli TailSitter, sviluppati, solitamente, come dei classici UAV tuttala e bimotori, capaci di decollare e atterrare sulla coda. L'obiettivo di questa tesi sarà proprio quello di sviluppare il modello fisico del drone Strategy, un UAV in fase di sviluppo presso l'azienda torinese PROS3. Particolare attenzione è dedicata alla caratterizzazione aerodinamica dell'APR nella configurazione di volo classica ad ala fissa. Tale modalità sarà quella mantenuta dal velivolo per la maggior parte del tempo di missione. Sulla base delle caratteristiche geometriche, di peso e inerziali del velivolo è possibile ottenere una identificazione dei coefficienti aerodinamici propri del velivolo. In secondo luogo verrà poi trattata in maniera per lo più teorica la caratterizzazione del drone nella sua modalità copter. Quest'ultima presenta un range di funzionamento riconducibile a quello di un plane ad alte incidenze e basse velocità. E stato quindi sviluppato un modello di simulazione basato sulle equazioni di Eulero in 6 gradi di libertà tramite ambiente Matlab/Simulink. Tali deduzioni teoriche saranno quindi validate grazie ad appositi test di volo atti a ottenere delle condizioni di riferimento nella configurazione del velivolo ad ala fissa. Data la natura dell'UAV è necessario l'utilizzo di un autopilota (AP) che ne gestisca la funzione di volo autonomo in entrambe le modalità di volo. Essendo, inoltre, il velivolo in questione un tuttala dotato esclusivamente di elevoni per il comando dello stesso, è necessario che l'AP gestisca anche i possibili comandi esterni del pilota per ottenere le richieste di attuazione desiderate. In particolare, l'autopilota scelto dall'azienda produttrice del drone è ArduPilot. Esso è un software Open-Source molto utilizzato nell'ambito dei degli UAV di piccole dimensioni. Tramite un apposito tool, messo a disposizione dalla casa del software in questione, sarà quindi possibile legare la simulazione dinamica del velivolo alla simulazione dell'autopilota, tramite la così detta metodologia Software in the Loop (SITL). Tale lavoro di tesi si pone quindi come obiettivo ultimo quello di simulare la fisica dell'UAV in risposta ai comandi dell'autopilota o di input esterni. Al momento, infatti, al fine di calibrare correttamente i parametri richiesti per il funzionamento di ArduPilot è necessario attuare dei voli di test, mettendo così a rischio il prototipo del velivolo. Con il modello di simulazione invece sarà possibile effettuare, in un'evoluzione futura, una pre-calibrazione dei parametri via software.

Indice

1	Intr	oduzio	one	6
	1.1	Overvi	iew Unmanned Aerial Vehicle	6
	1.2	Classif	ficazione Normativa	8
2	UA	V PRC	OS3 Strategy	10
	2.1	Config	gurazione Hardware e Software	10
		2.1.1	Autopilota e GPS	11
		2.1.2	Batteria e PDB	12
		2.1.3	Moduli di Telemetria	12
		2.1.4	Motori, ESC e Servo	12
		2.1.5	Controller e Ricevitore	12
		2.1.6	Caratteristiche Fisiche	13
3	Mo	dellazio	one UAV	14
	3.1	Sistem	i di Riferimento	14
		3.1.1	Sistema Inerziale	14
		3.1.2	Sistema Body	15
		3.1.3	Sistema NED Locale	16
		3.1.4	Sistema Vento	17
	3.2	Matric	ei di Rotazione	18
		3.2.1	Rotazione NED-Body	18
		3.2.2	Rotazione Wind-Body	19
	3.3	Equaz	ioni di Eulero e Dinamica del Volo	20
		3.3.1	Dinamica del Volo	20
	3.4	Forze	e Momenti esterni	22
		3.4.1	Forze e Momenti Aerodinamici Plane	22
		3.4.2	Forze e Momenti Aerodinamici Copter	25
		3.4.3	Forza Gravitazionale	26
		3.4.4	Forza Propulsiva	27
4	Ide	ntificaz	zione dei Coefficienti Aerodinamici	28
	4.1	Digita	l Datcom	28
		4.1.1	Risultati ottenuti	29
		4.1.2	Calcolo dei Coefficienti Per Alte Incidenze	31

5	Mo	dellazione Simulink	33
	5.1	Modello del Motore	33
	5.2	Modello Aerodinamico	36
	5.3	Condizioni di Trim	38
		5.3.1 Calcolo Condizioni di Trim	38
		5.3.2 Simulazione Mantenimento del Trim	40
		5.3.3 Movimentazione dell'Equilibratore	42
		5.3.4 Movimentazione dell'Alettone	44
6	Inte	egrazione del sistema di autopilota	47
	6.1	Schema di Funzionamento	47
	6.2	Generazione dei Waypoint	48
	6.3	Risultati della Simulazione	49
	6.4	Confronto con Test di Volo	54
7	Con	nsiderazioni Finali	59
Α	Dig	ital Datcom	62

Elenco delle figure

1.1	Sottocategorizzazione operazioni Open	9
2.1	UAV Strategy	10
2.2	CubeOrange con Carrier Board	11
3.1	Coordinate NED	15
3.2	Sistema di Riferimento Body	15
3.3	Sistema NED locale	16
3.4	Sistema Vento	17
3.5	Rotazione NED-Body	18
3.6	Orientazione superfici di comando	22
3.7	Schematizzazione Forze Aerodinamiche in Modalità Copter	25
4.1	Schematizzazione Velivolo Tramite Tool AID	28
4.2	CL basic - Alpha	29
4.3	CD basic - Alpha	30
4.4	$Cm_{hase} - \alpha$	31
4.5	$CY_n - \alpha$	31
4.6	CL ad alte incidenze	32
4.7	CD ad alte incidenze	32
5.1	Modello Del Propulsore	35
5.2	Schema Modello Simulink Completo	37
5.3	Trajettoria in assi NED	40
5.4	Simulazione Mantenimento Trim	41
5.5	Trajettoria in assi NED	42
5.6	Simulazione Comando di equilibratore	43
5.7	Traiettoria in assi NED	44
5.8	Simulazione Comando di equilibratore	46
61	Schoma di Funzionamento Autopilota	17
6.2	Schema Waypoint	41
0.2 6.3	Trajettoria della Missione	40
0.5 6.4	Simulazione Montonimento Trim	49 53
0.4 6 5	Trajettoria della Missione	50 54
0.J 6.6	Tatemona dena Missione	59 58
0.0		90

Capitolo 1

Introduzione

Gli Unmanned Aerial Vehicle (UAV) sono dei velivoli costruiti per essere utilizzati senza la necessità di persone a bordo. Essi possono essere pilotati da remoto o essere dotati di un sistema di volo automatico. In generale si fa riferimento a essi con il termine drone.

1.1 Overview Unmanned Aerial Vehicle

Negli ultimi anni il mondo dell'ingegneria aerospaziale ha visto nascere una crescente attenzione verso gli Unmanned Aerial Vehicle. Essi sono ampiamente utilizzati nel settore militare associati principalmente a missioni con scopi ricognitivi e di attacco. In queste due specifiche attività, la mancanza della presenza umana a bordo, permette un sensibile abbassamento del rischio associato. L'ambito militare, infatti, è stato per lungo tempo il principale utilizzatore di questo tipo di tecnologia, e ha permesso lo sviluppo della stessa nel corso degli anni. Più recentemente, si è vista una forte espansione di utilizzo degli UAV fino al mondo civile, su un grande ventaglio di applicazioni. Essi sono utilizzati sia nel settore industriale che per scopi puramente ludici. Può quindi essere effettuata una divisione in base allo scopo applicativo degli UAV e in base al payload di bordo:

- Search and Rescue (SAR): Fanno parte di questa categoria i droni destinati ad attività di ricerca e soccorso. In questo tipo di utilizzo è fondamentale l'adoperazione di appositi payload per la ricognizione in tempo reale. Per queste operazioni si ha una derivazione diretta dal settore militare.
- Aerofotogrammetria: In tale categoria rientrano i droni dotati di payload ottici, sfruttati per ottenere dati metrici associati a un determinato oggetto o territorio. In particolare, lo scopo principale di questo tipo di applicazioni è acquisire immagini del target della missione. Successivamente i fotogrammi sono analizzati per ottenere dei modelli digitali di elevazione o rilievi tridimensionali di strutture architettoniche.
- **Remtore Sensing**: Questa applicazione, nota in italiano come telerilevamento, permette di ottenere informazioni legate al target della missione tramite sensori elettromagnetici. Il vantaggio dell'applicazione degli UAV in questo

settore è legato principalmente alla possibilità di utilizzo di payload di minori dimensioni, viste le basse quote di utilizzo dei droni. In base al tipo di radiazione sfruttata dal payload si hanno diversi tipi di rilevamento, necessari per ottenere informazioni qualitative e quantitative sull'oggetto in analisi.

- Monitoraggio fauna e Biodiversita: Gli UAV ono utilizzati per questo scopo vista la loro poco invasività e la possibilità di utilizzo in remoto. Così facendo è possibile effettuare il controllo in tempo reale della biodiversità di flora e fauna di un determinato ambiente selvatico.
- Sicurezza Territoriale: Anche in questo caso, i droni in opera per il controllo della sicurezza territoriale sono direttamente derivati dall'ambiente militare. Essi sono utilizzati per acquisizione di immagini, intercettazioni ambientali e per il contrasto alla criminalità. Recentemente, sono stati utilizzati nei territori di confine tra USA e Messico per contrastare il fenomeno dell'immigrazione clandestina e del narcotraffico.
- Videoriprese e fotografia: Rientrano in questa categoria non solo droni utilizzati per scopi professionali, legati al settore cinematografico e della fotografia, ma anche al settore ludico.

L'etereogenetita delle applicazioni civili ha portato nel corso del tempo a una conseguente diversificazione hardware degli UAV utilizzati in ogni settore. Difatti diversi ambienti di utilizzo necessitano di una diversa conformazione di missione e dunque della tecnologia applicata alla stessa. Possiamo identificare infatti una classificazione in base alla conformazione tecnica degli stessi. Riusciamo a identificare tre macro-categorie definite in base al modo di volo: Ala Fissa, Ala Rotante e UAV ibridi.

- Ala Fissa: Gli UAV ad ala fissa sfruttano la portanza generata dal flusso d'aria incidente sulla superficie aerodinamica fissa, similmente a quanto succede negli aerei. La spinta è quindi generata da uno o più motori, solitamente direzionati verso la direzione di volo.
- Ala Rotante: Gli UAV ad ala rotante generano portanza tramite la rotazione di uno o più rotori dotati di almeno due pale. A sua volta una sottocategorizzazione è definita dal numero di rotori di cui dotato il velivolo. Oltre alla tecnologia con singolo rotore principale, con un funzionamento simile agli elicotteri, in cui è dunque necessario un rotore di coda, aumentando il numero dei rotori ci si riesce a svincolare da questa necessità e controllare assetto e posizione tramite il funzionamento differenziale degli stessi.
- UAV Ibridi: Gli UAV ibridi sono invece a metà tra l'ala fissa e rotante. Sono infatti utilizzabili in entrambe le modalità . Solitamente si ha un decollo in modalità copter e successivamente una transizione il passaggio a modalità plane, per poi ritornare al copter nelle fasi di atterraggio. Così facendo è possibile sfruttare i vantaggi di ogni categoria. Possiamo ricordare i convertiplani in cui si hanno dei motori dedicati al solo funzionamento in copter e altri dedicati esclusivamente al plane. Una tecnologia al momento in forte

sviluppo riguarda invece i Tail-Sitter, in cui non vi sono motori dedicati per ogni modalità ma si sfrutta la rotazione dell'intero velivolo per passare da un layout all'altro senza propulsori esclusivi dedicati .

1.2 Classificazione Normativa

Come detto, esistono vari tipi di classificazione degli UAV. Esse variano a secondo del criterio di organizzazione che può essere basato sul tipo di velivolo, sul tipo di operazioni svolte, la massa o le quote operative. Invece, per quanto riguarda la classificazione normativa l'ente internazionale per l'aviazione civile (ICAO) non identifica alcun tipo di organizzazione degli UAV, che rientrano in blocco nella categoria di aeromobili. Solo recentemente, invece, per l'Unione Europea, è stato sviluppato un quadro normativo di riferimento per questa classe di velivoli. Essa è basata principalmente sullo scopo delle operazione e la classe di rischio della stessa. In particolare per gli UAV con peso inferiore ai 150kg le attività normative sono delegate alle autorità nazionali. Si hanno, dunque, tre macro categorie:

- Certificata: In questa categoria rientrano gli UAV addetti al trasporto di persone e merci pericolose, senza alcun limite di peso e quota di utilizzo. La normativa di riferimento, in questo caso è legata all'aviazione standard. Sono necessarie per il volo, sia l'approvazione delle operazioni, che piloti certificati. Rientrano in questa categoria ad esempio gli Air Taxi e i droni utilizzati per le consegne aeree im aree popolate.
- Specifica: In questa categoria rientrano le operazioni definite a "rischio aumentato". I droni e le operazioni che appartengono questa categoria devono essere autorizzati dall'ente nazionale di riferimento per l'aviazione. La valutazione delle operazioni avviene tramite la dichiarazione di rischio specifica (SORA). In generale rientrano in questa categoria tutte le operazione oltre la linea di vista (BVLOS) e per il trasporto di beni. Anche in questo caso non vi sono limitazioni di peso e quota.
- Aperta: In questa categoria rientrano tutti gli UAV a basso rischio operativo. Vi sono tuttavia delle limitazioni legate al peso che deve essere minore di 25 kg, alle operazioni che possono essere effettuate solo in linea di vista (VLOS) e sotto i 120 m di quota. Inoltre si ha una regolazione delle aree operative sul territorio nazionale. Anche per quest'ultimo caso si ha una sotto categorizzazione dipendente dal tipo di operazioni e in particolare legate alla presenza di aree abitate nelle zone di volo. Di seguito è riportato un estratto della documentazione EASA di riferimento per la classe in questione. Questa categoria è destinata principalmente ai droni utilizzati dal general public e per scopi ludici. Tuttavia anche i droni per utilizzo professionale possono rientrare in essa.

UAS	Operation		Drone operator/pilot			
Max weight	Subcategory	Operational restrictions	Drone operator registration	Remote pilot competence	Remote pilot minimum age	
< 250 g		 No flight expected over unimplied excels (if it) 	No, unless camera / sensor on board and the drone is not a toy	 No training required 	No minimum age	
< 500 g	A1 (can also fly in subcategory A3)	 uninvoived people (in tr happens, overflight should be minimised) No flight over assemblies of people 	Yes	 Read carefully the user manual Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Proof of completion for online training' for A1/A3 'open' subcategory 	16*	
< 2 kg	A2 (can also fly in subcategory A3)	 No flying over uninvolved people Keep a horizontal distance of 50 m from uninvolved people 	Yes	 Read carefully the user manual Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Remote pilot certificate of competency' for A2 'open' subcategory 	16*	
< 25 kg	A3	 Do not fly near or over people Fly at least 150 m away from residential, commercial or industrial areas 	Yes	 Read carefully the user manual Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Proof of completion for online training' for A1/A3 'open' subcategory 	16*	

Figura 1.1: Sottocategorizzazione operazioni Open

Capitolo 2 UAV PROS3 Strategy

Il velivolo di riferimento per la trattazione seguente sarà l'UAV Strategy di Figura 2.1. Esso è un velivolo tutt'ala, propulso da due eliche spinte dai rispettivi motori elettrici.



Figura 2.1: UAV Strategy

La caratteristica fondamentale del velivolo in analisi è la sua particolare modalità di decollo verticale, che lo fa rientrare nella categoria di UAV VTOL. Specificamente per il drone in analisi, il decollo verticale avviene con lo stesso poggiato con la coda al suolo. Difatti la nomenclatura specifica di questa tipologia di VTOL è *Tailsitter*. Tale metodologia di decollo permette di semplificare di molto le necessità propulsive del drone. Non saranno, difatti, necessari, nella configurazione più semplice, ne sistemi di tilting dei motori, ne motori aggiuntivi dedicati a una sola fase di volo. In particolare quando il drone si troverà in volo con l'asse longitudinale che va dalla poppa alla prua, perpendicolare al suolo ci riferiremo a esso come in modalità *copter*, mentre nelle normali fasi di utilizzo con tale asse parallelo al suolo ci riferiremo ad esso come in modalità *plane*.

2.1 Configurazione Hardware e Software

Il drone Strategy è un prototipo realizzato interamente in Acido Polilattico (PLA) tramite tecnica di stampa 3D. In particolare le varie sezioni laterali che compongono il velivolo sono stampate in parti distinte, per poi essere incollate successivamente, anche grazie all'ausilio di rinforzi trasversali in carbonio. La propulsione traente

risulta essere installata sul bordo d'attacco delle ali, a circa la metà della corda del velivolo. Inoltre è stata studiata la possibilità di installazione di un meccanismo di trim dei motori mediante servocomandi. Le uniche superfici di comando presenti sono due elevoni, utilizzati per manovrare il drone in entrambe le modalità di volo. La sezione centrale dell'UAV è rappresentata dalla fusoliera, che risulta essere continua rispetto alla sezione delle ali, con un conseguente inspessimento del profilo, creato con il fine di poter generare due vani, atti all'alloggiamento delle batterie, delle componenti elettriche ed elettroniche. Il drone in questione è dotato di tutte le componenti hardware e software utili per il volo a distanza e manuale, come descritto di seguito:

2.1.1 Autopilota e GPS



Figura 2.2: CubeOrange con Carrier Board

Il cuore dell'UAV è rappresentato dal modulo di autopilota. Esso gestisce tutte interconnessioni tra le varie componenti di bordo e permette il funzionamento del software vero e proprio. In particolare, sul velivolo è montato un autopilota della CubePilot, il CubeOrange, associato alla propria carrier board , la quale permette l'interfaccia di comunicazione fisica digitale ed elettrica con gli altri moduli. Il software di AP è quindi ArduPilot, scelto principalmente per la sua caratteristica open source. In particolare il firmware installato è una versione per sviluppatori, che gestisce specificamente il volo dei velivoli di categoria TailSitter. Tuttavia, essendo un tipo di software destinato a un vasto spettro di utilizzi, esso presenta delle limitazioni derivanti dalla generalizzazione del sistema, necessaria per operare il controllo di veicoli anche molto diversi tra loro. All'interno del CubeOrange troviamo, quindi, un sistema interno di IMU, montate in triplice ridondanza. Ognuna delle IMU prevede un accelerometro e un giroscopio su 3 assi, oltre che un magnetometro. Tramite tale sistema è possibile, quindi, misurare le velocità e le accelerazioni angolari, oltre ch avere un'indicazione magnetica dell'orientazione del velivolo. Inoltre, per completare il sistema di elementi che permettono di acuire la consapevolezza di posizione e assetto del velivolo, è presente un modulo GPS (Here3) dotato di un ulteriore set di magnetometri. Essi sono necessari in quanto, questi particolari elementi, sono fortemente influenzati dai campi magnetici ed elettrici che possono generarsi a bordo del drone. Un elemento esterno può essere quindi montato lontano da eventuali fonti di interferenza.

2.1.2 Batteria e PDB

Il velivolo è alimentato da un'unica batteria Litio-Polimero (LiPo) in grado di fornire alimentazione sufficiente per il sostentamento dei vari sistemi a bordo e la propulsione elettrica. Essa è composta da sei celle in serie con una capacità totale di 6600mAh e una tensione di alimentazione in condizioni operative di circa 22.2V. Tale dimensionamento della batteria permette una sostentazione in volo di circa 20 minuti.

2.1.3 Moduli di Telemetria

Il modulo di telemetria rappresenta il link di comunicazione tra il sistema di autopilota e la ground control station (GCS). Grazie a esso è possibile visualizzare in tempo reale i dati telemetrici del drone, come velocità e posizione, oltre che le informazioni derivanti dagli altri sistemi montati a bordo come ad esempio la tensione residua di batteria. Oltre a ciò è possibile inviare dei comandi di alto livello all'autopilota dalla stazione di terra sulle modalità di volo desiderate o su un determinato punto da raggiungere. Il modulo di telemetria opera ad una frequenza di 868MHz. Tale banda di comunicazione è regolamentata da una specifica normativa europea e dunque adatta a questo tipo di applicazioni.

2.1.4 Motori, ESC e Servo

Per quanto riguarda la propulsione sono adoperati due motori brushless con un valore di KV di 360rpm/V. Tale parametro permette di poter stimare il numero di giri del motore, associati alla tensione di alimentazione fornita in mancanza di carico. Dunque, in condizioni standard, con una tensione tipica della batteria di 22.2 si è in grado di raggiungere gli 8000rpm. Per alimentare i motori, tuttavia, è necessario la presenza di un dispositivo che funzioni da inverter. Tale strumento è l'Electronic Speed Controller (ESC). Ognuno degli ESC riceve in input la tensione di alimentazione, in corrente continua, oltre che un segnale PWM. Quindi viene fornito ai motori un'alimentazione trifase, opportunamente regolata secondo la manetta richiesta. In particolare gli ESC montati a bordo permettono di gestire correnti pari a 40A. In ultimo, sono presenti a bordo due servocomandi che gestiscono la deflessione delle superfici di comando in maniera indipendente. Essi sono comandati da un segnale modulato proveniente dall'autopilota, in maniera simile a quanto avviene per i motori e sono alimentati ad una tensione di 5V.

2.1.5 Controller e Ricevitore

Per il controllo dell'UAV nelle modalità di volo manuali è necessario l'utilizzo di un controller radio e una ricevente montata a bordo. In particolare il controller traduce la deflessione delle leve e degli stick di cui è dotato in un segnale PWM. In particolare per ognuno degli attuatori del controller è associato un canale RC. Quindi il ricevitore di bordo riceve in input i segnali, che vengono forniti all'autopilota per l'attuazione del comando. Tale sistema utilizza le frequenze a 2.4GHz per gestire lo scambio dei segnali. Inoltre grazie all'interfaccia con l'autopilota della ricevente è possibile attivare dei comandi di alto livello tramite il segnale PWM inviato da specifici canali della radio.

2.1.6 Caratteristiche Fisiche

Le principali caratteristiche del velivolo sono state ricavate tramite il prototipo reale del drone in congiunzione con il modello CAD appositamente realizzato. In particolare, tramite la riproduzione tridimensionale è stato possibile ricavare le inerzie del velivolo considerando la distribuzione di peso interno, derivante dalle componenti installate e la densità del materiale utilizzato per lo stampaggio del frame del velivolo. In aggiunta a ciò sono stati calcolati: la posizione del baricentro e il peso della configurazione totale. Quindi tali considerazioni sono state validate tramite semplici prove sperimentali in laboratorio.

Caratteristiche di Massa					
Peso	4.25	[kg]			
Ix	0.02	$[kg/m^2]$			
Iy	0.036	$[kg/m^2]$			
Iz	0.053	$[kg/m^2]$			
Ixy	0.0004	$[kg/m^2]$			
C.G.	0.36	[m]			
Caratteristiche Aer	odinam	iche			
Profilo Alare	PW75				
Superficie Alare	0.5	$[m^{2}]$			
Apertura Alare	1.26	[m]			
Corda Alare media	0.37	[m]			
Corda al Tip	0.3	[m]			
Corda al Root	0.42	[m]			
Angolo di Freccia (Γ)	-2.75	[deg]			
Caratteristiche P	ropulsiv	ve			
RPM Max	8000	[RPM]			
KV	290	[RPM/V]			
Inerzia Elica	9e-04	$[kg/m^2]$			
Eliche	16x6	[in]			
Voltaggio nominale Batterie	24.2	[V]			

Tabella 2.1: Proprietà UAV Strategy

Capitolo 3

Modellazione UAV

In questa sezione saranno esposti i sistemi di riferimento utilizzati nella trattazione seguente. Sono presentati sia le terne rispetto ai possibili riferimenti. Oltre a ciò sono di fondamentale importanza le rotazioni adottate per i passaggi tra sistemi di riferimento. Tali enunciazioni sono fondamentali per la corretta definizione del modello fisico del UAV trattato. Ciò si rende necessario a causa dei diversi riferimenti body adottati dell'UAV in volo plane, rispetto al volo copter; oltre che per una corretta definizione delle equazioni del moto associate. Quindi sono espressi i vari contributi di forza che agiscono sull'UAV durante il volo.

3.1 Sistemi di Riferimento

La definizione dei vari sistemi di riferimento è fondamentale al fine di valutare correttamente la dinamica dell'UAV. Sono necessari più sistemi a causa della diversa funzioni da essi svolte nella dinamica generale del velivolo e per una più facile fruizione e interpretazione dei dati.

3.1.1 Sistema Inerziale

Il sistema di riferimento inerziale è un sistema fisso solidale alla terra la cui origine è definita sulla superficie terrestre, solitamente coincidente con le coordinate di homing per quanto riguarda gli UAV. Considerando O l'origine del sistema, gli assi di riferimento sono invece orientati secondo la convenzione standard:

- Asse Down diretto verso il centro della Terra, nella direzione ortogonale al piano tangente alla superficie terrestre nel punto considerato. Essa è anche definita verticale locale.
- Asse North definito dall'intersezione tra il piano orizzontale locale e il piano contenente l'asse di rotazione terrestre. La direzione positiva viene definita dal nord geografico terrestre.
- Asse East perpendicolare ai due assi già definiti in modo da ottenere una terna destrorsa. Il verso positivo si ha nella direzione di rotazione terrestre.

. Solitamente ci si riferisce a questo sistema con la nomenclatura di NED (North-Est-Down), vista la denominazione degli assi. A tali assi associamo i versori di riferimeto: $i^i(north)$, $j^i(east)$, $k^i(down)$.



Figura 3.1: Coordinate NED

3.1.2 Sistema Body

Il sistema di riferimento Body, anche definito come sistema di assi corpo, risulta essere solidale al velivolo e con origine solitamente coincidente con il baricentro.



Figura 3.2: Sistema di Riferimento Body

Esso dipende dal tipo di velivolo e per questo la terna viene definita in maniera diversa rispetto alla geometria del corpo nei due casi trattati in questa tesi. Difatti, come si può vedere in Figura 3.2 per il copter e il plane si ha una orientazione differente dell'UAV a cui corrisponde un diverso orientamento della terna body rispetto al corpo del drone. Tuttavia, essa rimarrà invariata considerando le posizioni relative rispetto al riferimento terra. Si ha la seguente orientazione degli assi:

Plane:

- Asse i^b_{plane} lungo la direzione longitudinale dell'UAV, con direzione positiva nel verso di avanzamento
- Asse k_{plane}^{b} perpendicolare a i_{plane}^{b} e giacente sul piano di simmetria verticale, con direzione positiva verso il ventre del velivolo.
- Asse j_{plane}^b giace sul piano trasversale del velivolo ed è perpendicolare ai due assi definiti precedentemente in modo da ottenere una terna destrorsa.

Copter:

- Asse k_{copter}^b diretto lungo la direzione longitudinale del velivolo, con verso positivo nella senso della coda dello stesso.
- Asse i^b_{copter} diretto lungo la congiungente tra ventre e dorso del velivolo, ortogonalmente all'asse k^b_{copter} .
- Asse j_{copter}^{b} giacente sul piano trasversale del velivolo e perpendicolare ai due assi definiti precedentemente, in modo da ottenere una terna destrorsa.

In generale bisogna quindi definire in maniera opportuna le rotazioni e le traslazioni associate a tale sistema. In particolare, la nomenclatura non varierà se associata ai versori, ma potrebbe risultare contro intuitiva per i due casi. Difatti, in entrambe le eventualità, l'asse i^b è definito di roll, l'asse j^b di pitch, e l'asse k^b di yaw.

3.1.3 Sistema NED Locale

Il sistema NED locale rappresenta una traslazione del sistema di riferimento inerziale nel centro di gravità del velivolo. La direzione degli assi di tale sistemi è coincidente con quella definita nel NED globale. Come si vedrà nella sezione successiva tale sistema permette la caratterizzazione degli angoli di assetto definiti dall'offset di rotazione tra tale sistema e il sistema body.



Figura 3.3: Sistema NED locale

3.1.4 Sistema Vento



Figura 3.4: Sistema Vento

La terna di assi vento è una terna levogira la cui origine risulta coincidente col baricentro del velivolo.

- i^w risulta essere coincidente con la direzione della velocità di traslazione del velivolo.
- k^w risulta essere definito dall'intersezione del piano che nasce dal vettore velocità e contenente l'asse Down del sistama NED, con il piano ortogonale alla velocità passante per il baricentro del velivolo.
- j^w risulta essere automaticamente generato dai due precedentemente definiti.

Tale sistema di riferimento diviene fondamentale per il calcolo delle forze aerodinamiche dipendenti in direzione e modulo dal vettore velocità. A partire da tali definizione potranno essere definiti l'angolo di incidenza α e l'angolo di sideslip β . Essi sono costruiti a partire dalla differenza di orientazione del sistema vento, rispetto al sistema body come mostrato in Figura 3.4. Si ha quindi:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \tag{3.1}$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{u}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \right)$$
(3.2)

3.2 Matrici di Rotazione

3.2.1 Rotazione NED-Body

Al fine di definire correttamente la rotazione tra il sistema di riferimento inerziale e il sistema di riferimento body è necessario introdurre gli angoli di eulero ϕ , θ , ψ . A tale scopo è utile riferirsi al sistema NED locale per semplicità di visualizzazione, in modo da avere un origine coincidente per i due casi. La rotazione completa da un sistema all'altro può essere vista come composizione di tre rotazioni separate attorno ai singoli assi.



(a) Rotazione da \mathcal{F}^{v} a \mathcal{F}^{v1} (b) Rotazione da \mathcal{F}^{v1} a \mathcal{F}^{v2} (c) Rotazione da \mathcal{F}^{v2} a \mathcal{F}^{b}

Figura 3.5: Rotazione NED-Body

La prima rotazione \mathcal{R}_v^{v1} è definita attorno all'asse k^v di un angolo pari a ψ , anche noto come angolo di yaw. Questa definisce, dunque, il nuovo sistema \mathcal{F}^{v1} . Come diretta conseguenza, si ottiene la giacenza del versore i^{v1} nel piano di simmetria del velivolo, coplanarmente a i^b .

$$\mathcal{R}_{v}^{v1} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(3.3)

La nuova rotazione \mathcal{R}_{v1}^{v2} è definita attorno al nuovo asse j^{v1} di un angolo pari a θ denominato anche angolo di pitch. Così facendo si ottiene il nuovo sistema \mathcal{F}^{v2} , in cui il versore i^{v2} coincide con il versore i^{b} .

$$\mathcal{R}_{v}^{v1} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$
(3.4)

A seguito di tale rotazione i vettori k^{v^2} e j^{v^2} sono sfasati rispetto ai corrispettivi elementi in assi corpo di un angolo ϕ nel piano j - k. Quindi, l'ultima rotazione $R_{v^2}^b$ è definita attorno all'asse $i^{v^2} \equiv i^b$ e pari ad un angolo equivalente a ϕ .

$$\mathcal{R}_{v2}^{b} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$
(3.5)

La matrice di rotazione complessiva si ottiene come composizione delle tre precedenti secondo:

$$\mathcal{R}_{v}^{b}(\phi,\theta,\psi) = \mathcal{R}_{v2}^{b}(\phi)\mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta)\mathcal{R}_{v}^{v1}(\psi) = \begin{bmatrix} c_{\theta}c_{\psi} & c_{\theta}s_{\psi} & -s_{\theta} \\ s_{\psi}s_{\theta}c_{\psi} - c_{\phi}s_{\psi} & s_{\phi}s_{\theta}s_{\psi} + c_{\phi}c_{\psi} & s_{\phi}c_{\theta} \\ c_{\phi}s_{\theta}c_{\psi} + s_{\phi}s_{\psi} & c_{\psi}s_{\theta}s_{\psi} - c_{\psi}c_{\psi} & c_{\phi}c_{\theta} \end{bmatrix}$$
(3.6)

dove $c_{\psi} = \cos \psi \ s_{\psi} = \sin \psi$ e così anche per gli altri angoli. Tale matrice di rotazione è indicativa del passaggio dalle coordinate NED a quelle body. Tuttavia la rotazione opposta può essere ottenuta invertendo l'ordine delle rotazioni o in alternativa invertendo la matrice globale. I ragionamenti fatti in questa sezione per il velivolo in modalità plane varranno anche per la modalità copter.

3.2.2 Rotazione Wind-Body

Per la rotazione dal sistema di riferimento wind al sistema di riferimento body devono essere considerate le componenti di velocità rispetto all'angolo di incidenza α e l'angolo di sideslip β . Per semplicità, anche in questo caso verrà considerato il passaggio opposto tra sistemi di riferimento. La rotazione inversa sarà ottenibile con la trasposizione della matrice complessiva. Tale passaggio di riferimento risulta essere fondamentale a seguito del calcolo delle forze aerodinamiche nel sistema vento, così che possano essere correttamente inserite nelle equazioni del moto secondo il sistema body. La matrice di rotazione complessiva, anche in questo caso può essere definita a partire dalla composizione di due rotazioni separate. La prima si compone di una rotazione sinistrorsa rispetto al versore j^b , di una quantità pari all'angolo di incidenza α . Quest'ultimo è considerato positivo per rotazioni destrorse rispetto all'asse j^b . Si ha quindi:

$$\mathcal{R}_{b}^{w1}(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}$$
(3.7)

La seconda delle rotazioni si ha invece rispetto al nuovo asse k^{w1} secondo una direzione destrosa pari a β . In tal modo il versore i^w risulta essere allineato proprio con la direzione del vettore *airspeed* $\vec{V_a}$. Si ha:

$$\mathcal{R}_{w1}^{w}(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0\\ -\sin\beta & \cos\beta & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(3.8)

Ne risulta complessivamente una matrice globale di rotazione tra i due sistemi di riferimento, definita dal prodotto delle due sotto matrici come:

$$\mathcal{R}_{b}^{w}(\alpha,\beta) = \mathcal{R}_{w1}^{w}(\beta)\mathcal{R}_{b}^{w1}(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\beta \cos\alpha & \sin\beta & \cos\beta \sin\alpha \\ -\sin\beta & \cos\alpha & \cos\beta & -\sin\beta & \sin\alpha \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix}.$$
(3.9)

3.3 Equazioni di Eulero e Dinamica del Volo

3.3.1 Dinamica del Volo

La dinamica del velivolo segue la trattazione di Newton, in rifermento alle forze esterne calcolate in un sistema di riferimento inerziale. Le velocità traslazionali e rotazionali saranno invece calcolati in assi body e per questo si rende necessaria un passaggio tra i sistemi di riferimento.

Sulla base della seconda legge di Newton si ha:

$$m\left(\frac{d\vec{V_g}}{dt}\right)^i = \sum_k \vec{F_k} \tag{3.10}$$

Dove m è la massa del velivolo, $(d\vec{V_g}/dt)^i$ rappresenta l'accelerazione, come derivata dell'aispeed nel frame inerziale. Infine $\sum_k \vec{F_k}$ rappresenta la sommatoria delle forze esterne agenti sull'UAV. Il termine derivativo della velocità può quindi essere riscritto nel sistema di riferimento body secondo la legge:

$$\left(\frac{d\vec{V_g}}{dt}\right)^i = \left(\frac{d\vec{V_g}}{dt}\right)^b + \vec{\omega}_{b/i} \times \vec{V_g}$$
(3.11)

Riscrivendo quindi tutti i termini in componenti body si ottiene:

$$m\left[\left(\frac{d\vec{V_g}^b}{dt}\right)^b + \vec{\omega}_{b/i}^b \times \vec{V_g}^b\right] = \sum_k \vec{F_k}$$
(3.12)

Dove $\vec{\omega}_{b/i}^b$ rappresenta il vettore velocità angolari del sistema body rispetto al sistema inerziale, mentre \vec{V}_g è il vettore delle velocità lineari nel sistema di riferimento body. Andando a esplicare tutti i vettori secondo le proprie componenti:

$$\vec{\omega}_{b/i}^b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \qquad \vec{V}_g = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \qquad \sum_k \vec{F}_k = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}$$
(3.13)

La relazione matriciale può essere quindi espressa in tre equazioni associate rispettivamente ai tre assi di riferimento della terna corpo:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}$$
(3.14)

Il problema legato alla dinamica rotazionale può essere trattato similmente al caso ora definiti, facendo nuovamente riferimento alla seconda legge di Newton, per cui:

$$\left(\frac{d\vec{h}}{dt}\right)^i = \sum_k \vec{M_k} \tag{3.15}$$

In cui \vec{h} è il vettore del momento angolare, mentre $\sum_k \vec{M}_k$ è la sommatoria dei momenti delle forze esterne applicate al velivolo. Analogamente alla trattazione precedente è possibile effettuare un passaggio di riferimento della derivata del momento angolare, secondo la relazione:

$$\left(\frac{d\vec{h}}{dt}\right)^{i} = \left(\frac{d\vec{h}}{dt}\right)^{b} + \vec{\omega}_{b/i} \times \vec{h}$$
(3.16)

Riferendosi, anche in questo caso, ai termini dell'equazione nel body-frame:

$$\left(\frac{d\vec{h}}{dt}\right)^b + \vec{\omega}_{b/i} \times \vec{h} = \sum_k \vec{M}_k \tag{3.17}$$

A questo punto è possibile esprimere il vettore componente angolare, nel caso del corpo rigido come $\vec{h}_b = \vec{J}\vec{\omega}^b_{b/i}$, con \vec{J} tensore d'inerzia del corpo. Così facendo l'equazione 3.17 diventa:

$$\vec{J}\left(\frac{\omega_{b/i}^{\vec{b}}}{dt}\right)^{b} + \vec{\omega}_{b/i}^{b} \times \vec{J}\vec{\omega}_{b/i}^{b} = \sum_{k} \vec{M}_{k}$$
(3.18)

Invertendo quindi l'equazione 3.18 si ottiene:

$$\left(\frac{\omega_{b/i}^{\vec{b}}}{dt}\right)^{b} = \dot{\vec{\omega}}_{b/i}^{b} = \vec{J}^{-1} \left[-\vec{\omega}_{b/i}^{b} \times \vec{J}\vec{\omega}_{b/i}^{b} + \sum_{k} \vec{M}_{k} \right]$$
(3.19)

É possibile quindi esplicitare i vari termini che compaiono nell'equazione finale:

$$\dot{\vec{\omega}}_{b/i}^b = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \qquad \sum_k \vec{M}_k = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \qquad \vec{J} = \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{bmatrix}$$
(3.20)

Quanto trattato fin ora in questa sezione riguarda la dinamica di corpo rigido del velivolo, ora, invece, si definiranno le relazioni cinematiche legate allo stesso, per determinare posizione e l'orientamento dell'UAV.

In primo luogo, per definire correttamente la posizione è necessario, effettuare una rotazione da body-frame a NED con una successiva differenzazione dei termini ottenuti. Si ha quindi che:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{q}_n \\ \dot{r}_n \end{bmatrix} = \vec{R}_b^v(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$
(3.21)

Nel caso dell'assetto, invece, le variazioni delle componenti angolari possono essere espresse nei termini delle derivate degli angoli di Eulero, secondo la notazione:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix}$$
(3.22)

Come è noto, la notazione di Eulero presenta una singolarità matematica in corrispondenza di angoli $\theta = \pm 90 \deg$, tale particolarità non ha effetto nel modello fisico per quanto riguarda la modalità plane, ma potrebbe creare dei problemi nella definizione del frame Copter.

3.4 Forze e Momenti esterni

In questa sezione verranno espressi i termini di forza e momento che compaiono all'interno delle equazioni della dinamica del velivolo secondo le loro componenti. I termini di Forza potranno essere scomposte in un termine aerodinamico, in uno gravitazionale e in un termine di spinta. Da essi sarà possibile identificare dei momenti corrispettivi, a eccezione della componente gravitazionale che non sarà presente.

3.4.1 Forze e Momenti Aerodinamici Plane

Per le componenti aerodinamiche è possibile distinguere i contributi longitudinali da quelli latero-direzionali. É, tuttavia necessaria un'introduzione riguardante le superfici di comando per capire al meglio il verso delle forze e dei momenti da esse generate.



Figura 3.6: Orientazione superfici di comando

Il verso positivo di azionamento degli elevoni è mostrato in Figura 3.6. La movimentazione contemporanea delle due superfici permetterà di generare contemporaneamente sia un comando di alettone, tramite il movimento differenziale, sia un comando di equilibratore. In particolare per l'alettone, la deflessione associata è definita da :

$$\delta_a = \frac{1}{2} (\delta_{SX} + \delta_{DX}) \tag{3.23}$$

Nel caso dell'equilibratore, invece si va a considerare l'angolo intermedio che si genera tra gli elevoni nel caso in cui $|\delta_{SX}| \neq |\delta_{DX}|$. Ne risulta:

$$\delta_e = \delta_a - \delta_{DX} \tag{3.24}$$

Quindi, si hanno angoli positivi di rotazione dell'equilibratore se sono tali da indurre una risposta picchiante. Mentre, per l'alettone la deflessione è definita positiva se si induce nel velivolo un rollio verso destra.

Aerodinamica Longitudinale

Per i termini longitudinali si fa quindi riferimento alle forze e ai momenti che agiscono le piano $x^b - z^b$ del velivolo. In particolare sono definiti tre contributi principali quali portanza, resistenza e momento di beccheggio, rispettivamente definiti come segue:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \tag{3.25}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{3.26}$$

$$\mathcal{M} = \frac{1}{2}\rho V^2 ScC_m \tag{3.27}$$

Dove ρ è la densità dell'aria, V è il termine di velocità rispetto al vento, S è la superficie alare e c è la corda alare. In particolare, essi dipenderanno dai coefficienti adimensionali di portanza, resistenza e momento di beccheggio. A loro volta, questi ultimi, dipenderanno da alcune grandezze tipiche del problema, scelte appositamente per descrivere al meglio nel modello aerodinamico la realtà delle cose. In particolare:

$$C_L(\alpha, q, \delta_e) = \left[C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_L}{\partial q} q + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \delta_e \right]$$

$$= \left[C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} \hat{q} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \right]$$
(3.28)

$$C_D(\alpha, q, \delta_e) = \left[C_{D_0} + \frac{dC_D}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_D}{\partial q} q + \frac{\partial C_D}{\partial \delta_e} \delta_e \right]$$

$$= \left[C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_q} \hat{q} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \right]$$
(3.29)

$$C_m(\alpha, q, \delta_e) = \left[C_{m_0} + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_m}{\partial q} q + \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \delta_e \right]$$

$$= \left[m_{L_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \hat{q} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right]$$
(3.30)

In cui \hat{q} rappresenta la velocità angolare di beccheggio adimensionalizzata. Il termine di adimensionalizzazione di tale variabile, essendo associata alla dinamica longitudinale dipenderà dalla corda alare secondo: $\hat{q} = \frac{c}{2V_a}q$. Difatti per definizione si ha :

$$C_{L_q} \triangleq \frac{\partial C_L}{\partial \frac{qc}{2V_a}} \qquad C_{D_q} \triangleq \frac{\partial C_D}{\partial \frac{qc}{2V_a}} \qquad C_{m_q} \triangleq \frac{\partial C_m}{\partial \frac{qc}{2V_a}}$$
(3.31)

Aerodinamica Latero-Direzionale

Per quanto riguarda invece la parte latero-direzionale dei termini si fa riferimento al piano $x^b - y^b$. In maniera simile alle definizioni precedenti si possono distinguere tre contributi principali, uno di forza agente in direzione y^b e due termini di momento riferiti a rollio e imbardata. Essi sono definiti come segue:

$$Y = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_Y \tag{3.32}$$

$$\mathcal{L} = \frac{1}{2}\rho V^2 SbC_\ell \tag{3.33}$$

$$\mathcal{N} = \frac{1}{2}\rho V^2 SbC_n \tag{3.34}$$

In questo caso i termini di momento dipenderanno dall'apertura alare b, anziché dalla corda. Allo stesso modo saranno fondamentali i coefficienti adimensionali associati a ogni termine.

$$C_Y(\beta, p, \delta_a) = \left[\frac{\partial C_Y}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial C_Y}{\partial p}p + \frac{\partial C_Y}{\partial \delta_e}\delta_e\right]$$

= $\left[C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_p}\hat{p} + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a\right]$ (3.35)

$$C_{\ell}(\beta, p, \delta_{a}) = \left[\frac{\partial C_{\ell}}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial C_{\ell}}{\partial p}p + \frac{\partial C_{\ell}}{\partial \delta_{a}}\delta_{a}\right]$$

$$= \left[C_{\ell_{\beta}}\beta + C_{\ell_{p}}\hat{p} + C_{\ell_{\delta_{a}}}\delta_{a}\right]$$
(3.36)

$$C_n(\beta, r, \delta_a) = \left[\frac{\partial C_n}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial C_n}{\partial r}r + \frac{\partial C_n}{\partial \delta_a}\delta_a\right]$$

= $\left[C_{n_\beta}\beta + C_{n_r}\hat{r} + C_{n_{\delta_a}}\delta_a\right]$ (3.37)

Analogamente al caso longitudinale, per il caso latero-direzionale si ha la dipendenza delle grandezze in gioco, dalle velocità di rotazione di rollio e imbardata in termini adimensionali. L'adimensionalizzazione in questo caso dipenderà dall'allungamento alare, grandezza geometrica di riferimento per la dinamica laterale. In particolare: $\hat{r} = \frac{b}{2V_a}r$ e $\hat{r} = \frac{b}{2V_a}r$. Anche in questo caso, per le derivate aerodinamiche associate a tali variabili si ha:

$$C_{Y_p} \triangleq \frac{\partial C_Y}{\partial \frac{pb}{2V_a}} \qquad C_{\ell_q} \triangleq \frac{\partial C_\ell}{\partial \frac{pb}{2V_a}} \qquad C_{n_r} \triangleq \frac{\partial C_n}{\partial \frac{rb}{2V_a}}$$
(3.38)

Tutte le componenti di forza aerodinamiche precedentemente esplicitati, sono in realtà definiti in un sistema di riferimento vento. Essi, quindi, per poter essere utilizzati nelle equazioni del moto, scritte in riferimento al sistema body, dovranno essere ruotati opportunamente tramite l'equazione 3.6.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathcal{R}_w^b \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix}$$
(3.39)

3.4.2 Forze e Momenti Aerodinamici Copter

Passando ora alla definizione delle forse e dei momenti agenti in modalità copter si farà riferimento a una trattazione ristretta al solo piano longitudinale.

Forze e Momenti Longitudinali

Data la diversa orientazione del velivolo durante questa particolare modalità di volo ci si può riferire ai medesimi coefficienti aerodinamici precedentemente esposi, ponendo attenzione alla direzione delle forze e dei momenti.



Figura 3.7: Schematizzazione Forze Aerodinamiche in Modalità Copter

Con riferimento alla figura 3.7 le forze e i momenti aerodinamici saranno calcolati in maniera simile al caso precedente, come descritto nelle equazioni (3.25), (3.26) e (3.27). La differenza più significativa si ha nelle situazioni di volo in cui sono presenti alti angoli di incidenza, oltre il valore di stallo tipico del profilo o di molto negative. Considerando il riferimento body adottato, in questo caso, le costanti aerodinamiche dei termini di forza non saranno più proiettate sugli assi precedentemente descritti, ma associate al nuovo sistema di riferimento. In particolare l'angolo di incidenza nulla si ha ,in maniera simile al caso già analizzato, con un vento incidente parallelo alla superficie alare, ma non più coincidente con il versore i^b_{plane} , definito nei precedenti paragrafi. In questo caso si farà riferimento, invece, all'asse k_{copter}^b e più in generale al piano $i_{copter}^b - k_{copter}^b$ per definire i valori di α associati a una determinata condizione di volo. Ne consegue che un volo ad incidenza nulla non sarà più corrispondente al volo livellato, ma a un aumento di quota con velocità u pari a zero. In seguito a tali considerazioni, quindi, la forza definita portante rispetto all'orientazione del vento, nelle condizioni appena descritta, sarà parallela all'asse i^b_{copter} , mentre la forza resistente andrà a essere concorde con l'asse k_{copter}^{b} . Al variare dell'incidenza aerodinamica, dunque, i vettori $L \in D$ ruoteranno attorno all'asse j_{copter}^{b} restando vicendevolmente ortogonali e giacenti nel piano $i_{copter}^b - k_{copter}^b$. Un caso limite si ha per $\alpha \pm 90$, con L che assume valore nullo e con D ortogonale alla superficie alare. Valori oltre tali limite corrispondono a una situazione in cui l'UAV si muove con traiettorie discendenti, ad esempio nelle fasi di atterraggio. In tale situazioni il comportamento aerodinamico del velivolo diviene difficilmente interpretabile tramite teorie "classiche". Intervengono, infatti, fenomeni fortemente turbolenti e caratterizzati da regimi variabili nel tempo. Bisogna poi ricordare come le matrici di rotazione restino invariate rispetto alle considerazioni già fatte nei precedenti capitoli, in quanto le posizioni relativa tra gli assi che identificano il sistema di riferimento corpo, restano tra loro invariate. Dunque le forze nel sistema di riferimento body diventano:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathcal{R}_w^b \begin{bmatrix} -L \\ 0 \\ -D \end{bmatrix}.$$
(3.40)

Termini di Comando

Bisogna specificare, infine, i termini relativi alle superfici di comando. Per quanto riguarda una possibile movimentazione dell'equilibratore essa è già definita nel termine di momento attorno all'asse j^b_{copter} e contribuirà a modificare l'angolo di beccheggio del velivolo, anche in questa situazione. Per quanto riguarda il comando di alettone, esso va a interagire con la dinamica laterale del velivolo, non trattata per questo specifico caso. Tuttavia, tale termine è di fondamentale importanza per poter definire correttamente, in un possibile modello simulativo, il corretto spostamento dell'UAV nello spazio. Questo contributo, può essere calcolato come per il volo nella configurazione ad ala fissa. Il momento risultante, però, non sarà più definito attorno all'asse di rollio, ma contribuirà secondo la direzione definita dall'asse k_{copter}^{b} e dunque attorno all'asse di imbardata. A completare la definizione dei termini di comando vi è la componente di momento ottenuta mediante la spinta differenziale dei motori. Infatti, vista la distanza, nel verso dell'apertura alare, presente tra il baricentro del velivolo e l'asse di spinta, è possibile generare un nuovo momento, associato al comando del velivolo, attorno all'asse i^b_{copter} . Quindi, in aggiunta alle superfici mobili, questo particolare termine permette di modificare l'angolo di rollio, completando la terna delle possibili rotazioni nello spazio. Nel volo ad ala fissa, per scelta progettuale, questo contributo è evitato, andando a forzare un regime di funzionamento simmetrico dei due propulsori.

3.4.3 Forza Gravitazionale

Un altro termine fondamentale nella definizione delle forze esterne è rappresentato dalla forza peso associata al velivolo. Essa è definita inizialmente in componenti NED e diretta esclusivamente nella componente Down del sistema. Con l'opportuna rotazione è quindi possibile riportarsi nel sistema di riferimento body associato al problema delle equazioni del moto.

$$\vec{F}_g^b = \mathcal{R}_v^b \begin{bmatrix} 0\\0\\mg \end{bmatrix} \tag{3.41}$$

3.4.4 Forza Propulsiva

La forza propulsiva per il modello in esame risulta essere allineata al piano longitudinale del velivolo, e in direzione i^b considerando la modalità plane e opposta a k^b e dunque di facile integrazione nelle equazioni del moto. Tuttavia il calcolo del modulo della spinta risulta essere dipendente dalle caratteristiche fisiche di elica e motore. Per questo è stato sviluppato un modello che a partire dalle proprietà del motore effettivamente utilizzato sul prototipo permetta il calcolo della forza propulsiva, oltre che degli RPM a cui tale spinta risulta essere generata. Tale modellizzazione è trattata nello specifico nei capitoli successivi. Si ha quindi nel caso generale, per il drone in analisi:

$$\vec{F}_{p,plane}^{b} = \begin{bmatrix} T\\0\\0 \end{bmatrix} \qquad \vec{F}_{p,copter}^{b} = \begin{bmatrix} 0\\0\\-T \end{bmatrix}$$
(3.42)

Capitolo 4

Identificazione dei Coefficienti Aerodinamici

4.1 Digital Datcom

Per l'identificazione dei coefficienti aerodinamici è stato utilizzato un apposito software sviluppato sulla base del metodo, USAF Stability and Control Datcom (Data Compendium) [14]. Esso è un tool gratuito in grado di calcolare le caratteristiche aerodinamiche di un velivolo ad ala fissa. In particolare, esso richiede in ingresso un file di testo in cui deve essere esplicitato un set di dati obbligatori, facenti riferimento alle condizioni di volo, alle caratteristiche geometriche dell'ala e della fusoliera, al profilo aerodinamico adottato oltre che alla definizione delle superfici di comando. Al fine di descrivere al meglio le condizioni effettive di utilizzo è stata definita una quota di funzionamento a regime di 50 m e un Mach di volo di circa 0.046, tale da poter essere ricondotto ad una velocità di circa 18 m/s a tale quota.



Figura 4.1: Schematizzazione Velivolo Tramite Tool AID

Quindi per quanto riguarda le caratteristiche geometriche, invece, tramite il tool di Matlab Aircraft Intuitive Design (AID)[13] è stato possibile ricreare in maniera visiva il velivolo in un modello semplificato, definito a partire dal CAD. In uscita si sono ottenuti i parametri geometrici di ala, fusoliera e delle superfici di comando, nel formato prescritto per una corretta analisi dei coefficienti aerodinamici, imposto dal software Digital DACOM. Si specifica che i parametri esposti in Figura 4.1 sono convertiti secondo il sistema di misura anglosassone. L'ultimo passo è stato quello di descrivere correttamente il profilo alare utilizzato. In particolare il profilo PW75, effettivamente adottato sul del drone non risultava essere presente nel database aerodinamico del software e dunque è stato inserito a partire dalla descrizione in formato Lednicer, in cui ad ogni stazione dell'ascissa del profilo si fa corrispondere una coordinata superiore e una inferiore, così da definire il profilo in 2 dimensioni. In appendice è quindi riportato il file di Input descritto fin ora.

Una volta compilato il codice esposto, è possibile ottenere come file di output del software l'andamento delle derivate aerodinamiche in funzione dell'angolo di incidenza. I dati così generati sono indicativi del velivolo in analisi. In particolare lo schema di calcolo delle principali derivavate e dei conseguenti coefficienti all'interno del programma sarà così descritto:

$$C_D = CD_{basic} + CD_{elevator} \tag{4.1}$$

$$C_Y = CY_{beta} + CY_{rollrate} \tag{4.2}$$

$$C_L = CL_{basic} + CL_{pitchrate} + CL_{elevator}$$

$$(4.3)$$

$$C_l = Cl_{beta} + Cl_{rollrate} + Cl_{yawrate} + Cl_{aileron}$$

$$(4.4)$$

$$C_m = Cm_{basic} + Cm_{pitchrate} + Cm_{elevator} \tag{4.5}$$

$$C_n = Cn_{beta} + Cn_{rollrate} + Cn_{yawrate} + Cn_{aileron} \tag{4.6}$$

Per il caso in analisi non tutti i termini sopra descritti saranno effettivamente un output fornito e poi utilizzato nel calcolo delle forze esterne effettive, come descritto nei paragrafi precedenti.

4.1.1 Risultati ottenuti

Di seguito saranno riportati gli andamenti delle principali derivate aerodinamiche ottenute:



Figura 4.2: $CL_{basic} - Alpha$

Il coefficiente di portanza basic CL_{basic} , ottenuto in output, è definito come somma del CL_0 e del $CL_{\alpha} * \alpha$. La curva approssima in maniera abbastanza fedele l'andamento lineare teorico del coefficiente, secondo le incidenze tipiche riferite alle condizione di funzionamento classiche dell'ala fissa. Si nota, inoltre, come per incidenze superiori a circa 20 gradi la curva tenda a un punto di massimo corrispondente alla condizione di stallo, per poi proseguire con un inversione del coefficiente angolare della curva. In questo punto si avrà un CL_{Basic}^{MAX} pari a circa 1.48. Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza, come nel caso precedente, almeno per quanto riguarda l'andamento, si possono riscontrare le caratteristiche tipiche degli andamenti teorici riportati in letteratura. Si riscontra anche per questo caso una flessione della curva oltre incidenze corrispondenti al punto di stallo, in cui il modello di calcolo dei coefficienti, definito dal software scelto, non risulta essere più funzionale allo scopo dell'analisi.



Figura 4.3: CD_{basic} - Alpha

Infine è riportato in Figura 4.4 il grafico della funzione del Cm_{basic} , definito similarmente al coefficiente di portanza come funzione di $C_{m_0} + C_{m_\alpha} * \alpha$. Esso risulta avere un andamento decrescente con un inversione di segno a un incidenza di circa 5 gradi. Per quanto riguarda il termine laterale in funzione della velocità di roll, riportato in Figura 4.5 si nota un comportamento crescente con un inversione del segno per incidenze circa nulle. In entrambi i casi, tuttavia, si denota per incidenze alte, come precedentemente riportato per gli altri casi, un allontanamento dal comportamento lineare, con un plateau per il coefficiente di momento rispetto al pitch e un andamento distorto del termine laterale. Per tali ragioni , nel modello aerodinamico del velivolo ad ala fissa si cercherà di limitare le incidenze al valore corrispondente al $C_{L_{MAX}}$. In Appendice è comunque riportata la tabulazione completa dei vari coefficienti ottenuti in funzione dell'angolo di incidenza o nel loro termine costante ove necessario.



4.1.2 Calcolo dei Coefficienti Per Alte Incidenze

Sulla base dei parametri fino ad ora ottenuti si è deciso di analizzare il comportamento dei coefficienti di maggior interesse nel caso di alte incidenze di volo. Ciò si rende necessario per poter descrivere, almeno in parte, il problema dell'UAV in modalità di volo Copter. Infatti, in tale tipologia di volo, il drone si troverà ad essere utilizzato in una configurazione ruotata rispetto all'ala fissa. Come descritto nel capitolo sulle forze esterne, i coefficienti di maggior peso risultano essere il CL e il CD. Già precedentemente calcolati per il velivolo in modalità plane, potranno essere riutilizzati nelle fasi di copter, se correttamente riferiti alle velocità tipiche di questa seconda modalità di volo. E quindi, con le opportune rotazioni del caso. Tuttavia, il range di incidenza in questa situazione, come già analizzato, risulterà essere assai maggiore rispetto al caso fin ora trattato. Per tale ragione, i dati fino ad ora ottenuti sono stati usati come base di partenza per effettuare uno studio del coefficiente di portanza e del coefficiente di resistenza per alte incidenze, fino a circa 90°. Dalla letteratura scientifica sull'argomento sono stati seguiti gli studi della NASA in tal proposito, risalenti ai primi anni ottanta del novecento (Post stall studies of untwisted varying aspect ratio blades) e poi ripresi nel 2008 (Models of Lift and Drag Coeffi cients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Turbines and Wind Tunnels), con uno studio specifico dei profili alari in galleria del vento, per condizioni di post-stallo. I grafici proposti per i coefficiente della dinamica longitudinale nelle condizioni di post stallo seguono delle schematizzazioni empiriche del problema.

Per il coefficiente di portanza si è partito dai valori ottenuti tramite il programma DATCOM, attorno alle condizioni di stallo e dunque in prossimità del valore di $C_{L_{max}}$ ottenibile dal profilo completo. Inizialmente si ha un'iniziale perdita di C_L pari a circa il 50 % del picco, un successivo plateau con un assestamento del coefficiente, con una successiva ricaduta e dunque, il raggiungimento della portanza nulla in corrispondenza di incidenze di novanta gradi. Al contrario, andando verso incidenze negative, la curva tende a continuare il suo andamento lineare fino a un valore minimo nell'intorno di $\alpha = -30$, per poi comportarsi in maniera antisimmetrica rispetto al caso di incidente positive e dunque arrivare a un coefficiente nullo per $\alpha = -90$. Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza, invece, si ha un comportamento circa simmetrico per angoli maggiori o minori di zero. Anche in questo

CAPITOLO 4. IDENTIFICAZIONE DEI COEFFICIENTI AERODINAMICI 32



Figura 4.6: CL ad alte incidenze

caso, in corrispondenza dell'incidenza associata al valore di $C_{L_{max}}$ precedentemente definito si ha un un massimo relativo del coefficiente in analisi. In maniera opposta al caso precedente, però, dopo un'iniziale discesa della curva si ha un comportamento crescente per incidenze maggiori di 30°. Si avrà, tuttavia, un limite dettato dal valore di $C_{D_{max}}$. Esso è definito come il coefficiente di resistenza associato a una lamina piana, con Aspect Ratio pari a 3, posta ad $\alpha = 90$ [8]. Quindi per incidenze pari a ± 90 si avrà il massimo assoluto della curva, con una tangenza nulla della stessa a questa coordinata.



Figura 4.7: CD ad alte incidenze

Capitolo 5

Modellazione Simulink

In questo capitolo verrà trattata la modellazione aero-meccanica del velivolo a partire dalle definizione fin ora citate, per quanto riguarda in drone nella sua modalità plane. Inoltre, sarà trattato nel particolare il modello del motore utile al calcolo della spinta. Per simulare il modello nella sua interezza è stato scelto l'ambiente Simulink. Verranno quindi ricavate le condizioni di trim alla velocità caratteristiche di utilizzo dell'UAV e simulate le risposte dello stesso a un comando esterno. Ciò permetterà di valutare la corretta modellazione dell'aeromeccanica del velivolo, in relazione alle caratteristiche conosciute dello stesso.

5.1 Modello del Motore

Il modello del motore, e dunque della spinta, è stato definito in modo tale da ottenere un dato in termini di forza propulsiva come risposta a un comando definito da un valore di PWM. Tramite un integrazione, per passi temporali fissi, è quindi possibile ottenere in uscita le grandezze desiderate. In particolare, nel caso in analisi sono di fondamentale importanza le grandezze caratteristiche di motore, propeller e batterie.

Moto		Propeller		
		Dimensioni	16x6 [in]	
Kv	520 [rpm/V]	Massa	$0.07 [k_a]$	
Resistenza	$0.03 \ [\Omega]$	Batto	<u> </u>	
Kt	0.0184	Datter	. Ia	
Resistenza ESC	0.01[0]	Volt Nominali	$24.2 \ [V]$	
	0.01 [22]	Resistenza	$0.015 \ [\Omega]$	

Tabella 5.1: Proprietà Sistema Propulsivo

A partire dal valore di input, sotto forma di PWM, viene definito una percentuale di manetta richiesta, compresa tra 0 e 1, secondo la formulazione generale:

$$Throttle = \frac{PWM_{input} - PWM_{min}}{PWM_{max} - PWM_{min}}.$$
(5.1)

Dove i valori di PWM_{max} e PWM_{min} sono stati scelti a monte della trattazione seguendo la parametrizzazione imposta dall'autopilota montato effettivamente sul

velivolo. Sono quindi considerate delle condizioni iniziali di funzionamento pari a corrente e giri motore nulli. Come primo passo di integrazione è imposta l'uguaglianza tra la corrente assorbita dal motore al passo temporale precedente rispetto alla corrente fornita dalla batteria. Si ha quindi il calcolo della caduta di tensione alla batteria secondo la relazione:

$$V_{dropped} = V_{battery} - R_{battery} * I_{battery}$$
(5.2)

Dove $V_{battery}$ è la tensione nominale di batteria, $R_{battery}$ è la resistenza della batteria, dichiarata dal fornitore, e $I_{battery}$ è la corrente fornita dalla stessa. Può quindi essere calcolata la tensione richiesta dal motore, scalata opportunamente per la percentuale di manetta richiesta come comando esterno:

$$V = throttle * V_{dropped} \tag{5.3}$$

Definito, quindi, il valore di tensione compatibile con il regime di funzionamento richiesto, può essere definita la corrente assorbita all'istante temporale in analisi. Per far ciò devono essere conosciuti sia le resistenze caratteristiche del sistema che il regime di funzionamento immediatamente precedente all'istante in analisi. In particolare:

$$I = \frac{Kv * V - rpm}{R_{motor} + R_{esc}} * Kv \ [A];$$
(5.4)

Dove Kv è la costante dimensionale caratteristica del motore, R_{esc} la resistenza interna dell'esc utilizzato sul protoripo. Definite le proprietà elettriche istantanee del sistema, si passa all'integrazione delle forze generate nell'istante considerato e al calcolo della variazione di rpm a esse associata. Come primo passaggio deve essere ottenuto il valore di coppia motrice fornita dal motore secondo:

$$Torque = I * Kt \tag{5.5}$$

Con Kt costante dimensionale calcolata a partire da Kv, tale valore sarà associato a un termine di resistenza dipendente dalle caratteristiche dell'elica e dalle condizioni di volo:

$$Drag = P_{const} * \rho * \left(\frac{rpm}{60}\right)^2 * D^5$$
(5.6)

In cui P_{const} è la costante di coppia dell'elica e D è il diametro della stessa. Conoscendo, quindi, le coppie in gioco è possibile risalire alla variazione di velocità angolare del motore:

$$\Delta \omega = \frac{Torque - Drag}{I_{propeller}} \tag{5.7}$$

Dove $I_{propeller}$ è l'inerzia rotazionale dell'elica, calcolata in maniera semplificata, considerando l'elica come un parallepipedo di diametro D. Secondo tale assunzione, dunque, $I_{propeller} = 1/12 * m * D^2$ con m massa dell'elica. A partire dagli rpm dell'istante temporale precedente, si può ricavare la velocità angolare associata al propeller. Integrando l'incremento si ottiene la nuova velocità di rotazione in termini di [rad/s] facilmente convertibile in modo tale da stabilire i giri al minuto del nuovo regime.

$$\omega(t) = \omega(t - \Delta t) + \Delta \omega * \Delta t \tag{5.8}$$

$$rpm(t) = \omega(t) * \frac{60}{2\pi}$$
(5.9)

Dove Δt rappresenta l'incremento temporale utilizzato nell'integrazione del modello descritto. In ultima istanza è possibile calcolare la spinta generata nelle condizioni fin ora ricavate. Essa dipenderà nuovamente dallo stato di volo, dalle proprietà dell'elica e del motore.

$$T = T_{const} * \rho * \left(\frac{rmp}{60}\right)^2 * D^4.$$
(5.10)

Con T_{const} costante di spinta associato all'elica.

Calcolo P_{const} e T_{const}

Nella trattazione descritta per il calcolo della coppia e della spinta generate dal sistema propulsivo, compaiono i termini moltiplicativi $P_{const}eT_{const}$. Essi sono delle costanti adimensionali che dipendono dalle caratteristiche geometriche dell'elica. Per il modello di elica in analisi non è stato possibile ricavare dalla letteratura il valore di tali costanti. Tuttavia, essi sono stati ottenuti a partire dalla mappa di spinta dell'elica. Tramite l'inversione dell'equazione 4.10 e 4.6 in condizioni statiche è stato possibile ricavare i valori delle costanti in analisi. Seguendo difatti la mappa di spinta per velocità nulle tale procedura è stata reiterata al variare degli RPM al fine di valutare l'effettiva costanza dei parametri in analisi. Dall'analisi effettuata sono, quindi, risultati i seguenti valori medi con una varianza di ± 0.001 sui singoli risultati numerici al variare degli RPM.

$$T_{const} = 0.088 \qquad P_{const} = 0.031 \tag{5.11}$$



Figura 5.1: Modello Del Propulsore

5.2 Modello Aerodinamico

Il modello Simulink delle forze aerodinamiche agenti sul velivolo è stato costruito sulla base delle equazioni esposte nel Capitolo 3 e con l'ausilio dei coefficienti aerodinamici ricavati nelle fasi preliminari come mostrato nel capitolo 4. In particolare, questi ultimi saranno dipendenti dall'angolo di incidenza α del velivolo. Come è possibile vedere in Appendice i coefficienti ricavati dall'analisi Datcom sono definiti per valori incrementali di α di circa 2 gradi. Per tale motivo è necessario, in primo luogo, effettuare un'interpolazione di tali parametri all'incidenza aerodinamica effettiva. Vengono quindi discriminati i coefficienti tipici della dinamica longitudinale da quelli appartenenti alla dinamica latero-direzionale. Al fine di semplificare il calcolo delle forze è stato usato un approccio matriciale seguendo la notazione definita dall'output ottenuto tramite Digital Datcom. Ad esempio considerando il coefficiente di portanza globale, esso è composto da:

$$CL_{tot} = CL_b + CL_q * q * \frac{c}{2V_a} + CL_{\delta_e} * \delta_e$$

Quindi una volta interpolati i coefficienti singoli saranno inseriti opportunamente in una matrice, che a sua volta sarà moltiplicata per i termini non parametrici che formano l'equazione precedente. Seguendo l'esempio esposto si ha:

$$CL_{tot} = \begin{bmatrix} CL_b & CL_q & 0 & CL_{\delta_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1\\ q \frac{c}{2V_a}\\ 0\\ \delta_e \end{bmatrix}$$

A questo punto è possibile calcolare le forze e i momenti aerodinamici agenti secondo lo schema proposto. Esse, tuttavia, saranno riferite al sistema di riferimento wind. É quindi necessario passare a un riferimento body tramite la matrice di rotazione definita in 3.9. Sarà possibile quindi passare i dati ottenuti al blocco integrativo delle equazioni del moto, sommando tutti i contributi di forza e momento agenti sul velivolo. Oltre al contributo aerodinamico si avrà quindi il contributo propulsivo e gravitazionale. In particolare, il blocco di integrazione delle equazioni di eulero, segue la trattazione esposta nel Capitolo 1 considerando anche i termini giroscopici per una formulazione completa.



Figura 5.2: Schema Modello Simulink Completo

5.3 Condizioni di Trim

Una prima validazione del sistema di simulazione del drone si ha tramite il mantenimento delle condizioni di trim. Esse sono state calcolate tramite l'equilibrio dei momenti e delle forze agenti sul velivolo alla velocità di crociera desiderata.

5.3.1 Calcolo Condizioni di Trim

Sulla base dei vincoli imposti secondo lo stato di volo del velivolo, il trim è considerato valido solo in determinate condizioni di assetto che permetteranno il mantenimento dello stesso. In primo luogo si ricerca l'equilibrio delle forze agenti lungo l'asse verticale del velivolo definito dall'equazione:

$$mg \,\cos(\alpha + \gamma) + Z = 0 \tag{5.12}$$

In cui m è la massa del velivolo, α l'incidenza aerodinamica, γ l'angolo di rampa e Z la forza generata dalle superfici aerodinamiche e agenti sull'asse k_b . Vengono, quindi, inizialmente calcolate la portanza e la resistenza in assi vento, generate dalle superfici aerodinamiche:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L(\alpha)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D(\alpha)$$
(5.13)

Con C_L calcolato tenendo conto dei termini dipendenti dalla sola incidenza aerodinamica e dunque considerando una velocità angolare di beccheggio nulla. Sarà invece imposto come condizione iniziale l'equilibrio latero-direzionale. Effettuando una trasposizione delle forze in assi corpo è possibile ottenere la forza aerodinamica agente sull'asse verticale del velivolo:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathcal{R}_w^b \begin{bmatrix} -L \\ 0 \\ -D \end{bmatrix}$$
(5.14)

Contemporaneamente deve essere soddisfatto l'equilibrio dei momenti agenti attorno l'asse di beccheggio. Essi, saranno esclusivamente momenti aerodinamici dipendenti dall'incidenza aerodinamica e dall'angolo di equilibratore:

$$\mathcal{M} = \frac{1}{2}\rho V^2 Sc * C_M = 0 \tag{5.15}$$

Tuttavia, cercare una condizione permetta il soddisfacimento dell'equazione precedente corrisponde a ricercare la condizione per cui valga $CM_b(\alpha) = CM_{\delta e} * \delta e$. Definire una condizione di Trim equivale, dunque, a ricavare un angolo di incidenza e un angolo di equilibratore tali che soddisfino contemporaneamente la 5.12 e la 5.15. Una volta definito l'assetto associato alle condizioni di trim ricavate, è necessario ricavare l'equilibrio delle forze lungo l'asse i_b . Ne conseguirà quindi una condizione per cui la spinta propulsiva vada a bilanciare le forze aerodinamiche generate dal velivolo e agenti in direzione opposta a questa.

$$T_{trim} = mgd\sin(\theta_{Trim}) - X \tag{5.16}$$

Dove T_{Trim} è la spinta necessaria, associata alle condizione di equilibrio. Ottenuto tale valore, bisogna definire una spinta effettivamente fornita dal propulsore. Essa sarà ricavabile dal modello del motore e relativa a un valore di manetta, richiesto in condizioni stazionarie, all'esaurimento del transitorio. Seguendo quindi lo schema riportato e considerando le condizioni iniziali riportate di seguito sono stati ricavati i parametri di trim espressi in Tabella 4.2:

	Condizioni di Trim		
	u	14.1541	[m/s]
	v	0	[m/s]
	w	3.1483	[m/s]
Condizioni di Volo	p	0	[rad/s]
V (Crociera) 14.5 $[m/s]$	q	0	[rad/s]
γ 0	r	0	[rad/s]
res $0.01[N]$	ϕ	0	[deg]
β 0	heta	12.54	[deg]
	ψ	0	[deg]
	α	12.54	[deg]
	δ_e	-13.7	[deg]
	throttle	30	%

Tabella 5.2: Condizioni Iniziali di Trim

Al tal fine è stato implementato un apposito script matlab, che permette la valutazione delle grandezze esposte a partire dalle condizioni iniziali imposte in termini di quota e velocità. In particolare, tramite il metodo sequenziale l'algoritmo andrà a ricercare le condizioni di trim iterando il calcolo delle equazioni già esposte, ma considerando un valore residuo, necessario per considerare il soddisfacimento numerico delle stesse:

$$mg\cos(\alpha + \gamma) + \frac{1}{2}C_{Z_{TOT}}SV^2 \le res$$
(5.17)

$$CM_b(\alpha) + CM_{\delta e} * \delta e \le res \tag{5.18}$$

Si è scelto di impostare, per questo caso, res = 0.01N. Per verificare l'equazione sopra riportata, il metodo sequenziale va a spazzare tutti i valori possibili di α a partite dal valore minimo ammissibile, con un incremento $\Delta \alpha = 0.001 deg$. Tuttavia, $C_{Z_{TOT}}$, risulta essere dipendente anche dall'angolo δ_e , così come, evidentemente, la 5.18. Quindi ad ogni iterazione del valore di α viene spazzato anche δ_e , nel range delle possibili deflessioni in maniera simile a prima, con $\Delta \delta_e = 0$: 01 deg. Quindi, definita la condizione per cui valgono contemporaneamente le due equazioni riportate, si identificano i valori di $\alpha_{trim} \in \delta_{e_{trim}}$. Quindi è possibile ricavare la spinta necessaria come descritto precedentemente.



5.3.2 Simulazione Mantenimento del Trim

Figura 5.3: Traiettoria in assi NED

Una volta definite le condizioni di trim riportate in Tabella 5.2, esse diverranno le condizioni iniziali associate alla simulazione del modello completo del velivolo. Di seguito, sono riportati i grafici relativi alla simulazione del mantenimento del Trim, per una durata di 300s. Si notano, all'inizio della simulazione, i modi oscillatori tipici della dinamica longitudinale. Essi sono associati a dei moti transitori il cui effetto scompare dopo circa 50 secondi dall'inizio della simulazione. In tale punto, all'esaurimento di tali modi, si passa alla fase effettiva di volo stazionario. Anche in questa parte della simulazione permane un effetto non desiderato a essi relativo e definibile come una perdita di quota costante nel tempo, ma tuttavia accettabile visto la sua lieve entità, pari a circa 0.5 metri. Tale perdita di quota è associata a un angolo di rampa leggermente negativo. Quest'ultimo è dato dalla differenza che vi è tra l'angolo di assetto θ e l'angolo di incidenza α . Anche se inizialmente uguali in modulo tali variabili si discostano tra loro a causa delle motivazioni già esposte. L'effetto del transitorio si ripercuote, quindi, sull'assetto del velivolo, con un'oscillazione attorno all'asse di pitch e un assestamento dell'angolo θ a valori leggermente inferiori rispetto alla condizione di trim calcolata, all'esaurimento dell'effetto dei modi oscillatori. Tale andamento risulta visibile anche nelle velocità e nelle accelerazioni angolari associate a tale angolo. In particolare l'accelerazione angolare risulta diversa da zero nei primissimi istanti della simulazione, per poi annullarsi completamente dopo pochi secondi. La velocità angolare di beccheggio, invece, resta diversa da zero per un periodo più significativo, seppure con modulo minimo. In ultimo si può vedere come la spinta resti costante per il valore di manetta assegnato e pari al trenta percento. La variazione di quota, infatti, non risulta essere così significativa da potersi ripercuotere in una variazione apprezzabile di spinta. Essa presenterà invece un transitorio iniziale associato al raggiungimento della manetta richiesta. Bisogna comunque considerare, nelle simulazioni riportate, l'errore numerico tipici dei calcolatori. Questi ultimi sono presenti sia nella fase di integrazione delle equazioni del moto, anche se in valore assoluto minore, sia nelle fasi di ricerca delle condizioni di trim in cui risultano essere più preponderanti.



Figura 5.4: Simulazione Mantenimento Trim

5.3.3 Movimentazione dell'Equilibratore

Si passa ad analizzare ora la movimentazione delle superfici di comando del velivolo, per valutare la risposta dinamica associata. In primis, si definisce un comando di solo equilibratore. il cui effetto sarà visibile nella sola dinamica longitudinale. La simulazione in questione avrà una durata totale di circa 200 secondi, mentre il comando di equilibratore sarà fornito a circa 100 secondi dal suo inizio, in modo tale da poter valutare la risposta a seguito dell'esaurimento dei modi transitori iniziali. Il comando impartito al velivolo è una doppia rampa, dapprima ascendente e poi discendente, rispetto alla posizione di trim dell'equilibratore, della durata



Figura 5.5: Traiettoria in assi NED

complessiva di circa 20 secondi. Tale comando ha l'obiettivo principale di modificare la traiettoria del velivolo, con una variazione di quota dapprima negativa. Si nota tale effetto considerando l'andamento della posizione Z_{NED} . Si ha, infatti, una discesa di circa 5 metri nei primi dieci secondi di comando in cui l'equilibratore ha una variazione di angolo positiva. Tale risposta è visibile anche nella velocità verticale e orizzontale in entrambi i sistemi di riferimento riportati. A tale fase iniziale di comando viene, quindi, associata una variazione di assetto negativa e dunque picchiante. In relazione a ciò, varia anche l'incidenza aerodinamica, che si porta a valori in modulo minori, rispetto alla condizione di trim. L'effetto globale di queste ultime due variazioni si associa alla variazione dell'angolo di rampa, che tende inizialmente ad angoli negativi. I grafici riportati, tuttavia, presentano delle oscillazioni significative anche durante le fasi di manovra. Questo potrebbe essere associato a un'instabilità intrinseca del velivolo, o comunque una debole stabilità longitudinale. Si ha, infatti, un innesco immediato dei modi di corto e lungo periodo. Ciò risulta visibile soprattutto nella seconda fase della rampa, con l'inversione dell'andamento del comando di equilibratore. Esso è riportato al valore di trim con una movimentazione simmetrica rispetto alla fase precedente e di pari durata. Si nota, in questa fase, per tutte le variabili in gioco un andamento ancora più instabile anche se smorzato nel tempo. In particolare l'accelerazione angolare presenta dei picchi nei momenti significativi della manovra. All'inizio della rampa, alla sua inversione e alla fine. L'iniziale diminuzione di quota, infatti, si inverte in un aumento maggiore in modulo rispetto alla fase precedente, con un aumento di circa 10 metri. La risposta complessiva del velivolo esaurisce il suo effetto a circa 70 secondi dall'inizio della manovra. In ultimo luogo, la variazione della spinta, anche in questo caso, risulta essere minima in relazione alla minima variazione di densità associata all'aumento di quota.



Figura 5.6: Simulazione Comando di equilibratore

5.3.4 Movimentazione dell'Alettone



Figura 5.7: Traiettoria in assi NED

Per quanto riguarda la risposta latero-direzionale del velivolo, si analizzerà la movimentazione dell'alettone secondo una manovra ad impulso, della durata di 0.5 secondi, con un una deflessione pari a 1° in segno positivo. Anche in questo caso, il comando sarà impartito a circa cento secondi dall'inizio della simulazione, per consentire l'esaurimento del transitorio e il raggiungimento del trim. Il principale effetto di tale manovra si rifletterà nella variazione della traiettoria del velivolo lungo la direzione laterale. In questo caso, come detto, il comando andrà a modificare la dinamica laterale con un interessamento minoritario di quella longitudinale, al contrario dai casi precedenti, in cui la risposta si aveva solo in quest'ultima. Difatti, non è possibile analizzare la dinamica latero-direzionale di un velivolo, escludendo a-priori quella longitudinale, mentre è consentito il contrario. Per quanto riguarda gli angoli di assetto, si nota un' immediata variazione dell'angolo di rollio, che tende a riportarsi al suo valore nullo, e dell'angolo di imbardata che, invece, tende a un valore positivo, maggiore rispetto alla configurazione iniziale, non essendo presente un comando opposto a quello fornito, necessario al suo ripristino. L'effetto complessivo si esprime, quindi, in una virata a destra. Tale rotazione si può riscontrare anche nelle velocità angolari associate. Legati alla variazione dell'angolo di rollio vi sono l'angolo di sideslip e della velocità laterale. In questo caso, il comando di alettone porta a una variazione di ϕ , con un conseguente disequilibrio del peso e della portanza, con effetto, appunto, su $\beta \in v$. Negli istanti immediatamente successivi alla manovra si ha un andamento fortemente oscillatorio delle grandezze esposte, che si riferiscono alla dinamica laterale. Ciò è dovuto principalmente alla risposta di corto periodo del velivolo che appunto ha un tempo caratteristico minore rispetto a quella della risposta al comando longitudinale. Anche se in minima entità, si può notare, in seguito alla manovra, il restaurarsi dei modi di corpo rigido che, tuttavia, si esauriscono in breve tempo, vista l'intensità minima del comando. Ciò è visibile soprattutto nell'andamento dell'incidenza aerodinamica. Una volta effettuata la manovra il velivolo continua la sua traiettoria proseguendo con l'assetto circa uguale a quello definito dalle condizioni di trim, seguendo l'andamento dettato dall'angolo di imbardata ottenuto.





Figura 5.8: Simulazione Comando di equilibratore

Capitolo 6

Integrazione del sistema di autopilota

L'integrazione con l'autopilota è stata sviluppata per valutare il velivolo in condizioni di volo automatico. In particolare è stata usata una versione del software *ardupilot* per i velivoli di tipo ala fissa. Utilizzando la metodologia Software in the Loop (SITL) è stato possibile mettere in comunicazione il software di navigazione e controllo con il modello fisico del velivolo. In particolare, essendo l'autopilota in questione un software open source è stato possibile modificare il codice interno del SITL di default, scritto in linguaggio C++.

6.1 Schema di Funzionamento



Figura 6.1: Schema di Funzionamento Autopilota

La metodologia SITL permette di simulare il volo di un velivolo senza nessun tipo di hardware. In Figura viene descritto lo schema di funzionamento del sistema complessivo. Si ha quindi un' interfaccia tra il modello fisico del velivolo, un software di Ground Control Station (GCS) e l'autopilota in questione. Il software GCS scelto è Mission Planner. L'autopilota genera dei comandi sotto forma di PWM, da inviare alle superfici di comando e al sistema propulsivo del modello fisico. Quindi, si ottiene una risposta dinamica del velivolo simulato, che viene inviata all'AP sotto forma di vettore di stato. Nel nuovo step temporale di simulazione vengono generati dei nuovi comandi, al fine di ottenere la risposta desiderata. Ciò vien fatto in maniera ricorsiva, in ogni istante di simulazione, con l'intento di ottenere la traiettoria imposta. Difatti, tramite il software GCS è possibile inserire una serie di waypoint (WP). Sarà compito dell'AP, successivamente gestire i comandi del velivolo, al fine di seguire in maniera più aderente possibile la distribuzione dei waypoint. Un ulteriore tool, fondamentale per il coretto funzionamento del sistema SITL. risulta essere MavProxy. Esso si interpone tra il software di simulazione vero e proprio e la Ground Control Station. Le comunicazioni tra questi due elementi avvengono tramite uno stream di dati definito MavLink. Esso è un particolare protocollo di comunicazione sviluppato appositamente per lo scambio di dati con i droni. Infine, tale ambiente in accoppiata con la GCS, permette la corretta definizione dei parametri necessari per il funzionamento dell'autopilota.



6.2 Generazione dei Waypoint

Figura 6.2: Schema Waypoint

In questa sezione viene descritta il percorso fornito in input al sistema di pilota automatico. Esso sarà generato seguendo lo schema di punti descritto in tabella, rispetto a una posizione di homing fissa del sistema. Dopo una prima fase di decollo, in cui si raggiunge una quota di 100 metri rispetto al punto di partenza al suolo, il velivolo segue una traiettoria rettilinea fino al primo waypoint utile (WP 2). Da qui dopo una virata a sinistra di 90 gradi, si ha il mantenimento della quota fino al WP 3. Successivamente si ha una salita fino ad una quota di 200 metri relativa al punto di decollo. Quindi dopo una nuova virata a quota costante si ha una discesa fino a cento metri di quota. Successivamente viene raggiunto il WP 7 attorno al quale il velivolo effettua una virata costante con un raggio pari a 50 metri. Questo ultimo waypoint è definito dal comando LOITER_UNLIM, al fine di ottenere la manovra descritta attorno alla coordinata associata

WP	Comando	Lat	Long	Alt
1	TAKEOFF	-35,362771	149,1652179	100
2	WAYPOINT	$-35,\!3573462$	$149,\!1647673$	100
3	WAYPOINT	-35,3574162	149,163394	100
4	WAYPOINT	-35,3574862	149,1609478	200
5	WAYPOINT	$-35,\!3591312$	149,160862	200
6	WAYPOINT	-35,3604961	149,162879	100
7	LOITER_UNL	-35,3603211	149,1660333	100

6.3 Risultati della Simulazione

Di seguito sono riportati tutte le grandezze di interesse ottenute dalla simulazione della missione automatica appena descritta. In maniera simile a quanto risultato dalle prove in assenza di autopilota, sono descritti gli stati del sistema nel corso della missione stessa. Si esclude dall'esposizione la fase di take-off in quanto poco rappresentativa del velivolo in analisi, e dunque fino a 50 secondi dall'inizio della simulazione.



Figura 6.3: Traiettoria della Missione

Una prima considerazione immediatamente riscontrabile dalla simulazione svolta è il diverso assetto mantenuto dal velivolo durante il volo in condizioni livellate. Ciò può essere dettato dalla metodolgia di funzionamento dell'autopilota. Quest'ultimo comanda il velivolo in maniera tale da portare l'angolo di pitch il più possibile vicino allo zero. Tale comportamento può essere associato alla finalità di utilizzo della tipologia di drone in questione, legato alla fotogrammetria e alle riprese aeree, in cui beccheggi eccessivamente elevati sarebbero controproducenti. Tuttavia, la condizione di volo di crociera è ricercata anche per soddisfare il criterio di massima endurance e dunque per essere poco dispendiosa in termini energetici e di spinta. Al contrario si avrebbe un effetto controproducente ai fini della missione Difatti, l'UAV si trova a volare in condizioni di crociera con un'incidenza aerodinamica di circa 5 gradi, inferiore rispetto alla migliore condizione di trim precedentemente ricercata. Tale comportamento, dettato dall'autopilota, si traduce in angoli di equilibratore superiori rispetto al caso riportato nel capitolo precedente. Bisogna specificare che le deflessioni degli elevoni esposti in figura sono riportati in termini di PWM. Questo segnale risulta essere compatibile i servo-comandi associati alle superfici mobili. In particolare, il segnale in PWM è generato tra i 1100 e i 1900 μs . Al valore minimo corrisponde la massima deflessione negativa, discorde con l'asse j^b_{plane} e dunque pari a -40. Al contrario al massimo valore di PWM corrisponde allo stesso angolo, ma con rotazione concorde rispetto all'asse corpo appena citato. La posizione neutra delle superfici, invece, si ha con un segnale pari $1500\mu s$. Quindi in tale range si avrà una discretizzazione degli angoli intermedi possibili. In particolare nella condizione di crociera il velivolo vola con deflessioni di equilibratore pari a circa -20° corrispondenti a circa $1300\mu s$. La velocità di volo complessiva si mantiene sempre nell'intorno di 15m/s. Tale valore risulta essere un parametro imposto all'autopilota. Un'ulteriore conseguenza delle minori incidenze di volo sono visibili nella manetta percentuale nelle fasi di crociera. Essa si mantiene ad una percentuale pari a circa il 15% del valore massimo, essendo considerata, anche in questo caso, in termini di PWM con valori inclusi tra 1000 e $2000\mu s$. Anche la velocità verticale risulterà essere minore rispetto al caso di volo trimmato. Questa specifica situazione di volo è ben espressa nelle fasi di missione in volo rettilineo, al passaggio ad esempio tra il WP 3 e il 4. In corrispondenza dei WP 5 e 6, invece, si ha una manovra di equilibratore con, rispettivamente, una salita e una discesa. In particolare, al WP 3 si ha un incremento della quota pari a 100m in una distanza complessiva di circa 300m. Nel caso del WP 5, invece, si ha un abbassamento della quota fino a 100m, in un range circa simile. Come si può vedere si ha, in corrispondenza di questi punti, una variazione dell'incidenza concorde con il senso della manovra. Difatti,tra i punti 5 e 6 si ha una diminuzione di α e contemporaneamente con aumento dell'angolo di beccheggio, in maniera tale da avere un angolo di rampa positivo. Nel passaggio tra i punti 6 e 7 si ha invece un comportamento invertito, con un γ negativo. Si nota, inoltre come la variazione dell'incidenza aerodinamica sia complementare tra le due manovre, essendo molto simili in termini assoluti di variazione di quota e distanze percorse complessive. Da notare come la risposta leggermente instabile del velivolo a una manovra longitudinale, esposta nel capitolo precedente, sia fortemente attenuata dalla presenza dell'autopilota che interviene costantemente sul comando di equilibratore, al fine di eliminare tale disturbo. Ciò è visibile, ad esempio, nella velocità angolare di beccheggio che risulta essere più attenuata nella sua composizione oscillatoria, negli istanti immediatamente successivi alla manovra. In corrispondenza, quindi, dei WP 4 5 6 e 7 si ha invece l'interessamento della dinamica laterale. In tali punti si hanno delle manovre di alettone con virate negative, opposte alla direzione positiva, associata all'asse x_{plane}^{b} , ad eccezione del punto 7 in cui si ha una virata positiva attorno al punto stesso. Ciò avviene tramite il comando di loiter associato all'autopilota. In questa condizione il velivolo staziona, secondo una traiettoria circolare attorno alla posizione desiderata. Come si può vedere dall'assetto dell'UAV, queste manovre sono facilmente individuabili, in quanto associate a una significativa variazione dell'angolo di heading. Quindi, grazie alla deflessione asimmetrica degli elevoni, descrivibile complessivamente come un comando di alettone, si ottiene una variazione dell'angolo di rollio del velivolo. Nel caso di virate a sinistra, in particolare, si ha una deflessione negativa dell'elevone sinistro rispetto alla posizione di offset, al fine di ottenere una diminuzione di portanza associata al comando, mentre l'elevone destro, con un comportamento antisimmetrico, tende a generare una quantità maggiore di portanza per ottenere complessivamente un momento attorno all'asse di rollio. Nel caso di virate a destra si ha invece una movimentazione opposta, con un effetto, ovviamente, antitetico rispetto a quello appena descritto. Nell'esempio di simulazione riportato, i comandi impartiti secondo deflessioni asimmetriche sono generate in maniera quasi impulsiva e dunque ristrette a piccoli istanti temporali. Inoltre, come già detto, esse sono seguite da alcune correzioni di assetto, dettate dalla necessità di dover seguire una traiettoria predeterminata. Per valutare la risposta dell'UAV, si può inizialmente far riferimento alle velocità angolari di rollio e imbardata. Per quanto riguarda il rollio si vede come per i punti 4 5 e 6 si abbiano delle velocità angolari negative, concordi con le virate e sinistra, considerando la definizione degli assi corpo descritti. Immediatamente dopo, al contrario, le velocità diventano leggermente positive, per far si che il velivolo segui la traiettoria desiderata, con l'intento di andare a contrastare un overshoot iniziale della manovra. Quindi, si ha l'annullamento della velocità angolare p nelle fasi di volo rettilinee tra i punti. In maniera concorde a quanto descritto, anche la velocità di beccheggio segue un andamento simile. Nell'ultima fase di loiter ,invece, si ha un'iniziale velocità angolare di rollio negativa, associata a angoli ϕ negativi, necessaria per l'inserimento nella traiettoria circolare. Quindi si ha l'inversione della tendenza dell'angolo di rollio, per cui il velivolo tende a mantenere una virata costante nel tempo e pari a circa 20° . La velocità p tende a riportarsi a zero in questa fase. Per quanto riguarda la velocità angolare di imbardata, invece, si nota come essa raggiunga valori positivi nel tempo durante questa fase. Si può notare, nel grafico riportante gli angoli di assetto, come l'angolo psi passi in maniera istantanea da 0 a 360 gradi. Ciò è dovuto al fatto che, nel volo circolare attorno al punto 7, in quell'istante, la direzione della prua del velivolo supera il nord magnetico di riferimento. Infin, e si vede come durante le fasi rettilinee di volo, in seguito alle manovre latero-direzionali, permangono delle velocità laterali v oltre che a una componente di angolo di Side-Slip, che tende a diminuire nel tempo. Questo potrebbe essere dettato dalla natura tutt'ala del velivolo. Difatti, la presenza di superfici di comando verticali potrebbe facilmente contrastare tale effetto indesiderato. Bisogna precisare, tuttavia, che i valori riportati riguardanti le velocità angolari, le posizioni e le velocità lineari, sono processate da un filtro di Kalman dall'autopilota. Esse potrebbero essere afflitte, quindi, da alcuni errori numerici dovuti alla propagazione dell'errore per periodi temporali più o meno lunghi.





Figura 6.4: Simulazione Mantenimento Trim

6.4 Confronto con Test di Volo

In conclusione si passa al confronto con i test di volo effettuati sul velivolo completo. A differenza dei voli descritti per il velivolo simulato, con l'integrazione dell'autopilota, bisogna precisare che i test sono stati svolti in modalità manuale con l'ausilio del radiocomando. Quindi, non vi è un vincolo di traiettoria che l'autopilota tende a mantenere, correggendo l'assetto in maniera continuativa. Questo si è reso necessario per limitare i rischi legati al volo completamente automatico. Difatti, essendo un prodotto prototipale, eventuali malfunzionamenti potrebbero portare a deviazioni significative dal percorso desiderato. Anche se condotti in ambiente controllato, in una zona dedicata al volo di questo tipo di velivoli, i test potrebbero arrecare danni a cose o persone che popolano le aree adiacenti, oltre che mettere a rischio l'integrità stessa dell'UAV.



Figura 6.5: Traiettoria della Missione

Proprio a causa di ciò, inoltre, le traiettorie sono limitate alla sola area che delimita il campo volo in cui sono stati effettuati i test. Quindi si hanno dei percorsi ripetitivi, in cui si susseguono delle traiettorie rettilinee di circa 300m, raccordate da virate più o meno strette, lungo il lato corto del campo, con un raggio di circa 40m. Sono quindi stati estrapolati dal log totale del volo solo due passaggi longitudinali. Per il confronto viene analizzata la fase di volo riguardante la modalità inerente all'ala fissa. I tratti rettilinei sono ben rappresentativi della condizione di crociera. Salta subito all'occhio, per quanto riguarda i grafici riportati in Figura 6.6 come le variabili ottenute siano fortemente soggette a fluttuazioni istantanee. Ciò avviene soprattutto per gli stati di volo che vengono raccolti dai giroscopi e dalle IMU presenti a bordo. Questi ultimi sono fortemente influenzati dai disturbi esterni, sia ambientali, che presenti sul velivolo stesso. Questi non sono presenti nel modello simulato e dunque, gli andamenti delle variabili in gioco, risultano affetti da meno oscillazioni. In primo luogo, si può notare come la velocità rispetto al vento sia lievemente minore nel caso reale rispetto ai casi simulati. Soprattutto se confrontata con il volo in cui si ha l'integrazione dell'autopilota. In questo caso, difatti, potrebbe essere fondamentale la differenza di approccio esistente tra il volo completamente automatico e manuale. Si nota, inoltre, una leggera differenza tra la velocità media che si ha durante i due tratti rettilinei della traiettoria, percorsi

in sensi opposti. Ciò potrebbe essere riconducibile alla presenza di un lieve vento durante il test. Vento che non è stato contemplato durante le simulazioni precedenti. In relazione a tale riferimento, considerando in primo luogo le variabili che intervengono nella dinamica longitudinale, si notano delle incidenze che si attestano attorno a un valore medio di circa dodici gradi durante la maggior parte del volo. Ciò, è direttamente collegato alla velocità del velivolo. Tale angolo risulta essere simile all'incidenza aerodinamica descritta nel capitolo precedente, durante il calcolo delle condizioni di trim; tuttavia, risulta essere il doppio rispetto alla simulazione con l'integrazione dell'autopilota, per i motivi descritti prima. Quindi anche l'angolo θ , direttamente associato all'incidenza α risulta essere descritto in maniera più fedele dalla simulazione del mantenimento del trim. Difatti, l'assenza, durante le fasi di test, di un significativo cambio di quota attesta l'angolo di rampa γ a un valore quasi sempre nullo, in accordo con quanto appena detto. Solo al secondo 320 si nota una significativa variazione dell'angolo θ in associazione a una leggera discesa da 60 a 50 m di quota. Tale manovra comporta, dunque, un aumento di tale angolo di assetto, in concomitanza con un aumento leggermente maggiore dell'incidenza aerodinamica, proprio a definire un'angolo di rampa negativo. Tale effetto è ancora una volta meglio descritto nelle simulazioni legate alla singola manovra di equilibratore in open-loop. Risulta tuttavia meno impattante rispetto a tale caso, l'effetto della risposta del velivolo al comando. Anche se il velivolo, nel caso reale, è stato pilotato in modalità manuale, i comandi impartiti sono comunque filtrati dall'autopilota che ne modifica l'intensità istantaneamente per ottenere l'assetto desiderato. Il comando di equilibratore associato a tale manovra è, però, combinato con una virata verso destra, dunque non identificabile con chiarezza direttamente dal PWM. Seguendo quanto descritto nei capitoli precedenti si identifica una deflessione di equilibratore massima pari a circa 12 gradi. Anche se presente un disturbo di campionamento, la velocità angolare di beccheggio risulta avere un andamento concorde con la traiettoria descritta, ma in valore assoluto maggiore rispetto ai casi precedenti, soprattutto se considerate le lievi escursioni di quota riscontrate durante i voli di test. In particolar modo, poi, gli effetti di tale grandezza non descrivono un andamento che si protrae nel tempo come risposta a un comando. Si evince, come già detto, che gli effetti della dinamica longitudinale risultano essere meno presenti nel caso reale, anche se, appunto, è presente una forte varianza nei dati raccolti. Per quanto riguarda la manetta necessaria al sostentamento essa si attesta a una percentuale pari a circa il 30% della massima ottenibile, pari a $1300 \mu s$, similmente a quanto definito durante lo studio delle condizioni di trim, ma comunque in valore maggiore rispetto al caso con l'autopilota. Ciò è ascrivibile anche alla differente incidenza che si ha durante tali casi. Infine, per quanto riguarda il comportamento longitudinale, le variabili che si discostano di più dalle simulazioni fatte fin d'ora riguardano l'angolo che assumono le superfici di comando durante la fase di crociera. Infatti, gli elevoni, nel corso delle fasi di volo livellato, presentano una deflessione circa neutra. Si evince un probabile errore nella modellazione delle superfici mobili. Altresì, è possibile che la modellazione della pesistica del velivolo sia affetta da errori, a causa di un cattivo calcolo del baricentro del velivolo. Infatti, l'errore va ricercato principalmente nelle variabili che intervengono nella dinamica longitudinale del velivolo e in particolare attorno all'asse di beccheggio. Considerando, ad esempio, il calcolo della condizione di trim la differenza che si ha in termini di

incidenza rispetto ai voli di test è sicuramente definita dalle equazioni (5.15), (5.16), in quanto le condizioni di δ_e influenzano direttamente la componente di coefficiente a essa associata, risultando in un diverso assetto del velivolo.

Si passa ora a valutare le variabili che intervengono nella dinamica latero-direzionale, in riferimento alle simulazioni già definite. Si considera, quindi, la fase di volo compresa tra i 340 e 360 secondi di volo. In tale arco temporale il velivolo descrive una virata verso destra con un raggio di circa 40m. La manovra complessiva si compone di una movimentazione asimmetrica degli elevoni, con una deflessione complessiva di alettone di circa -20° , presente in concomitanza con un aumento di manetta del 15% circa. Se confrontata con la virata descritta al WP 7 della simulazione con integrazione dell'autopilota, essa avrà un raggio pari al doppio di quella ora riportata. Essendo una virata più stretta è giustificata, quindi, la differenza nelle deflessioni tra i due casi pari a circa la metà della deflessione precedente. Anche in questo caso, tuttavia, la manovra risulta essere combinata con una deflessione dell'equilibratore, al fine di aumentare la quota. Inoltre, a differenza dei casi precedentemente riportati, soprattutto facendo riferimento alla simulazione open-loop, tale comando perde la sua caratteristica istantanea. Essendo esso comandato dal pilota sarà tenuto per un arco temporale più lungo e in accoppiata con il comando longitudinale. Direttamente collegato a tale effetto vi è il comportamento dell'angolo di rollio, che si mantiene pari al valore massimo permesso dal pilota automatico, in maniera simile alla manovra di loiter prima definita. Mentre, come già definito nelle simulazioni, l'angolo di imbardata tende a definire l'orientazione del velivolo secondo le direzioni cardinali. Questa fase ,quindi, è accompagnata da un aumento dell'airspeed complessiva, associata anche all'aumento di manetta e all'aggiunta della componente laterale di velocità. Associata a tale grandezza vi è l'angolo di sideslip β . Esso, durante la virata presenta un iniziale diminuzione verso angoli negativi e poi un successivo aumento ad angoli positivi. Ciò è dettato dal comando del pilota che una volta terminata la virata tende a riportare il velivolo su una traiettoria rettilinea, opponendosi all'inerzia del velivolo. Tale incidenza laterale, in modulo, risulta essere circa la metà di quella riportata nel caso della simulazione del loiter al WP 7 descritto nella sezione precedente e in valore opposto. Infatti, nel caso precedente si ha una virata in senso orario rispetto al nord geografico, in opposizione a quella descritta nel seguente volo. La risposta, per quanto riguarda le velocità angolari, risulta di più difficile interpretazione, visti i disturbi di campionamento presenti, soprattutto se inerenti alla velocità di rollio p. La variazione velocità r di imbardata risulta, invece, ben descritta nelle fasi di virata, con una variazione complessivamente negativa, in accordo con le simulazioni precedenti. Quindi in corrispondenza della manovra laterale si può notare anche una leggera influenza rispetto alle variabili della dinamica longitudinale, come già riportato nelle simulazioni. In particolar modo, poi, si ha una diminuzione dell'incidenza aerodinamica e una corrispondente variazione dell'angolo di beccheggio, che tuttavia, risulterebbe in parte ascrivibile alla leggera variazione di quota che si riscontra in questa fase. Complessivamente, la risposta laterale dell'UAV risulta essere abbastanza aderente alla modellazione precedentemente esposta, considerando la similitudine negli andamenti descritti.



(c) Velocità in assi body



(d) Angoli di Assetto



Figura 6.6: Test di Volo

Capitolo 7 Considerazioni Finali

La finalità principale della tesi fin ora esposta era la modellazione aeromeccanica dell'UAV Strategy. Si sono rese necessarie, a tale scopo, diverse caratterizzazioni preliminari del velivolo, a partire dalle proprietà di più facile interpretazione come le dimensioni e il peso. L'identificazione delle caratteristiche aerodinamiche ha rappresentato lo step di maggior impatto su tutto il lavoro successivo. Sono stati necessari, durante il corso dello studio, una serie di test fisici, calcoli analitici e test hardware per poter identificare i parametri che governano la globalità del sistema analizzato. In generale, infatti, le conoscenze necessarie allo svolgimento dell'elaborato finale sono da ricercare in un ambito multidisciplinare, non solo legato alla meccanica del volo classica. Tali ricerche si pongono alla base della modellazione delle varie istanze che costituiscono il sistema completo. Tramite lo sviluppo di script Matlab/SIMULNK è stato possibile testare singolarmente vari elementi esposti nella trattazione, in modo da valutare il funzionamento complessivo del lavoro. Quindi, dapprima è stato simulato il velivolo secondo una metodologia open-loop, priva di collegamenti esterni. A partire dalle condizioni di trim, sono state aggiunte separatamente, le manovre longitudinali e successivamente quelle laterali seguendo la medesima ideologia. Quindi si è passati alla simulazione in closed-loop, con l'intervento in retroazione dell'autopilota. Tale metodologia ha permesso una descrizione, che ha l'obiettivo di essere quanto più aderente alla realtà. Quindi, in conclusione del lavoro, si è valutata proprio tale aspetto. Con l'ausilio di test sul campo del prototipo volante, è stato possibile raccogliere i dati di navigazione dello stesso, per ottenere un metro di paragone rispetto ai dati ottenuti teoricamente. Dunque, in relazione a quanto detto, il lavoro di tesi è composto da un primo capitolo introduttivo della tecnologia UAV, in relazione alle varie categorizzazioni e aree operative. Inoltre, è definita una classificazione normativa, soprattutto per quanto riguarda la classe associata al velivolo in analisi. Quindi, nel capitolo successivo si è introdotto l'UAV Strategy, definendo sia la configurazione software che hardware, riportando le caratteristiche fisiche del velivolo e una descrizione schematica della componentistica. Nel capitolo 3 sono stati esposti i principali sistemi di riferimento adottati nella trattazione, oltre che le rotazioni atte al passaggio tra essi. Quindi sono state descritte le equazioni che regolano la dinamica del volo, in associazione con le forze esterne ed i momenti aerodinamici che agiscono sul velivolo, seguendo una caratterizzazione basata sulla divisione tra il sistema longitudinale e quello latero-direzionale. In particolar modo, rispetto a quest'ultimo argomento sono stati definite in maniera dettagliata le grandezze in gioco nel caso di volo in modalità plane. Per quanto riguarda la modalità copter, invece, si fa riferimento a ad una trattazione limitata alle sole forze longitudinali e ai momenti di comando associati. Nel capitolo 4 sono riportati i metodi utilizzati per l'identificazione dei coefficienti aerodinamici sia del plane, che quelli associati al copter, se riferiti alla dinamica ristretta descritta sopra. In tal caso ci si è avvalsi di analisi sperimentali ricavate da dati storici. Quindi, nel capitolo successivo, sono descritti i modelli simulink adottati per la simulazione del modello del velivolo, secondo le componenti che lo descrivono. Tramite tali modelli è stato simulato il velivolo secondo la metodologia open-loop sia in condizione di trim, che associato a un comando esterno. In tal modo sono evidenziate le risposte del velivolo modellato, in relazione alle simulazioni descritte. Nell'ultimo capitolo è stata descritta l'integrazione di quanto definito precedentemente con il sistema di autopilota. In particolare è stata simulata una missione completamente automatica per evidenziare come l'autopilota si interfaccia con il modello dinamico del velivolo. Quindi, tali simulazioni, nella fase finale dell'elaborato sono state confrontate con i dati di volo del velivolo reale. Proprio in tale fase sono state riscontrate delle divergenze rispetto al lavoro svolto. Esse riguardano il diverso comportamento del velivolo nella sua condizione di volo stazionario e in particolare inerente alla meccanica longitudinale. Si richiederebbe, come soluzione a tale problema, uno studio approfondito della meccanica di comando del velivolo e in generale un approfondimento delle caratteristiche aerodinamiche legate a tale argomento. I futuri sviluppi legati al lavoro, come già accennato, potrebbero riguardare un modellazione più dettagliata dell'aerodinamica del velivolo, ad esempio sfruttando lo studio tramite CFD. Questo, infatti, risulta essere l'aspetto più delicato, associato ai lavori successivi, anche considerando gli aspetti più critici del lavoro svolto. Un altro aspetto, potrebbe riguardare la modellazione completa del velivolo nella sua modalità di volo copter, in modo da poter ottenere simulazioni complete del sistema globale, quanto più fedeli alla realtà. Altri possibili implementazioni sono riportate di seguito:

- Modellazione dei disturbi ambientali e interni, come ad esempio l'effetto del vento sul velivolo e dei campi magnetici sulla strumentazione.
- Studio dei parametri di volo dell'autopilota, finalizzati per ricreare le caratteristiche del velivolo reale.
- Implementazione di un sistema di guida e controllo esterno al sistema Ardu-Pilot .
- Sviluppo di un ambiente grafico per la visualizzazione in tempo reale dell'UAV.

Bibliografia

- [1] Airfoil Tools, http://www.airfoiltools.com.
- [2] ArduPilot Documentation, http://www.ardupilot.org/ardupilot
- [3] C. Ostowari and D. Naik, Post Stall Studies of Untwisted Varying Aspect Ratio Blades with NACA 44XX Series Airfool Section
- [4] W.Hoburg R.Tedrake, System Identification of Post Stall Aerodynamics for UAV Perching
- [5] D.Spera, Models of Lyft and Drag Coefficients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Tunnels https://www.researchgate.net/publication/251792183
- [6] W.B. Gardner, Model AirPlane Propellers
- [7] E. Capello Appunti delle Lezioni di Simulazione del Volo
- [8] NASA, Shape Effect on Drag, https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/ VirtualAero/BottleRocket/airplane/shaped.html
- [9] E.N. Mobarez, A.A. Zekry Mathematical Representation, Modeling and Linearization for Fixed Wing UAV https://www.researchgate.net/publication/ 327689621
- [10] Jon Bernhard Høstmark, Modelling Simulation and Control of Fixed-wing UAV: CyberSwan
- [11] S. Bagheri Modeling, Simulation and Control System Design for Civil Unmanned Aerial Vehicle
- [12] Z.Xing, Y.He, C. Jian, Design and Implementation of UAV Flight Simulation Based on Matlab/Simulink
- [13] Matlab File Exchange, https://it.mathworks.com/products/matlab/ add-on-explorer.html
- [14] Datcom Documentation, https://www.pdas.com/datcomDescription.html
- [15] Robert F Stengel. Flight dynamics, 2015
- [16] ArduPilot GitHub https://github.com/ArduPilot/ardupilot
- [17] B. W. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons

Appendice A

Digital Datcom

Inputi File

DIM M DERIV RAD DAMP BUILD PLOT \$FLTCON NALPHA=13.0,ALSCHD=-5.0,-3.0,-1.0,1.0,3.0,5.0,7.0,9.0,11.0,13.0, 15.0,17.0,19.0, NALT=1.0,ALT=50.0, NMACH=1.0,MACH=0.047, WT=959.00,LOOP=2.0\$

 $OPTINS SREF{=}0.45, CBARR{=}0.36, BLREF{=}1.26\$$

\$SYNTHS XCG=0.36,ZCG=0.00,XW=0.32,ZW=0.00,ALIW=0.00, XH=0.66,ZH=0.00,ALIH=-1.00,XV=0.66,YV=0.00,ZV=0.00,VERTUP=.TRUE.\$

 $\begin{array}{l} \label{eq:space-s$

\$WGSCHR TYPEIN=1.0, NPTS=33.0, XCORD=0.0,0.00003,0.00042,0.00472,0.01357,0.02687, 0.04448,0.06630,0.09220,0.12200,0.15550, 0.19244,0.23256,0.27556,0.32105,0.36860, 0.41776,0.46812,0.51920,0.57048,0.62141, 0.67144,0.71996,0.76640,0.81018,0.85073, 0.88752, 0.91998, 0.94761, 0.96991, 0.98638,0.99655, 1.0000,YUPPER=0.,0.000170,0.001710,0.009580,0.017440, 0.025380,0.033020,0.040020,0.046130,0.051200, 0.055100, 0.057740, 0.059110, 0.059250, 0.058230,0.056140, 0.053100, 0.049250, 0.044750, 0.039790,0.034580,0.029270,0.024040,0.019050,0.014560, 0.010640,0.007340,0.004700,0.002730,0.001400, 0.000680,0.000460,0.000470, YLOWER=0.,-0.000105,-0.001365,-0.006694,-0.010978, -0.014901, -0.018396, -0.021386, -0.023890, -0.025899,-0.027444, -0.028577, -0.029344, -0.029730, -0.029784,-0.029537, -0.028971, -0.028101, -0.026923, -0.025463,-0.023734, -0.021790, -0.019641, -0.017350, -0.014831,-0.012176, -0.009511, -0.007003, -0.004784, -0.002954,-0.001581, -0.000742, -0.000470

 $\begin{aligned} & \texttt{SASYFLP SPANFI} = 0.080, \texttt{SPANFO} = 0.410, \texttt{CHRDFI} = 0.160, \texttt{CHRDFO} = 0.110, \\ & \texttt{STYPE} = 4.000, \\ & \texttt{NDELTA} = 9.0, \\ & \texttt{DELTAL}(1) = 0.0, 1.0, 3.0, 5.0, 8.0, 10.0, 12.0, 15.0, 20.0, \\ & \texttt{DELTAR}(1) = 0.0, -1.0, -3.0, -5.0, -8.0, -10.0, -12.0, -15.0, -20.0, \\ \end{aligned}$

PLOT CASEID TOTAL AIRCRAFT

Coefficienti Aerodinamici

α	CL_b	CL_q	CD_b	Cm_b	Cm_q
-9	-0.6440	2.8220	0.0610	0.0946	-0.8456
-8	-0.5650	2.8220	0.0520	0.0837	-0.8456
-7	-0.4860	2.8220	0.0450	0.0730	-0.8456
-6	-0.3350	2.8220	0.0330	0.0524	-0.8456
-3	-0.1900	2.8220	0.0260	0.0330	-0.8456
-1	-0.0540	2.8220	0.0230	0.0149	-0.8456
0	0.0110	2.8220	0.0230	0.0063	-0.8456
1	0.0760	2.8220	0.0240	-0.0023	-0.8456
3	0.2140	2.8220	0.0270	-0.0207	-0.8456
5	0.3600	2.8220	0.0350	-0.0402	-0.8456
7	0.5150	2.8220	0.0470	-0.0608	-0.8456
9	0.6750	2.8220	0.0650	-0.0824	-0.8456
11	0.8410	2.8220	0.0880	-0.1049	-0.8456
13	1.0030	2.8220	0.1150	-0.1271	-0.8456
15	1.1360	2.8220	0.1410	-0.1455	-0.8456
17	1.2490	2.8220	0.1670	-0.1614	-0.8456
19	1.3380	2.8220	0.1890	-0.1741	-0.8456

Tabella A.1: Coefficienti Longitudinali

CL_{de}	Cm_{de}	Cl_{da}
1.380	-0.510	0.183

Tabella A.2: Coefficienti di Comando

α	CY_{beta}	CY_p	Cl_{beta}	Cl_p	Cn_{beta}	Cn_p
-9	-0.0320	-0.0619	0.0742	-0.3660	0.0019	0.0332
-8	-0.0320	-0.0544	0.0651	-0.3592	0.0019	0.0292
-7	-0.0320	-0.0469	0.0561	-0.3522	0.0019	0.0254
-6	-0.0320	-0.0396	0.0473	-0.3446	0.0019	0.0216
-5	-0.0320	-0.0325	0.0386	-0.3361	0.0019	0.0178
-3	-0.0320	-0.0185	0.0219	-0.3175	0.0019	0.0103
-1	-0.0320	-0.0053	0.0062	-0.2972	0.0019	0.0030
0	-0.0320	0.0011	-0.0012	-0.2937	0.0019	-0.0006
1	-0.0320	0.0075	-0.0088	-0.3008	0.0019	-0.0042
3	-0.0320	0.0209	-0.0247	-0.3210	0.0019	-0.0115
5	-0.0320	0.0349	-0.0416	-0.3391	0.0019	-0.0190
7	-0.0320	0.0495	-0.0593	-0.3548	0.0019	-0.0267
9	-0.0320	0.0645	-0.0779	-0.3678	0.0019	-0.0345
11	-0.0320	0.0801	-0.0969	-0.3708	0.0019	-0.0429
13	-0.0320	0.0966	-0.1157	-0.3362	0.0019	-0.0537
15	-0.0320	0.1112	-0.1310	-0.2830	0.0019	-0.0645
17	-0.0320	0.1241	-0.1440	-0.2353	0.0019	-0.0743
19	-0.0320	0.1338	-0.1543	-0.1821	0.0019	-0.0817

Tabella A.3: Coefficienti Latero-Direzionali