# POLITECNICO DI TORINO

II Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

# Pianificazione di missione e analisi di prestazione per un Sistema Aeromobile a Pilotaggio Remoto per applicazioni agricole



**Relatori:** 

Prof. Giorgio Guglieri Dr.ssa Nicoletta Bloise

> Candidato: Valerio Zaffora

a. a. 2020/2021

#### Sommario

Questo studio è stato proposto dal Professor Giorgio Guglieri, docente di Meccanica del Volo al Dipartimento di Meccanica e Aerospaziale del Politecnico di Torino, insieme alla sua dottoranda Nicoletta Bloise. L'obiettivo principale della ricerca consiste nella pianificazione di missioni per mezzo di sistemi a pilotaggio remoto in ambiente agricolo con un'analisi dettagliata del modello energetico e delle relative prestazioni.

Negli ultimi anni, grazie all'enorme progresso tecnologico, tra cui quello connesso ai sistemi di telerilevamento per mezzo di satelliti e di droni, si riescono ad acquisire una serie di dati fondamentali che consentono di migliorare significativamente la produttività e l'efficienza delle aziende agricole. Da alcune decadi, infatti, l'utilizzo in campo agricolo di droni ad ala fissa e di quadrirotori è ampiamente diffuso in particolare nei paesi asiatici. Questo, in parte, è dovuto alla normativa in vigore che ne permette la libera attività sia nel campo civile, che nel campo agroalimentare e industriale. All'interno dell'Unione Europea l'uso di questi sistemi rimane un tema particolarmente discusso e vi è l'urgenza di delineare una serie di normative che ne permettano il loro impiego in maniera sicura. Per questa analisi, l'*Unmanned Aircraft System* (UAS) preso come riferimento, è il modello Phantom-2 prodotto dall'azienda cinese DJI, leader mondiale nel commercio dei droni utilizzati per la fotografia aerea e per le riprese in volo. In base al modello energetico adottato per la valutazione dei consumi durante una missione di volo.

Attraverso l'impiego del software MATLAB-Simulink, è stato possibile implementare l'intero modello di simulazione, relativo alla dinamica traslazionale e rotazionale dell'UAS e del suo sistema di guida e controllo. Una volta validato il modello, è stato inserito il modello matematico di un motore elettrico per conoscere i consumi energetici e valutare le prestazioni del drone in diverse missioni. Le traiettorie del drone sono state definite *off-line*, definendo una sequenza di *waypoints* da inseguire, in grado di effettuare un'ipotetica missione di telerilevamento il più possibile in maniera autonoma.

Dopo una breve introduzione relativa alle attività e funzionalità svolte dai sistemi a pilotaggio remoto nel campo agricolo, il documento si articolerà in sei capitoli: nel primo capitolo viene fatta una panoramica relative alle norme vigenti in Europa e negli Stati Uniti; nel secondo capitolo viene descritto il drone utilizzato per questo studio e la sua dinamica; nel terzo viene affrontata la parte riguardante la guida e il controllo del quadrirotore; nel quarto trattiamo il modello energetico; nel quinto capitolo viene presentato l'ambiente simulativo sviluppato in Simulink; infine, nel sesto vengono presentati i risultati e i commenti relativi ai due scenari presi in esame.

#### Abstract

This study is proposed by Professor Giorgio Guglieri, professor of Flight Mechanics at the Department of Mechanics and Aerospace of the Politecnico of Turin, together with PhD student Nicoletta Bloise. The main goal of the research is the mission planning performed by an Unmanned Aircraft System (UAS) in an agricultural environment. A detailed analysis of the energy model and the related performances during flight missions is presented.

For this research, the multi-rotors, taken as a reference model, is the Phantom-2, made by DJI, a Chinese technology company and world leader in the production of unmanned aerial vehicles used also for photogrammetry and, in general, for aerial smart activities.

Thanks to the use of software MATLAB-Simulink, it is possible to implement the UAS rotational and translational dynamics as well as the guidance and control system. Furthermore, an electrical model of a brushless DC motor is developed to asses the energy consumption of the simulated missions. The UAS operations are studied off-line through a sequence of well-known waypoints to be visited, thanks to the on-board control system. The final objective is to define the optimal path to accomplish the mission, in terms of energy consumption and morphology of the ground involved.

The document will be divided into six chapters. The first one provides an overview of the unmanned aircraft regulations; the second one describes the specific unmanned vehicle used for the simulations; the third part concerns the guidance and control system strategy; the fourth one contains the energetic model of the electrical motor ; in the fifth chapter the simulation environment is presented; to conclude, in the sixth one the results and comments about the scenarios examined are presented.

# Indice

INTRODUZIONE	1
CAPITOLO 1	4
UAS IN AGRICOLTURA 4.0	4
1.1 NORMATIVA EASA	4
1.1.1 Categoria operativa: Open	5
1.2 CONTESTO NORMATIVO US PER L'IMPIEGO DEGLI UAS	7
1.2.1 Normative FAA	7
1.2.2 Requisiti operativi	8
1.2.3 Registrare drone FAA	9
1.2.4 Certificazione drone FAA	9
1.2.5 Licenza pilota FAA	9

CAPITOLO 2	10
CARATTERISTICHE DELL'UAS E DINAMICA DEL VOLO	10
2.1 SISTEMA A PILOTAGGIO REMOTO: MODELLO DJI PHANTOM-2	10
2.2 Motori Brushless	
2.3 BATTERIA LIPO	
2.4 EQUAZIONI DELLA DINAMICA DI POSIZIONE	14
2.5 EQUAZIONI DELLA DINAMICA DI ASSETTO	16

CAPITOLO 3	
GUIDA E CONTROLLO	
3.1 Strategia di Guida	
3.2 CONTROLLORE PID	

CAPITOLO 4	
MODELLO ENERGETICO	
4.1 MODELLO ELETTRICO DEI MOTORI BRUSHLESS (BLDC)	
4.2 MODELLO CINETICO DELLA BATTERIA LIPO	

CAPITOLO 5	
AMBIENTE DI SIMULAZIONE	
5.1 SCENARIO DI SIMULAZIONE	
5.2 MODELLO DELLA DINAMICA	
5.2.1 ACCELERAZIONI LINEARI	
5.2.2 ACCELERAZIONI ANGOLARI	
5.2 SISTEMA DI GUIDA	
5.3 SISTEMI DI CONTROLLO PID	
5.3.1 Controllo della quota	
5.3.2 Controllo di posizione	
5.3.3 Controllo di assetto	
5.3.4 Controllo delle velocità angolari	
5.4 VELOCITÀ ANGOLARI DEI 4 ROTORI	

CAPITOLO 6	42
SIMULAZIONE E RISULTATI	42
6.1 Validità del modello Simulink	
6.2 SIMULAZIONE SU DIFFERENTI SCENARI: PIANEGGIANTE E COLLINARE	46
6.3 SCENARIO-1	
6.3.1 Caso di studio 1.1	
6.4 SCENARIO-2	
6.4.1 Caso di studio 2.1	
6.5 AUMENTO DI QUOTA PER IL CASO PIANEGGIANTE E COLLINARE	56
6.5.1 Caso di studio 1.2	
6.6 ANALISI DEGLI SCENARI PRESI IN CONSIDERAZIONE	60
CONCLUSIONI	62
BIBLIOGRAFIA	65

## Introduzione

L'evoluzione tecnologia che ha avuto luogo nell'ultima decade del nostro secolo sta segnando in maniere incisiva il modo dell'industria e dell'agricoltura. Per la prima volta si è parlato della quarta rivoluzione agricola alla fiera di Hannover nel 2001 [1]. In particolare, con questo concetto viene indicata una tendenza nell'automazione agricola e industriale che cerca di individuare nuove tecnologie di produzione al fine di ottimizzare le condizioni di lavoro e incrementare la capacità produttiva dei terreni coltivati, richiedendo un minor impiego di risorse.

L'impiego dei velivoli a pilotaggio remoto, come i multirotori o i velivoli ad ala fissa, in campo agricolo, nasce al fine di dover ottimizzare le operazioni agricole, la produzione e il monitoraggio della crescita delle colture. Grazie alla *digital imaging* e all'uso di specifici sensori, l'operatore può reperire dati utili per comprendere l'evoluzione dei campi coltivati[2].

La tecnologia attuale permette, infatti, di rendere un grandissimo ausilio alle nuove vie di coltivazione delle colture, alla tipologia della resa e alla finalizzazione di prodotti della terra utili alla collettività. Le immagini che si possono ottenere, verranno rielaborate attraverso tecniche di intelligenza artificiale, e tramite queste sarà possibile ottenere informazioni relative alle diverse criticità come problemi di irrigazione (inteso come la capacità di drenaggio del suolo), infestazione da funghi o insetti. Da queste, si può rilevare lo stato di crescita delle piante o la maturazione dei frutti per ottenere al meglio una produzione ottimale e una resa in altri modi improbabile. In Fig.1, vengono riportate delle sequenze di immagini relative ad un vitigno. Nell'immagine centrale si individua lo stato vegetativo delle piante mentre, in quella di destra, si analizza lo stress idrico del campo d'interesse.



Fig.1: foto multispettrale di un vitigno [3].

Pertanto, per la realizzazione di queste applicazioni verranno pianificate missioni che prevedono l'acquisizione di immagini grazie alle quali sarà possibile verificare lo stato delle colture da parte dell'agronomo. Attività difficili da svolgere con una semplice ispezione visiva, come in passato, e che richiederebbero un ingente numero di ore. Per quanto sopra esplicato si evince che l'evoluzione della ricerca in settori strategici come la produzione di beni alimentari, fondamentali per le comunità, dovranno passare obbligatoriamente attraverso queste tecnologie.

Di seguito, verranno elencate alcune delle principali operazioni svolte dai velivoli a pilotaggio remoto in campo agricolo.

- <u>Analisi del suolo e del campo</u>: i droni sono in grado di realizzare delle mappe 3D, in modo semplice ed economico. Una volta ottenute, queste vengono poi utilizzate per modelli di semina e la generazione di una vasta gamma di dati con molti tipi di applicazioni. Ad esempio, la gestione dei livelli di azoto presenti nelle colture.
- <u>Valutazione della salute</u>: scattando immagini multispettrali di colture, basate sulla quantità di luce verde e infrarossa riflessa, esse vengono analizzate per monitorare i cambiamenti di salute e maturità della coltura. Il vantaggio che l'agricoltore ha nell'ottenere questo tipo di immagini potrebbe essere preziosa nell'identificare, in modo precoce, un'infezione batterica o fungina in modo da poter intraprendere un'azione rapida per risolvere il problema.
- <u>Irrigazione</u>: poiché il 75% dell'acqua utilizzata nel mondo è usata solo per l'agricoltura, oltre ad essere una risorsa da dover contenere a causa della limitata reperibilità e dal continuo incremento della popolazione mondiale, con l'uso degli UAS, è possibile affrontare questa problematica[4]. I droni dotati di speciali apparecchiature di monitoraggio possono essere utilizzati per identificare le zone di un campo che subiscono uno stress idrico. Queste apparecchiature utilizzano sensori termici e infrarossi per fornire istantanee di interi campi coltivati, consentendo così una diagnosi mirata delle aree che ricevono troppa o troppo poca acqua.
- <u>Irrorazione delle colture</u>: l'elevata manovrabilità di un drone, intesa come variazione di quota, li rende adatti per l'irrorazione delle colture, poiché possono scansionare il terreno e applicare liquidi, come: fitofarmaci, fertilizzanti etc., con

grande precisione e in tempi esigui. Gli esperti sostengono infatti, che l'irrorazione delle colture, da parte dei dispositivi a pilotaggio remoto possono essere fino a cinque volte più veloci rispetto ai normali macchinari.

 <u>Qualità dei dati acquisiti</u>: il vantaggio, nel generare e fornire informazioni in modo preciso e rapido, permette di avere a disposizione una vasta gamma di dati. Con questi, è possibile guidare attività dirette, come l'irrorazione o per sviluppare attività complementari come l'analisi e il monitoraggio delle colture. Di conseguenza, la qualità dei dati è fondamentale sulla decisione dell'uso degli UAS rispetto ai dati che possono essere ottenuti tramite i sistemi satellitari.

L'obiettivo della ricerca sarà quello di ricreare una serie di scenari di missione da dover portare a termine, utilizzando il modello di quadrirotore DJI Phantom-2. In funzione della traiettoria che dovrà percorrere, grazie al modello energetico adottato, saremo in grado di valutare i rispettivi consumi. Questo permetterà, in attività future, di andare ad ottimizzare la traiettoria migliore scegliendola con il minimo dispendio energetico. Grazie all'attività svolta con il software MATLAB-Simulink, è stato possibile ottenere i risultati desiderati mediante la realizzazione di un modello di simulazione per la dinamica della macchina a cui verrà affiancato, necessariamente, il modello matematico che rappresenta il sistema del motore elettrico, per ottenere una serie di dati relativi ai consumi energetici.

# Capitolo 1

# UAS in agricoltura 4.0

## **1.1 Normativa EASA**

In ambito Europeo, l'EASA (*European Aviation Safety Agency*), organo competente incaricato ad occuparsi della sicurezza aerea a livello europeo, ha regolamentato le attività svolte con sistemi a pilotaggio remoto, come i quadrirotori[5]. In quest'ottica, è possibile identificare tre macro categorie relative agli UAS, in funzione del tipo di operazioni che si va a svolgere, del rischio che ne deriva e delle dimensioni dell'aeromobile. Queste categorie operative vengono identificate sotto il nome di: *Open, Specific* e *Certified*, come esplicato nella tabella seguente (Tab.1).

	OPEN	SPECIFIC	CERTIFIED
Rischio	Basso	Medio	Alto
Autorizz. al volo	Non è richiesta se i requisiti operativi sono rispettati.	Bisogna valutare il livello di rischi che comporta una missione. Attività non concesse ai piloti che non posseggono il certificato LUC*.	Attività di volo soggetta alla valutazione del rischio
Requisiti operativi	Tutte le operazioni devono essere conformi con: a) Voli in VLOS Quota max di volo 120 m a.g.l.	Le operazioni possono avvenire in volo: a) VLOS / BVLOS Altezza di volo superiore ai 120 m a.g.l.	In relazione dal tipo di operazione da svolgere.
Licenza del pilota	Dipende dalla categoria e classe a cui appartiene il dispositivo:	Certificato di operatore UAS leggero (LUC) è un certificato di approvazione dell'organizzazione.	Ottenere un certificato come pilota da remote e anche la certificazione dell'operatore.
Classe di UAS	Classi: • C0 (MTOW <250gr.) • C1 (MTOW <900 gr.) • C2 (MTOW <4 Kg.) • C3 e C4 (MTOW <25 Kg.) • Assicurazione e marchio CE • Registrazione del drone • Transponder se MTOW> 250 gr.	<ul> <li>Classi: C5 C6</li> <li>Droni (UA) MTOW&gt;</li> <li>25kg</li> <li>Registrazione,</li> <li>assicurazione e marchio CE</li> <li>Transponder se MTOW&gt;</li> <li>250 gr.</li> </ul>	<ul> <li>UA&gt; 3 m</li> <li>Aeronavigabilità assicurativa UAS</li> <li>Certificazione</li> <li>Transponder</li> </ul>

Tab.1: categorie operative degli UAS.

\*Certificato di operatore UAS leggero (LUC) è un certificato di approvazione dell'organizzazione. Gli operatori di droni possono chiedere alla National Aviation Authority di registrazione di far valutare la loro organizzazione per dimostrare che sono in grado di valutare essi stessi il rischio di un'operazione[6].

In questa tesi utilizzeremo un sistema inerente la categoria *Open*, la quale include una serie di caratteristiche relative alla conformità, al peso, alla modalità di pilotaggio e alla valutazione del rischio durante le operazioni che fanno al caso nostro.

#### 1.1.1 Categoria operativa: Open

A questa classe appartengono tutte le operazioni che non comportino un rischio all'ambiente e alle persone circostanti l'area di volo. Un requisito obbligatorio è che ogni dispositivo dell'UAS deve riportare il marchio europeo (CE - Conformité Européenne)[7]. Il marchio CE, è un marchio amministrativo che indica la conformità agli standard di salute, sicurezza e protezione ambientale per i prodotti venduti all'interno dello spazio economico Europeo, e non solo. In tutti i UAS con un MTOW (Maximum Take Of Weight) maggiore dei 250g, è necessario avere un trasponder montato a bordo del sistema a pilotaggio remoto. L'età minima, richiesta per poter svolgere delle attività di volo, con questi sistemi a pilotaggio remoto, è quella dei 16 anni, insieme ad altri requisiti esplicati in seguito. Attualmente, le normative Europee, prevedono che i pilori degli UAS che hanno un peso uguale o superiore ai 250g devono necessariamente ottenere un attestato di competenza (patentino). Inoltre, viene richiesta la registrazione dell'operatore presso l'autorità competente. In Italia è possibile procedere alla registrazione del proprio dispositivo sul portale D-flight. Qui di seguito, vengono definite le sottocategorie A1, A2 e A3 incorporate nella categoria Open, in modo da poter definire il tipo di missione che si vuole svolgere.

A<sub>1</sub>) In questa sottocategoria si possono effettuare dei voli al di sopra delle persone non coinvolte nello svolgimento della missione. Fanno parte in questo ambito i dispositivi con peso massimo al decollo inferiore ai 250 g (classe CE:  $C_0$ ), e sistemi con un peso maggiore ai 250 g e inferiore ai 500 g (classe CE:  $C_1$ ).

Per sistemi a pilotaggio remoto, con un peso al decollo inferiore ai 250g le operazioni concesse sono: volo consentito al di sopra delle singole persone non coinvolte nella missione; volo proibito al di sopra di gruppi di persone; in questo modo, impostando la funzione *follow me* la distanza massima tra il multicottero e il pilota non deve superare i 50 metri. I requisiti tecnici da soddisfare devono rispettare le seguenti

caratteristiche: il dispositivo deve avere una velocità massima limite di 68 Km/h e non è obbligatorio montare a bordo un trasponder atto all'identificazione da remoto del quadrirotore. Se nell'UAS non viene montata una camera da ripresa non è obbligatoria la registrazione dell'operatore all'ente preposto.

Per quanto riguarda i sistemi con un peso maggiore ai 250g (categoria  $C_1$ ) è assolutamente proibito volare al di sopra di persone non coinvolte nell'attività dell'UAS. Inoltre, per questa categoria, è vietato il sorvolo sopra gruppi di persone. Impostando la funzione *follow me* la distanza massima non deve superare i 50 metri dall'operatore. Per passare alla fase di pilotaggio, è indispensabile seguire un corso di addestramento online per poi sostenere un esame. I requisiti tecnici da soddisfare per questa categoria di UAS sono: avere una velocità orizzontale massima di 68 Km/h; la struttura del sistema a pilotaggio remoto non deve avere delle geometrie appuntite; poter selezionare la massima quota di volo; capacità di gestione della perdita della connessione dei dati di volo (*data link*); avere un'ottima resistenza delle parti meccaniche; avere un impatto acustico contenuto; possedere delle proprietà di avviso per il livello di carica della batteria e appositi dispositivi luminosi a bordo.

A<sub>2</sub>) Quando le operazioni di volo avvengono vicino le persone. Il peso massimo al decollo a cui appartengono i sistemi a pilotaggio remoto, per questa sottocategoria, deve essere maggiore dei 500g e inferiore ad un peso di 2 Kg (classe CE C<sub>0</sub>). Le operazioni di volo sono assolutamente vietate al di sopra di raduni di persone. Il volo è consentito ad una distanza massima di 30 m dalle persone non coinvolte e si deve una distanza di 5 metri se la velocità di volo è inferiore agli 11 Km/h. Prima di poter operare con dei dispositivi appartenenti a questa categoria bisogna seguire un corso teorico di addestramento online, e infine effettuare delle prove pratiche in autonomia. I requisiti tecnici fondamentali da soddisfare degli UAS, appartenenti a questa classe, sono: una velocità orizzontale massima di 68 Km/h; la struttura del sistema a pilotaggio remoto non deve avere delle geometrie appuntite; poter selezionare la massima quota di volo; avere un'ottima resistenza delle parti meccaniche; avere un impatto acustico contenuto; possedere degli avvisi per il livello di carica della batteria e appositi dispositivi luminosi a bordo. Inoltre, viene richiesto la registrazione dell'operatore all'ente preposto.

A<sub>3</sub>) Quando le operazioni di volo avvengono lontano dalle persone. Per questa sottocategoria il MTOW deve essere maggiore dei 2 Kg e minore dei 25 Kg (classe CE:  $C_3$ ,  $C_4$  o droni costruiti privatamente). È importante durante le attività di volo, evitare di mettere a rischio qualsiasi persona che non sia coinvolta nelle operazioni. Il volo è consentito solo se si mantiene una distanza orizzontale di 150 m da zone

residenziali, commerciali e industriali. Per poter pilotare da remoto i sistemi di questo tipo, è necessario seguire dei corsi di addestramento online, e infine sostenere un esame teorico. I requisiti tecnici per soddisfare la classe  $C_3$ , sono: poter selezionare la quota limite di volo; mantenere dei livelli acustici contenuti; disporre di avvisi per il livello di carica della batteria; gestione della perdita della connessione dei dati. Sempre per la classe  $C_3$ , è necessaria l'identificazione da remoto del dispositivo attraverso un numero seriale unico che soddisfa gli standard ANSI/CTA2063. Mentre, per i dispositivi appartenenti alla classe  $C_4$ , l'identificazione da remoto è consentita se è richiesta dagli operatori locali.

Le operazioni che verranno svolte con il modello di quadrirotore preso in esempio nella tesi presentata, rientreranno a far parte alla sottocategoria A<sub>2</sub>. Poiché, il peso massimo al decollo del Phantom-2 è di 1,3 Kg e inoltre, prima di poter svolgere le attività d'interesse (ad esempio: il telerilevamento delle colture agricole) è obbligatorio seguire un corso teorico di addestramento, poiché rispetto le categorie A1 e A2, le dimensioni il peso e la velocità, sono differenti.

#### 1.2 Contesto normativo US per l'impiego degli UAS

#### 1.2.1 Normative FAA

Negli ultimi anni la FAA (*Federal Aviation Administration*), organo incaricato a sovraintendere e regolare ogni singolo aspetto riguardante l'aviazione civile Statunitense, ha focalizzato la sua attenzione nel compilare ed evolvere i requisiti per il funzionamento ed uso dei piccoli sistemi a pilotaggio remoto, al fine di creare un percorso legale per l'uso di questi sistemi nell'agricoltura. Le categorie che rientrano a far parte di questi requisiti sono tutti i droni che con penso inferiore alle 55 libbre (24,94 Kg), possono ricoprire un ampio spettro per usi commerciali. Le regole guida stilate dalla FAA sono racchiuse nella Parte-107[8]. I passaggi da seguire, per rispettare queste linee guida, sono racchiusi nei seguenti sotto paragrafi.

## 1.2.2 Requisiti operativi

Alcune delle basi fondamentali da rispettare quando si utilizza un sistema a pilotaggio remoto sono:

- i. Evitare di sorvolare con il proprio UAS zone in cui si trovano velivoli con equipaggio e spazio aereo civile e militare, denominate *No fly zone*.
- ii. Mantenere il proprio drone in vista sempre in una condizione di VLOS (*Visual Line of Sight*).
- Se si usa la visuale in prima persona o una tecnologia simile, bisogna avere un osservatore che tenga costantemente in vista il proprio apparecchio, senza l'ausilio di sistemi che ne facilitano il compito.
- iv. Non svolgere la propria missione di volo sopra gruppi di persone, a meno che queste non stiano partecipando esse stesse all'operazione.
- v. Non azionare il drone da un veicolo o aereo in movimento, a meno che non si piloti l'UAS su un'area scarsamente popolata e non comporta il trasporto di proprietà per compenso o noleggio.

Infine, la normativa impone che il dispositivo a pilotaggio remoto può volare durante il giorno o al crepuscolo se solo si ha un'illuminazione anti-collisione sufficiente. Al crepuscolo si intende da 30 minuti prima dell'alba ufficiale, a 30 minuti dopo il tramonto ufficiale. La visibilità minima, intesa come raggio massimo d'azione è di tre miglia (4,82 km) dalla stazione di controllo. L'altitudine massima consentita è di 400 piedi dal suolo. Questa distanza è maggiore se il drone rimane entro i 400 piedi da una struttura abitativa.

L'UAS può trasportare un carico esterno se questo è fissato saldamente e non influisce negativamente sulle caratteristiche di volo o sulla controllabilità del velivolo, a condizione che il peso massimo al decollo non superi le 25 Kg.

Per quanto riguarda le restrizioni, si possono richiedere delle deroghe solo se l'operazione proposta fornirà un livello di sicurezza equivalente alla restrizione dalla quale si desidera spaziare. Alcune delle deroghe più richieste riguardano le operazioni oltre la linea di vista visiva (BLOS – *Beyond Line of Sight*), durante le ore notturne.

#### 1.2.3 Registrare drone FAA

Chiunque voli secondo le norme dettate dalla Parte-107 del regolamento, deve registrare ogni drone che intende utilizzare. La registrazione è un passo che avviene in tempi brevi e con spese minime. Una volta registrato il proprio dispositivo, il proprietario riceverà un numero di matricola da riportare sul drone. È consigliato portare sempre con sé il certificato di registrazione quando si utilizza il drone.

## **1.2.4 Certificazione drone FAA**

Sarà necessario eseguire un'ispezione preliminare che include il controllo del collegamento delle comunicazioni tra la stazione di controllo e il drone. In questo modo si è responsabili di garantire che un drone sia sicuro prima del volo.

## 1.2.5 Licenza pilota FAA

Per poter pilotare un drone nel rispetto della Parte-107, è necessario un certificato di pilota per UAV di piccola classe, o essere sotto la diretta supervisione di una persona in possesso di tale certificato. Bisogna aver compiuto 16 anni per qualificarsi come pilota di un dispositivo a pilotaggio remoto. La qualificazione la si può ottenere in due modi:

- Superare un test iniziale di conoscenza aeronautica presso un centro approvato dalla FAA.
- Se si è già in possesso di un certificato di pilota appartenete alla normativa Part-61, bisogna aver completato una revisione del volo nei 24 mesi precedenti, e seguire un piccolo corso di formazione online UAS fornito dalla FAA.

# Capitolo 2

# Caratteristiche dell'UAS e dinamica del volo

## 2.1 Sistema a pilotaggio remoto: modello DJI Phantom-2

Lo studio affrontato in questa tesi verrà svolto prendendo come riferimento le caratteristiche tecniche del quadrirotore Phantom-2 (vedi Fig.2). Questo UAS è prodotto dall'azienda cinese DJI Technology, fondata nel 2006, divenuta leader mondiale per la produzione e distribuzione di veicoli aerei commerciali senza pilota. Si stima, che la DJI ricopre oltre il 70% del mercato mondiale dei droni[9].



Fig.2: modello del Phantom-2.

Un quadricottero, di piccole dimensioni (come il modello Phantom-2) è un sistema di volo adatto a svolgere lavori di fotogrammetria, di sorveglianza e di ricerca. All'interno del frame viene dedicata una zona in cui viene allocato il sistema di navigazione GPS, sistema funzionale per il controllo costante della posizione, in termini di latitudine e longitudine e, inoltre, indispensabile per lo svolgimento di attività di volo in BVLOS, nel caso in cui il multirotore esce al di fuori della visibilità del pilota. Il *tool* adatto a

svolgere questa funzione è il GPS tracker che permette la geo-localizzazione dello UAS tramite l'uso del proprio smartphone. Il sistema ha un peso di 27 grammi con una durata della carica della batteria di 48 ore. La camera montata sul Phantom-2 possiede di serie una fotocamera avente una risoluzione di 14 MP, consentendo la registrazione video in HD a 1080p, su una scheda micro SD montata a bordo del quadrirotore. Grazie a un'apposita applicazione del telefono è possibile vedere in prima persona le riprese *live* del dispositivo. Inoltre, questa applicazione, consente di visualizzare i dati forniti dai sensori durante lo svolgimento della missione.

È stato possibile reperire alcuni valori di funzionamento del Phantom-2 grazie a studi svolti da ricerche scientifiche come quella di [10]. Nelle seguenti tabelle vengono riportate le specifiche tecniche relative al modello preso in esempio.

<u>r arametri di volo</u>			
Peso al decollo	1300 g		
Max potenza richiesta	1500 W		
Autonomia di volo	25 minuti		
Temperatura ambiente d'esercizio	-10 °C ai +50 °C		
Vel. Max Asce./Disce.	A: 6m/s; D: 2m/s		
Velocita Max di volo	15 m/s		

Parametri di volo

Tab.2: parametri di volo Phantom-2.

#### **Batteria 3s LiPo**

Voltaggio	11.1 V
Capacità della batteria	5200mAh
Potenza d'uscita	57.72 Wh
Corrente di scarica	10C (52A)
Temp. tollerabile di carica	0° ai 40° C
Temp. tollerabile di scarica	-20° ai 50°C

Tab.3: parametri della batteria.

2.4	GHz	Remote	Control
-----	-----	--------	---------

Frequenza	2.4 GHz
Distanza di comunicazione	1000 m
Corrente/Voltaggio di lavoro	120 mA - 3.7 V
Batteria LiPo	3.7 V – 2000 mAh

Tab.4: parametri del remote controller.

<u>Telaio</u>		
Dimensione	29x29x18 cm	
Diagonale motori	350 mm	
Tab.5: dimensioni del telaio dal Phantom-2.		

## 2.2 Motori Brushless

L'uso dei motori *brushless* BLDC (DC: *direct current*), ovvero i motori senza spazzole in corrente continua, consente di ottenere elevate prestazioni nel controllo del movimento dei componenti meccanici e, attualmente, rappresentano la soluzione usata per la realizzazione dei quadricotteri. Inoltre, a parità di coppia limite, i BLDC rispetto ad un motore elettrico a spazzole ha il vantaggio di operare a delle velocità angolari più alte. Un altro aspetto favorevole nell'utilizzare un motore senza spazzole rispetto al suo concorrente, è quella di offrire una manutenzione periodica ridotta, una riduzione dei costi, dell'inerzie e dei pesi contenuti[11].

Esistono due tipologie di BLDC: una avente la parte rotorica interna e la componente statorica più esterna, oppure l'altra avente il rotore esterno e lo statore interno. Poiché la seconda tipologia di motori *brushless* (vedi Fig.3-B) favoriscono una coppia maggiore, per i sistemi a pilotaggio remoto ad ala rotante, si preferisce utilizzare questa tipologia di motori[10]. Un'osservazione importante riguarda i KV del motore, questo viene scelto in funzione della dimensione dell'elica per un determinato modello quadrirotore. Più grandi sono le dimensioni delle eliche più basso sarà il valore in KV dei motori, e viceversa.

In Fig.3-A viene mostrato il motore prodotto dalla DJI applicato sul Phantom-2.





Nella tabella seguente (Tab.6) vengono indicate le caratteristiche tecniche del motore appena illustrato.

Dimensioni	23x12 mm		
KV	960 rpm/V		
T operativa	-5° ai 40° C		
Peso	55 g		

Tab.6: dati del motore BLCD del Phantom-2.

## 2.3 Batteria LiPo

L'applicabilità delle batterie LiPo (a polimeri di litio) rientrano all'interno di un'ampia categoria diffusa nel mondo del modellismo, ma anche della telefonia. Le specifiche tecniche della batteria influenza notevolmente le prestazioni del volo del nostro sistema a pilotaggio remoto. Come ad esempio: la durata della fase di volo; la velocità di esecuzione di una missione ed anche la spinta generata dai propulsori. Tuttavia, bisogna prestare molta attenzione alla tipologia di batteria da accoppiare ai componenti elettrici che costituiscono il nostro UAS, poiché se dei motori BLDC vengono affiancati a delle batterie troppo potenti si rischierebbe di surriscaldare le componenti che costituiscono il motore, rischiando di conseguenza di danneggiarlo. Bisogna tener presente che la batteria viene scelta sia in funzione della corrente massima assorbita dal dispositivo, sia in funzione del peso che dall'autonomia di volo che si vuole ottenere.

In Fig.4 e nella Tab.7 è possibile osservare la batteria in grado di soddisfare le specifiche richieste dal Phantom-2. Dall'immagine, si nota come l'estremità più esterna della batteria riporta quattro led di colore verde. Questi forniscono all'utente il livello di carica (in percentuale) del Phantom-2.



Fig.4: batteria 3s LiPo.

#### <u>Batteria 3s LiPo</u>

Voltaggio	11.1 V		
Capacità della batteria	5200mAh		
Potenza d'uscita	57.72 Wh		
Corrente di scarica	10C (52A)		
Temp. tollerabile di carica	0° ai 40° C		
Temp. tollerabile di scarica	-20° ai 50°C		

Tab.7: specifiche batteria LiPo del Phantom-2.

## 2.4 Equazioni della dinamica di posizione

Il quadricottero è un sistema sotto-attuato a 6 gradi di libertà, controllato utilizzando solo 4 rotori. Per esprimere la posizione e l'orientamento nello spazio sarà necessario conoscere le 6 variabili x, y, z,  $\varphi$ ,  $\theta \in \psi$ . Facendo riferimento alla Fig.5, si ha che con {*B*} si identifica il sistema di riferimento fisso al telaio (assi body - l'asse è z rivolto verso il basso), mentre {G} rappresenta il sistema di riferimento inerziale fisso. Il vettore  $\mathbf{q} = [x, y, -z]^T$  viene definito per identificare la posizione del centro di massa del quadrirotore rispetto al sistema di riferimento inerziale fisso {G}. L'orientazione del drone viene identificata dai tre angoli di Eulero dati da  $\mathbf{\Phi} = [\phi, \theta, \psi]^T$ . La  $\phi$ rappresenta l'angolo di rollio relativo all'asse **x**, il  $\theta$  è l'angolo di beccheggio relativo all'asse **y** e la  $\psi$  è l'angolo di imbardata appartenente all'asse **z**.



Fig. 5: notazione degli assi.

All'estremità dei quattro arti del drone vengono fissati i quattro motori *brushless*, alimentati da una corrente continua. Si specifica che i rotori 1 e 3 ruoteranno in senso antiorario mentre quelli 2 e 4 ruoteranno in senso orario. Tale dinamica serve a bilanciare la stabilità dell'UAS, affinché non si generino dei momenti laterali che possono compromettere la dinamica di volo. La velocità angolare con cui i motori ruoteranno viene definita da  $\omega_i \ge 0$  con j  $\in \{1, 2, 3, 4\}$ .

Il modello completo della dinamica del drone viene espresso dall'equazioni seguenti:

$$\begin{split} m\ddot{x} &= (\sin\phi\sin\psi + \cos\phi\cos\psi\sin\theta) \, u_1 \\ m\ddot{y} &= (\cos\phi\,\sin\psi\,\sin\theta - \cos\psi\,\sin\phi) \, u_1 \\ m\ddot{z} &= (\cos\phi\,\cos\phi) \, u_1 - mg \\ I_x\ddot{\phi} &= (I_y - I_z) \, \dot{\theta}\dot{\psi} + lu_2 - J \, \dot{\theta} \, u_5 \\ I_y\ddot{\theta} &= (I_z - I_x) \, \dot{\phi}\dot{\psi} + lu_3 + J \, \dot{\phi} \, u_5 \end{split}$$

Quindi, per *m* si riferisce alla massa in chilogrammi del drone, con *g* l'accelerazione di gravità pari a =  $9,81 \text{ m/s}^2$ , con  $I = diag(I_x, I_y, I_z)$  la matrice di inerzia rotazionale diagonale del drone espressa rispetto al sistema di riferimento  $\{B\}$ ,  $J = J_m + J_L$  è l'inerzia totale di un motore e infine *l* esprime la distanza tra un motore e il centro di massa. Mentre avremo che:

$$u_{1} = k_{b}(\omega_{1}^{2} + \omega_{2}^{2} + \omega_{3}^{2} + \omega_{4}^{2})$$
  

$$u_{2} = k_{b}(\omega_{2}^{2} - \omega_{4}^{2})$$
  

$$u_{3} = k_{b}(\omega_{3}^{2} - \omega_{1}^{2})$$
  

$$u_{4} = k_{\tau}(\omega_{1}^{2} + \omega_{3}^{2} - \omega_{2}^{2} - \omega_{4}^{2})$$
  

$$u_{5} = \omega_{1} - \omega_{2} + \omega_{3} - \omega_{4}$$

 $I_z \ddot{\psi} = (I_x - I_y) \dot{\phi} \dot{\theta} + u_4$ 

Dove  $k_b$ ,  $k_\tau$  sono i fattori relativi alla spinta e alla resistenza dei motori.

## 2.5 Equazioni della dinamica di assetto

Il modello del quadricottero è rappresentabile secondo quanto viene riportato in Fig.6. Con  $\Omega_i$  viene indicata la velocità angolare associata al rotore i-esimo. Si precisa, che la coppia di rotori 1 e 3 ha un senso di rotazione antiorario, mentre 2 e 4 ruotano in senso orario.



Fig. 6: senso di rotazione dei singoli rotori.

In base alla velocità angolare, assunta da ogni singolo rotore, si possono ottenere quattro movimenti del drone: spinta, rollio, beccheggio e imbardata[12]. Il tutto viene mostrato in Fig. 7.



Fig. 7: movimenti concessi al drone.

Verrà identificata con il termine  $\Omega_{\rm H}$  la velocità di rotazione che deve avere ogni singolo rotore per generare una forza nella direzione Z, onde poter contrastare la forza di gravità in una condizione di *hovering*. A seguire, sono descritte le quattro azioni concesse al dispositivo durante la fase di volo:

- A. In figura 6(a) viene raffigurata l'azione di spinta lungo l'asse Z solidale al drone. Per ottenere questo risultato la velocità di ogni singolo rotore viene contemporaneamente incrementata di un valore  $\Delta\Omega$  al fine di avere un'accelerazione risultante lungo l'asse z.
- B. In figura 6(b) viene rappresentato il moto di rollio. Ovvero, consistente in una rotazione attorno l'asse X solidale al drone. Il movimento viene realizzato mantenendo invariata la velocità angolare dei rotori 1-3, mentre viene incrementata la velocità angolare del rotore 4 e ridotta quella del rotore 2. Questo, fa nascere una coppia non nulla attorno l'asse x del drone.
- C. In figura 6(c) è riportato il moto di beccheggio. Il moto consiste in una rotazione attorno l'asse Y solidale al corpo del drone. Per ottenere ciò, viene incrementata di un  $\Delta\Omega$  la velocità rotazionale del rotore 3 e ridotta di un - $\Delta\Omega$  quella del rotore 1. Inalterate invece, rimangono le velocità angolari associate ai rotori 2 e 4.
- D. In figura 6(c) si osserva il moto di imbardata, intesa come rotazione attorno l'asse Z solidale al drone. La rotazione dei rotori 2 e 4 viene incrementata di un fattore  $\Delta\Omega$ , mentre per i rotori 1 e 3 decrementa la velocita di un fattore di - $\Delta\Omega$ .

# Capitolo 3

# Guida e controllo

#### 3.1 Strategia di Guida

In questa sezione ci occupiamo della guida del dispositivo UAS, in particolare trattiamo la pianificazione della traiettoria da seguire durante d'esecuzione della missione.

L'obiettivo principale, nella guida del dispositivo, è quello di fissare a priori una serie di coordinate spaziali, chiamate *waypoints*, da seguire durante la fase di volo. La logica dell'attività di volo sarà quella di impartire un ordine ben preciso al nostro dispositivo. Questo dipende, dalla definizione delle coordinate spaziali. Infatti, prima di procedere al *waypoint* successivo è necessario raggiungere le coordinate relative al *waypoint* desiderato ( $x_{des}$ ,  $y_{des}$  e  $z_{des}$ ). Solitamente per queste attività di monitoraggio, come la fotogrammetria che si effettua sulle colture, il punto di partenza della missione dispositivo a pilotaggio remoto coinciderà con il punto finale.

Una comune rotta, solitamente eseguita in campo agricolo, può essere a forma di griglia (vedi Fig.8), anche se in realtà questi percorsi dipenderanno strettamente dalla topografia della coltura, dal terreno circostante e da eventuali ostacoli.



Fig.8: traiettoria a griglia eseguita durante lo svolgimento della missione.

#### **3.2 Controllore PID**

Il sistema di controllo PID (Proporzionale – Integrale – Derivativo) è il sistema più comune utilizzato in campo aeronautico. Il controllore è noto come un sistema a feedback ad anello chiuso[13], che riesce a definire e correggere il margine d'errore che si viene a creare dalle variabili in gioco, come: posizione, velocità e momenti. Il calcolo dell'errore, è ottenuto dalla differenza tra lo stato effettivo della variabile osservata e quello desiderato dal controllore. L'uscita da un controllore di tipo PID è un valore di controllo u che porterà il sistema quanto più vicino allo stato desiderato. Si può osservare uno schema semplificato del compensatore dinamico PID in Fig.9.



Fig.9: controllore PID, classico.

Poiché, durante la fase di progettazione i valori dei coefficienti non sono noti, il software Simulink permette di racchiudere in un unico blocco l'intero schema (vedi Fig.10). Una volta semplificata l'architettura, il software permette di fare una regolazione automatica del controllore cliccando sulla voce "*tune*" stabilendo i valori opportuni dei coefficienti  $k_P$ ,  $k_I e k_D$ .



Fig.10: forma compatta del controllore PID.

Il controllore PID produce un segnale di output che è dato dalla somma pesata dei tre termini: proporzionale, integrativo e derivativo[14]. Il contributo di ogni singolo termine viene spiegato singolarmente:

• Il termine proporzionale (P) produce un segnale che è proporzionale all'errore che si genera tra il valore della variabile attuale e il valore della variabile

desiderata. Ad esempio, se il valore del segnale ottenuto è inferiore al segnale desiderato il controllore assegnerà al termine di proporzionalità  $k_P$  un valore tale da incrementare il segnale ottenuto, e viceversa.

- Il termine integrale (I) restituisce l'integrale dell'errore. La funzione di questo termine è quella di azzerare l'errore stazionario del segnale desiderato. Questo tipo di errore lo si può identificare per grandi valori del tempo. Ogni volta che si ha un errore il comando integrativo invia un segnale per far convergere a zero il margine d'errore.
- Il termine derivativo (D) agisce sulla derivata dell'errore. Il segnale di controllo, viene dato non appena l'errore inizia ad aumentare o diminuire. In particolare, questo termine bisogna vederlo come un componente che prevede l'evoluzione della variabile considerata in grado di agire immediatamente prima che questa causi un aumento spropositato dell'errore.

A seguire, vengono presentate le equazioni che governano questo tipo di controllore.

$$u = P + I + D$$

*u* è l'output del controllore.

$$e(t) = x_d(t) - x(t)$$

e(t) è l'errore valutato nel tempo t, dato dalla differenza tra il valore desiderato della variabile  $x_d(t)$  e il valore della variabile misurata x(t).

$$P = k_P e(t) \qquad I = k_I \int_0^t e(t) dt \qquad D = k_D \dot{e}(t)$$

Queste tre equazioni sono relative ai termini di controllo di tipo proporzionale, integrativo e derivativo. Combinando tutte le equazioni scritte fin ora si ricava il valere di input di controllo in funzione del tempo:

$$u(t) = k_P e(t) + k_I \int_0^t e(t) dt + k_D \dot{e}(t)$$

Nel dominio delle frequenze il segnale di input si esprime con la seguente funzione di trasferimento:

$$U(s) = k_P + \frac{k_I}{s} + k_D s$$

I coefficienti  $k_P$ ,  $k_I$  e  $k_D$  sono i guadagni di controllo dei rispettivi termini.

In fase progettuale per i controllori PID è stato effettuato un *tune* manuale. Questo, consiste nel trovare i valori opportuni ai guadagni di tipo proporzionale, integrativo e derivativo affinché, in fase di simulazione, si possa avere una risposta al comando in tempi brevi, e anche al fine di conferire all'UAS una dinamica di assetto stabile.

In alcune applicazioni, come ad esempio avviene per il controllo delle velocità angolari del quadrirotore rispetto gli assi corpo, vengono richieste solo una o due azioni da parte del controllore per fornire delle azioni di controllo ottimale. Per questo motivo, il controllore PID può avere le sembianze di un controllore di tipo PI, PD, P o I in assenza delle rispettive azioni di controllo. Nella seguente tabella (Tab.8), illustriamo l'effetto che ne deriva dall'aumento del valore di ogni singolo guadagno sulla dinamica del sistema[13]. In Fig.11, viene rappresentata la risposta ad un comando a gradino per un sistema del secondo ordine.

Parametro	t di risposta	Overshoot	t di assestamento	$E_{\infty}$	Stabilità
$k_P$	diminuisce	aumenta	piccola variazione	diminuisce	peggiora
$k_I$	diminuisce	aumenta	aumenta	eliminato	peggiora
$k_D$	piccola	diminuisce	diminuisce	nessun	peggiora
	variazione			effetto	

Tab.8: effetto sull'aumento del singolo parametro.



Fig.11: risposa a un comando a gradino per un sistema del II ordine.

Il *delay time* (tempo di risposta) è il tempo necessario al sistema per ottenere il 50% del valore finale della risposta. L'*overshoot* è una misura della massima oscillazione rispetto al valore finale della risposta. Il termine  $E_{\infty}$  indica l'errore a regime (*steady state error*) della variabile controllata. Il *settling time* (tempo di assestamento) è il tempo impiegato alla risposta del sistema per rimanere confinato all'interno di una banda di tolleranza del ± 5% rispetto al valore di regime [15].

L'unico problema che deriva da questi controllori è quello di non poter modulare il singolo termine (di tipo: P, I o D) su un intervallo di frequenze che più si vuole al fine di avere una risposta ottimale del sistema. Poiché, se si volesse un'azione di controllo di tipo integrativo nel corto periodo per un comando a gradino (quindi per alte frequenze) questo tipo di controllore non lo permetterebbe. Perché, si ricorda, che per questi sistemi di controllo l'effetto integrale si percepisce solo per basse frequenze (quindi per tempi grandi). Per questa ragione, in campo aeronautico, i controllori PID sono stati sostituiti con dei controllori che lavorano in modo più intelligente.

# Capitolo 4

# Modello energetico

In questo capitolo introdurremo due modelli energetici capaci di fornire il dispendio energetico durante le attività svolte dall'UAS. Il primo sarà quello relativo ai motori senza spazzole utilizzati nel Phantom-2, avente la finalità di ricavare il consumo energetico totale. A seguire, verrà presentato il modello cinetico della batteria LiPo, utile per calcolarci la percentuale di scarica della batteria in funzione del tempo ogni qual volta viene simulata una missione di volo.

## 4.1 Modello elettrico dei motori brushless (BLDC)

Il modello che andiamo a presentare, relativo ai motori Brushless in DC (*direct current*), alimentati da una batteria LiPo, avente una capacità di carica di 5200 mAh (capacità di carica appartenente al Phantom-2), terrà conto della quantità di energia dissipata per effetto Joule dalle spire delle resistenze, dalle induttanze e anche dell'energia necessaria a sopperire gli attriti e i carichi interni. È possibile presentare in Fig.12 uno schema elettrico semplificativo dei motori senza spazzole per un sistema a pilotaggio remoto. Per facilitare il lavoro è stato deciso di trascurare l'effetto degli ESC (*electronic speed controller*) posizionato tra i motori e la batteria LiPo[10]. Inoltre, verrà trascurato il valore della resistenza  $R_L$ , presente all'interno del blocco del motore, fattore che indica le perdite nel circuito magnetico del motore. Questo è dovuto al fatto che  $R_L = 5 \div 6 R$ .



Fig.12: schema elettrico per un motore BLDC per un quadrirotore.

Tenendo conto delle osservazioni appena fatte, si procede alla presentazione del modello elettrico. L'equazione della corrente, in funzione del tempo, per un motore BLDC è data dalla seguente relazione:

$$i(t) = \frac{1}{K_T} \left[ T_f + T_L \,\omega(t) + D_f \,\omega(t) + (J_m + J_L) \,\frac{d\omega(t)}{dt} \right]$$

dove

- con  $\omega(t)$  indichiamo la velocità dell'albero motore in [rad/s]. Questa velocità angolare varia in un intervallo compreso tra  $0 \le \omega(t) \le 1047,197$ .
- $K_T$  è la costante di coppia del motore, espressa in [Nm/A].
- $T_f$  è la coppia di attrito del motore [N/m].
- $T_L \omega(t) = \kappa_\tau \omega_j^2(t)$ , in cui  $j \in \{1,2,3,4\}$ . Questa variabile si riferisce alla velocità dipendente dal carico generato dalla coppia di attrito dovuta alla resistenza dell'elica. Il suo valore viene calcolato dal prodotto tra  $\kappa_\tau$  (coefficiente di resistenza aerodinamico) e la velocità di ogni singolo motore, elevato al quadrato.
- *D<sub>f</sub>* è il coefficiente di smorzamento viscoso del motore. Questo è espresso in [Nms/rad].
- J = (J<sub>m</sub> + J<sub>L</sub>) è l'inerzia totale del motore data dalla somma di J<sub>m</sub> (momento d'inerzia del motore) e J<sub>L</sub> (momento d'inerzia del carico). Valori rappresentati in [kg m<sup>2</sup>].

Ricavato il valore della corrente, si procede a valutare il valore della tensione e(t) ai capi di un singolo motore. La relazione è data da:

$$e(t) = R i(t) + K_E \omega(t) + L \frac{di(t)}{dt}$$

dove con R e L si indicano i valori della resistenza e dell'induttanza presenti all'interno del motore *brushless* (vedi Fig.9). Il coefficiente  $K_E$  si riferisce alla costante di tensione del motore espressa in [V s/rad]. Poiché andiamo a porre che  $K_E = K_T$  rappresentiamo  $K_E$  in [mV/rpm], quindi possiamo calcolarci il valore di questa costante dalla relazione:

$$K_E = \frac{1000}{K_V}$$

Dove  $K_V$  è la costante di velocità del motore.

Trovandosi in una condizione stazionaria (*steady state conditions*), il valore della corrente i(t) può essere considerata costante. Per questo motivo possiamo riscrivere il valore della tensione trascurando il valore di  $R_L$ . Di conseguenza la tensione viene data da:

$$e(t) = R i(t) + K_E \omega(t)$$

Nel seguente paragrafo procederemo nel presentare il modello energetico finalizzato a valutare gli input di controllo di energia minima del quadrirotore. Il dispendio energetico del sistema a pilotaggio remoto nell'intervallo di tempo compreso tra il tempo d'inizio della missione  $t_0$  e il tempo finale  $t_f$  è dato:

$$E = \int_{t_0}^{t_4} \sum_{j=1}^4 e_j(t) \, i_j(t) \, dt.$$

L'integrale dell'energia totale si ricava dalla sommatoria del prodotto tra il voltaggio e la corrente presente ai capi di ogni singolo motore *brushless*. Quindi, avremo che  $j \in \{1,2,3,4\}$ , ogni termine si riferisce al singolo motore BLDC del quadrirotore.

#### 4.2 Modello cinetico della batteria LiPo

Il modello che andremo a presenteremo in questo paragrafo e adatto a rilevare la percentuale di carica rimanente della batteria LiPo. In quest'ottica l'esempio matematico è riconosciuto sotto l'acronimo di KiBaM (*Kinetic Battery Model*), realizzato da Manwell e McGowam [16]. La Fig.13 mostra lo schema di questo modello.



Fig.13: modello a due pozzetti del KiBaM.

Si ipotizza che la carica della batteria è distribuita su due pozzetti, rispettivamente  $y_1$  e  $y_2$ . Il primo indica la carica disponibile, mentre il secondo si riferisce alla carica vincolata. Una frazione della capacità totale della batteria c viene stanziata all'interno del primo contenitore. Una frazione di quest'ultima 1 - c viene posta nel secondo pozzetto. Facendo riferimento alla figura precedente, i termini  $h_1$  e  $h_2$  indicano le altezze dei rispettivi contenitori e, i loro valori, sono dati dalle seguenti equazioni:

$$h_1 = \frac{y_1}{c}$$
  $h_2 = \frac{y_2}{1-c}$ 

Il contenitore destro (*available charge*) ha la funzione di fornire in modo diretto gli elettroni al carico della corrente i(t), mentre quello sinistro fornisce gli elettroni che necessitano per il pozzetto di destra. Il parametro k insieme alla differenza di altezza tra i due pozzetti, fornisce il valore della velocità con cui questo flusso di elettroni passa da un contenitore all'altro.

Una volta posto il problema, presentiamo il sistema di equazioni differenziali utili per andare ad ottenere la variazione della carica in entrambi i contenitori:

$$\begin{cases} \frac{dy_1}{dt} = -i(t) + k (h_2 - h_1) \\ \frac{dy_2}{dt} = -k (h_2 - h_1) \end{cases}$$

Introducendo la capacità totale della batteria *C*, definiamo le condizioni iniziali del problema:

$$\begin{cases} y_1(0) = c \cdot C \\ y_2(0) = (1 - c) \cdot C \end{cases}$$

La batteria viene considerata completamente scarica quando non è rimasta alcuna carica disponibile (*available charge*) presente all'interno del pozzetto di destra. Una volta applicato un carico alla batteria, il livello di energia disponibile si riduce e la differenza tra le altezze dei due pozzetti tende ad aumentare. Rimosso il carico, si creerà un flusso che fluisce da  $y_2$  ad  $y_1$ fino a quando la differenza ( $h_2 - h_1$ ) ritorna uguale al valore di partenza. Tuttavia, più è lungo il periodo di inattività della batteria più carica disponibile passerà nel contenitore  $y_1$ . Quindi, l'effetto di recupero della batteria diventa un concetto fondamentale per il modello KiBaM. Possiamo dedurre, quindi, che più alto sarà il valore di scarica della corrente, più velocemente si esaurisce il livello di carica disponibile presente in  $y_1$ .

# Capitolo 5

# Ambiente di Simulazione

#### 5.1 Scenario di simulazione

Per la fase simulativa è stato utilizzato il software Simulink, appartenente all'ambiente di Matlab, piattaforma fornita dall'azienda "MathWorks Inc"[17]. Grazie a questo ambiente di programmazione, è stato possibile implementare la dinamica di posizione e di rotazione, il sistema di guida e controllo e la parte energetica del quadrirotore, al fine di analizzare i parametri e le performance di volo durante lo svolgimento di una serie di missioni simulate con il modello della DJI preso come riferimento.

In questo paragrafo verranno descritte le modalità con cui è stato realizzato il modello Simulink dell'UAS. L'architettura a blocchi viene mostrata in Fig.14 e la si può suddividere in quattro macro sottosistemi che rappresentano:

- 1. la dinamica di posizione e di rotazione;
- 2. la guida dell'UAS;
- 3. il sistema di controllo (PID);
- 4. il modello energetico.

Per spiegare la logica con cui è stato realizzato lo schema a blocchi, si prenderà singolarmente ogni sezione, spiegandone la fisica e logica che lo racchiude.



Fig.14: modello Simulink completo.

## 5.2 Modello della dinamica

Il modello della dinamica completa del quadricottero prende in input cinque segnali[18], che sono i seguenti:

- U<sub>1</sub> forza lungo la direzione Z dovuta alla trazione;
- U<sub>2</sub> indica il momento generato attorno l'asse Y relativo al beccheggio;
- U<sub>3</sub> è il momento che si ha attorno l'asse X relativo al rollio;
- U<sub>4</sub> è il momento che si ha attorno l'asse Z indice dell'imbardata;
- U<sub>5</sub> è ottenuto dalla somma delle velocità angolari dei rotori.

Entrando all'interno del sistema della dinamica completa troveremo due sottosistemi: il primo permette di ricavare le accelerazioni lineari, e il secondo permette di calcolare le accelerazioni angolari relative agli assi *body*. Da queste sarà possibile ricavarsi posizione e angoli di Eulero.

#### 5.2.1 Accelerazioni lineari

In Fig.15 viene mostrato lo schema Simulink che permette di ottenere le accelerazioni lineari partendo dalle tre equazioni presentate nel paragrafo relativo alla dinamica di posizione presentate nel capitolo 2.



Fig.15: sottosistema Simulink delle accelerazioni lineari.

Una volta ricavate le accelerazioni, in uscita da ogni singolo blocco, vengono posizionati a cascata due integratori al fine di identificare la posizione x, y e z del drone rispetto al sistema di riferimento inerziale. Questi tre segnali vengono racchiusi all'interno di un vettore posizione grazie all'uso di un mux (*multiplexer*).

## 5.2.2 Accelerazioni angolari

In Fig.16 si vede come si ricavano le accelerazioni angolari. Queste, sono ottenute partendo dalle tre equazioni presentate nel paragrafo relativo la dinamica del drone.


Fig.16: sottosistema Simulink relativo alle accelerazioni angolari.

Una volta ottenute queste, prendiamo le velocità angolari del drone e le trasformiamo in angoli di Eulero, per passare da un sistema di rifermento Body a un sistema di riferimento NED (*Nord-East-Down*). L'integratore utilizzato, per passare da velocità angolari al valore che assumono gli angoli (color ciano), è stato settato con un *wrapped state* con un valore superiore di  $\pi$  e inferiore di  $-\pi$ . Questo, permette dei vantaggi durante lo svolgimento della simulazione, ad esempio eliminando le instabilità che potrebbero derivare con un classico integratore se il modello si dovesse avvicinare a grandi valori angolari, oppure serve anche a migliorare le prestazioni e precisione del solutore.

L'operazione svolta all'interno della funzione è esprimibile con la matrice:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

## 5.2 Sistema di Guida

In Fig.17 viene presentato il sottosistema relativo alla guida del sistema quadrirotore.



Fig.17: architettura riguardante la guida dell'UAS.

Nell'architettura Simulink possiamo identificare due funzioni. All'interno della funzione "*POSact*", vengono digitati tre vettori colonna (vedi Fig.18). All'interno dei quali vengono decisi i *waypoints* che il nostro sistema a pilotaggio remoto deve attraversare durante lo svolgimento della missione. Come input la funzione ha un indice "*si*" che, nel primo ciclo della simulazione verrà inizializzato con un valore pari ad uno. Ciò viene scelto, in modo tale che la simulazione possa partire da questo valore utile, adatto a dare come output le posizioni iniziali desiderate. Queste corrispondono al primo *waypoint* della simulazione nelle coordinate x, y e z. Raggiunta la posizione desiderata, l'indice verrà aggiornato all'interno della seconda funzione.

```
function [aX, aY, aZ] = POSact(si)
%WAYPOINTS
x = [0 2 2 5 5 7.5]';
y = [20 20 0 0 20 20]';
z = [5 5 5 5 5 5 5 ]';|
aX=x(si);
aY=y(si);
aZ=z(si);
```

Fig.18: funzione per definire i waypoints.

All'interno della seconda funzione sono presentati i comandi indispensabili per avvertire il sistema di controllo che il quadrirotore ha raggiunto la posizione desiderata. Tutto ciò è possibile grazie l'uso di un ciclo *if* che permette di confrontare il raggio minimo di tolleranza attorno al *waypoint* desiderato e il raggio ottenuto in funzione della posizione del quadrirotore nello spazio rispetto alle coordinate desiderate. L'operazione matematica che ci permette di soddisfare l'ultima richiesta è presentata Fig.19 con  $R_{rif}$ , ovvero una semplice distanza euclidea.

Fig.19: funzione per definire il raggiungimento del waypoints.

Una volta che la condizione del ciclo *if* viene soddisfatta, la funzione aggiornerà l'indice "*s*", incrementandolo di uno. In questo modo è possibile passare al *waypoint* successivo.

# 5.3 Sistemi di controllo PID

In questo paragrafo verrà trattata la strategia di controllo per la nostra macchina. Si è optato di lavorare con il controllore di tipo PID, adatto a correggere l'errore che si genera nelle variabili che si vogliono controllare che definiscono:

- Il controllo della quota z;
- della posizione alla traslazione nelle direzioni x e y;
- il controllo dell'assetto;
- il controllo della dinamica rotazionale.

In uscita al controllore PID si avrà un valore di controllo *u* che porterà il sistema UAS quanto più vicino allo stato desiderato.

### 5.3.1 Controllo della quota

La logica di controllo per calcolare la variazione di quota è data dalla seguente equazione[11], utile per ricavare la spinta totale generata dai propulsori:

$$u_1(t) = \frac{1}{\cos\phi\cos\theta} \left( k_p \, e_z(t) + k_I \int_0^t e_z(t) dt + k_D \frac{e_z(t) - e_z(t-1)}{dt} + mg \right)$$

In Fig.20 si osserva il modello Simulink che racchiude la relazione appena rappresentata. In uscita della sommatoria tra il PID e l'effetto generato dalla gravità terrestre viene posta una saturazione fondamentale per limitare il valore massimo e minimo della trazione che dipende strettamente dal quadrato della velocità angolare massima e minima dei rotori (vedi Tab.9).



Fig.20: controllore PID, variazione della quota.

	Saturazioni
Limite Max	$4 K_T \omega_{max}^2$
Limite min	$4 K_T \omega_{min}^2$

Tab.9: valori di saturazione della spinta.

Per validare l'affidabilità e robustezza del controllore è stato necessario tarare manualmente (come si è visto nel capitolo 3) i coefficienti del compensatore. Nella Tab.10, vengono riportati i valori attribuiti a questi.

Proporzionale (P)	-1.9							
Integrale (I)	-0.01							
Derivativo (D)	-2							
Tab 10, walaw dal aantrallara DID								

Tab.10: valori del controllore PID.

Il primo test effettuato è stato quello di validare se il controllore PID, rispondendo ad un comando a gradino, riuscisse a mantenere il quadricottero in una condizione di *hover* stabile. Quindi, i valori delle coordinate x e y in questa simulazione assumeranno un valore nullo, mentre come unico input è stato impostata una variazione di quota z pari a 10 metri. In Fig.21 è possibile osservare la risposta in funzione del tempo del sistema simulato (t = 40 s). Dal grafico si denota un valore tollerabile di *overshoot* e come in poco tempo (circa t = 6.2 s) il sistema si stabilizza al valore fissato dal gradino.



Fig.21: variazione di quota con un input a gradino di 10 m.

#### 5.3.2 Controllo di posizione

Tipicamente un controllo di questo tipo ha bisogno che il drone sia equipaggiato di un ottimo sistema di navigazione, tra cui un GPS per avere una localizzazione globale del corpo nello spazio. Ora, in Fig.22 è possibile notare come in ingresso al controllore posizione PID si ha un margine d'errore dato dalla differenza tra il valore della

variabile  $x_d$  (desiderata) e il valore della variabile x che si ha dalla dinamica e che indica la posizione attuale del drone. Su ognuno dei due compensatori PID abbiamo introdotto delle saturazioni per limitare gli output relativi agli angoli  $\theta = \phi$ . Per entrambi, come valore superiore e inferiore della porta di saturazione è stato impostato il valore  $\pm 5 \cdot \frac{\pi}{180}$ .



Fig.22: controllore PID, posizione alla traslazione.

I valori conferiti ai termini di tipo proporzionale, integrativo e derivativo per il controllo delle posizioni in x e y vengono riportati nella Tab.11 e nella Tab.12.

# PID per il controllo di x

-	
Proporzionale (P)	0.0165
Integrale (I)	0.0001
Derivativo (D)	0.05
	11 DID

Tab.11: valori del controllore PID su x.

# PID per il controllo di y

Proporzionale (P)	0.0165
Integrale (I)	0.0001
Derivativo (D)	0.067
	11 575

Tab.12: valori del controllore PID su y.

Grazie alla sezione relativa alla guida del modello, il controller è in grado di rispondere ad una serie di input corrispondenti hai *waypoints* desiderati al fine di seguire una rotta ben precisa. L'input corrispondente al *waypoint* successivo, viene aggiornato non appena il quadricottero ha raggiunto la posizione desiderata.

### 5.3.3 Controllo di assetto

I valori di *pitch, roll* e *yaw* in output, dei controllori, sono ricavati valutando i singoli errori che si ha per ogni angolo relativo al sistema di riferimento *body* del quadrirotore. Ad esempio, per quanto riguarda il controllore PID relativo al *pitch*, l'errore è valutato dalla differenza tra il valore di  $\phi_d$  desiderato e il valore dell'angolo stimato durante la simulazione (vedi Fig.23). Quest'ultimo valore,  $\phi_{est}$  arriva dal sottosistema presente all'interno della dinamica completa.



Fig.23: controllore PID per il controllo di assetto.

Una volta completata l'architettura Simulink, sarà necessario occuparsi della taratura di ogni singolo controllore. Un modo semplice per regolarli, ma che richiede un'ingente quantità di tempo, è quello di dare come valori di input dei comandi a gradino per le variabili di controllo (x, y e z) e vedere come il quadrirotore risponde a questi. Nelle seguenti tabelle (Tab.13 e 14), sono riportati i valori attribuiti ai singoli componenti dei controllori che regolano le posizioni degli angoli di Eulero  $\phi$ ,  $\theta \in \psi$ .

Proporzionale (P)	14.11
Integrale (I)	14.09
Derivativo (D)	2.88

Tab.13: valori PID di  $\phi \in \theta$ .

Proporzionale (P)	36.99
Integrale (I)	55.99
Derivativo (D)	2.59

Tab.14:	valori	PID	di	ψ.
---------	--------	-----	----	----

## 5.3.4 Controllo delle velocità angolari

A differenza dei controllori presentati nei paragrafi precedenti, per la dinamica rotazionale vengono impiegati dei controllori di tipo proporzionale e derivativo (PD). In questo caso, il margine d'errore si ricava dalla differenza tra le velocità angolari (p, q e r) desiderate e stimate dalla simulazione. Si è deciso scegliere dei controllori PD poiché quello che interessa è il controllo della dinamica rotazionale nel corto periodo. Infatti, il termine proporzionale e derivativo avranno una maggiore influenza nel breve tempo. Per questo motivo il termine integrativo è stato trascurato, perché la funzione principale è quella di andare a ridurre o eliminare l'errore a regime (per tempi elevati). Le velocità angolari stimate dal quadrirotore nella realtà ci vengono fornite dalla presenza a bordo di un giroscopio (digitale) e si riferiscono al rateo di velocità angolare rispetto gli assi di riferimento *body*. In uscita del sottosistema si hanno i seguenti risultati:

- a) U<sub>2</sub> fattore che indica il valore del momento generato attorno l'asse Y relativo al beccheggio;
- b) U<sub>3</sub> valore del momento che si ha attorno l'asse X relativo al rollio;
- c) U<sub>4</sub> valore del momento che si ha attorno l'asse Z indice dell'imbardata;

In Fig.24 è possibile visionare l'architettura realizzata.



Fig.24: compensatori PD per il controllo delle velocità angolari.

Nelle tabelle seguenti Tab.15 e Tab.16 sono riportati i valori dei termini relativi ai tre controllori PD.

Proporzionale (P)	1.259
Derivativo (D)	0.065
Tab.15: valori PD del	pitch e roll controller

Proporzionale (P)	0.602							
Derivativo (D)	0.032							
$T_{-1} = 1$ ( ) $T_{-1} = 1$ ( ) $T_{-1} = 1$								

Tab.16: valori PD del yaw controller.

Un altro aspetto da sottolineare, sono le saturazioni posizionate in uscita di ogni controllore PD. Per quanto riguarda le saturazioni dei termini U<sub>2</sub> e U<sub>3</sub>, come limiti massimi e minimi dei momenti ottenibili, sono stati imposti i valori di  $\pm l \cdot K_T \cdot \omega_{max}^2$ . Si ricorda, che *l* indica la distanza che intercorre tra il propulsore e il centro di gravità dal quadrirotore e  $K_T$  è il fattore di spinta dovuto ai propulsori, ricavabile dalla seguente equazione:

$$K_T = C_T \rho A r^2$$

Dove,  $C_T$  è il coefficiente adimensionale di spinta del propulsore, rho e la densità atmosferica considerata costante, A è l'area del disco del dell'elica ed r è il suo raggio.

Per quanto riguarda la saturazione in uscita al *"r Controller"* si impone un limite massimo e minimo relativo al valore del momento di *yaw* pari a  $\pm l \cdot K_Q \cdot \omega_{max}^2$ . Il termine  $K_Q$  è il coefficiente di resistenza aerodinamica dei propulsori, ricavabile da:

$$K_0 = C_0 \rho A r^2$$

 $C_Q$  è il coefficiente di coppia dovuta all'elica del propulsore.

I tre output ottenuti andranno a finire sia all'interno del blocco relativo alla dinamica completa e sia verranno utilizzate compresa la  $U_5$  per calcolarci le velocita angolari dei quattro propulsori. Quest'ultimo punto verrà trattato nel paragrafo a seguire.

## 5.4 Velocità angolari dei 4 rotori

In Fig.25 è possibile osservare i valori di ingresso che entrano nel sottosistema grazie all'uso di un *multiplexer* che consente di ricavare le velocità angolari dei di singoli propulsori. Come output si ha la somma totale delle velocità angolari calcolate. Gli input, derivano direttamente dai sistemi di controllo presentati precedentemente. Nella realtà le velocità calcolate verranno inviate all'ESC (*Electronic Speed Controller*) che creerà il comando necessario per ottenere la velocità angolare del propulsore adatta a generare la spinta e i momenti di controllo desiderati.



Fig.25: architettura Simulink per il calcolo della  $\omega_T$ .

Nel blocco "omega" vengono ricavate le singole velocità angolari (vedi Fig.26).



Fig.26: schema a blocchi per ricavare le  $\omega_i$  (con i=1,2,3,4).

È stato possibile ottenere il valore di rotazione dei singoli propulsori risolvendo il seguente sistema matriciale[12]:

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_T & K_T & K_T & K_T \\ 0 & -lK_T & 0 & lK_T \\ lK_T & 0 & -lK_T & 0 \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

Come si osserva dalla Fig.25, in ingresso al blocco utilizzato per ricavare le velocità angolari dei propulsori entreranno le quattro azioni di controllo che ci permettono di generare le azioni di rollio, beccheggio e imbardata. Ad esempio, i motori 4 e 2 (vedi capitolo 3) avranno la funzione di controllo al rollio, questo ci permette di dire che l'azione di controllo che entrerà nei due propulsori sarà il termine U<sub>3</sub>. Mentre, i motori 3 e 1 hanno la funzione di controllare il beccheggio e avranno come ingresso la componente di controllo U<sub>2</sub>.

# Capitolo 6

# Simulazione e risultati

Prima di procedere con le simulazioni delle missioni prese in esame, si è andato a verificare l'affidabilità nel modello Simulink della dinamica del UAS e del modello energetico dei suoi rotori. Per questo obiettivo, è stato possibile confrontare i risultati ottenuti dal nostro modello con quelli riscontrati dalla ricerca proposta in [10]. Una volta verificata la validità del modello implementato è stato possibile procedere con gli scenari di volo desiderati.

Il primo scenario prevede un'attività di volo su un terreno pianeggiante, mentre il secondo scenario simulerà il sorvolo di un'ambiente collinare con coltivazione a terrazza. Per ognuno di questi, eseguiremo delle missioni che si distingueranno dal tipo di traiettoria che il sistema a pilotaggio remoto deve seguire. Infine, grazie al modello energetico implementato nel simulatore, per ognuna di queste verrà ricavato il consumo energetico risultante. In funzione dei dati ricavati dalle simulazioni, sarà possibile trovare la traiettoria migliore tale da poter definire il tipo di missione più efficiente, sia dal punto di vista dei consumi che dalle tempistiche di volo. Questo studio, permetterà in attività future di ottimizzare la traiettoria e la quota di volo in funzione del consumo energetico.

## 6.1 Validità del modello Simulink

Il test che andremo ad effettuare per validare la conformità dei risultati che otteniamo dal modello Simulink realizzato, prende spunto dalla simulazione "*scenario-l*" presentato nella ricerca svolta dal Morbidi [10].

La simulazione è stata eseguita su un intervallo di tempo di 20 secondi. Per quanto riguarda la posizione di partenza del sistema a pilotaggio remoto (per  $t_0 = 0 sec$ ) sono

stati impostati dei valori di  $[x_0, y_0, z_0] = [0, 0, 0] m$  mentre, per  $t_f = 20$  sec le coordinate desiderate hanno un valore pari a  $[x_f, y_f, z_f] = [4, 5, 6] m$ .

Prima di procedere con la simulazione del volo descritta, occorre andare a configurare i parametri della simulazione. Si è optato per un metodo di integrazione a passo fisso e precisamente utilizziamo il metodo Runge-Kutta (ode4), impostando un sample time uguale a 0.001 secondi.

In Fig.27-A si osserva la traiettoria seguita dal UAS per le coordinate impostate, mentre sulla destra Fig.27-B, viene raffigurato il grafico relativo ai consumi energetici riportati per affrontare questa missione.



Fig.27: A) Traiettoria 3D del UAS; B) Consumo energetico senza trascurare il coefficiente  $D_{f}$ .

Il grafico in Fig.25-B, è stato realizzato seguendo il modello energetico presentato nel capitolo 4. In particolare, sull'asse delle ascisse viene riportato il tempo di simulazione mentre, sull'asse delle ordinate, indichiamo il dispendio energetico sotto forma di kJ. Il consumo energetico ottenuto per questo tipo di missione è stato di  $E_{TOT} = 26.294$  kJ, un risultato simile a quello riportato dalla ricerca presa come riferimento [10], pari a  $E_{Morbidi} = 26.2372$  kJ.

Questo risultato ci permette di considerare valido il modello Simulink realizzato per questo lavoro di tesi. L'unico problema riscontrato, emerge quando dal modello cinetico della batteria (KiBaM), presentato nel capitolo 4, si ottiene una percentuale di scarica della batteria dell'11,67% una percentuale inaccettabile per un volo del UAS di appena 20 secondi

Per questo motivo, possiamo affermare che il risultato ottenuto sia la causa di qualche imprecisione inserita durante la fase di calcolo, poiché per tempi così brevi, dovessimo

ottenere un consumo così consistente della batteria, l'applicazione del Phantom-2 non avrebbe alcun tipo di funzionalità e utilizzo nel mondo reale.

Ricontrollando le formule e i valori dei coefficienti utilizzati per ricavare il consumo energetico dell'UAS ci si è accorti di un'anomalia all'interno dell'equazione utile a ricavare il valore della corrente necessaria ad alimentare i motori BLDC, in particolare al valore che il riferimento [10] va ad attribuire al coefficiente  $D_f$  (coefficiente di smorzamento viscoso del motore), un valore ricavato sperimentalmente pari a 2 ·  $10^{-4}$  [*N ms/rad*]. Questo, risulta essere la causa dei risultati non reali appena ottenuti.

Pertanto, nella formula della corrente utilizzata nel calcolo del consumo energetico bisognerà trascurare il valore del coefficiente  $D_{f}$ .

$$i(t) = \frac{1}{K_T} \left[ T_f + T_L \,\omega(t) + D_f \,\omega(t) + J \,\frac{d\omega(t)}{dt} \right]$$
$$E = \int_{t_0}^{t_4} \sum_{j=1}^4 e_j(t) \,i_j(t) \,dt.$$

Questa scelta viene giustificata perché gli viene dato un valore eccessivamente elevato, un ordine di misura più grande rispetto a quello atteso.

Non avendo altri modi per confrontare questo coefficiente, semplifichiamo l'equazione della corrente:

$$i(t) = \frac{1}{K_T} \left[ T_f + T_L \,\omega(t) + J \,\frac{d\omega(t)}{dt} \right]$$

Ritornando al modello simulativo, si procede nel correggere il modello energetico riportando la semplificazione appena spiegata. Così facendo, è possibile verificare nuovamente la simulazione inserendo le stesse coordinate di partenza e desiderate per andare a tracciare il grafico del consumo energetico (vedi Fig.28-A) ed anche quello effettivo al modello KiBaM della batteria LiPo (Fig.28-B).



Fig.28: A) consumo energetico effettivo (*D<sub>f</sub>* trascurato). B) percentuale di carica della batteria.

Dal grafico si osserva come dei valori simili del consumo energetico di  $E_{TOT} = 5.00 \text{ kJ}$ , per una simulazione di una durata di 20 secondi, possono essere dei valori accettabili che rispettino la realtà. Questo vale anche per il livello in percentuale di carica rimanente della batteria LiPo. Infatti, da come si osserva dal grafico della fig.28-B si ha che la batteria si scarica solo del 2,84%. Grazie ad una percentuale di scarica simile si avrà un'autonomia di volo sufficiente, capace di rendere il sistema a pilotaggio remoto di utile applicabilità.

# 6.2 Simulazione su differenti scenari: pianeggiante e collinare

Nello scenario 1 si prende in considerazione un terreno con caratteristiche pianeggianti. Presso quest'area svolgeremo l'attività di simulazione e quindi ipoteticamente l'analisi delle colture in essa presenti. Il tipo di veicolo utilizzato in questo rilievo sarà sempre il modello di quadrirotore Phantom-2. Come avverrà nel caso 1.1, il drone si eleva ad una quota di 5 metri e permette di andare ad analizzare, grazie ad un'analisi fotogrammetrica e spettrografica, lo stato delle colture prese in esame, come per esempio lo stato vegetativo del fogliame, le eventuali problematiche di tipo parassitario e le condizioni del terreno sotto il profilo idrico.

Nello scenario 2, invece, si esamina una tipologia di suolo di tipo collinare in cui la disposizione della coltura si sviluppa su diversi livelli, come le tipologie di coltivazioni a terrazzamento nelle quali sono presenti filari di vite. Anche in questa analisi viene impiegato il quadrirotore Phantom-2. La differenza rispetto al primo scenario è quella di variare la quota dell'UAS ogni volta che passa al filare successivo si trova per l'appunto ad un diverso livello. L'utilizzo di questa macchina consente, anche in questa tipologia di paesaggio, di rilevare le medesime caratteristiche della coltura riguardo al suo stato di salute senza preoccuparsi della morfologia del suolo e di eventuali ostacoli.

In entrambi gli scenari si andrà a valutare il consumo energetico impiegato dal quadrirotore. Questa valutazione verrà effettuata in base ai diversi *waypoints* utilizzati per sorvolare l'area presa in considerazione. La misurazione del livello energetico consumato è necessaria per comprendere quale di tipo di traiettoria è meno dispendiosa dal punto di vista energetico e in particolare per quanto riguarda la percentuale di carica rimanente nella batteria. Si specifica, altresì, che sebbene la tipologia degli scenari cambia, da pianeggiante a collinare, l'area presa in esame ha la stessa estensione, pari ad un valore di 2500 m<sup>2</sup>.

Per ogni scenario preso in esame verranno illustrate due tipologie di simulazione. Per lo scenario pianeggiante verranno simulate due missioni con una quota differente di volo, rispettivamente di 5 m e di 20 m dal suolo. La variazione di altezza consente, ad una quota minima monitorare un singolo filare alla volta, mentre ad una quota maggiore si potranno acquisire le immagini di un maggior numero di filari per volta attraverso la camera montata sul quadrirotore. Questo perché, il campo visivo (il *Field of View*, FOV), inteso come la dimensione angolare del cono della vista, concetto valido per strumenti fotografici o sensori ottici, aumenta all'aumentare della quota. Medesimo ragionamento vale per lo scenario a tipologia collinare.

Il FOV indica un'area che rappresenta la parte del mondo esterno visibile quando viene fissato un punto [19]. Dalla Fig.29, è possibile osservare come all'aumentare della quota, a parità di angolo FOV, si ha la possibilità di aumentare l'area monitorata dal quadrirotore in fase di missione.



Fig.29: variazione del campo di vista dell'UAS al variare della quota.

Pertanto, è possibile verificare quanto appena detto, scrivendo la seguente formula:

$$L = 2 H \tan\left(\frac{FOV}{2}\right)$$

Quindi, all'aumentare della quota di volo H, si avrà un valore d'area ripresa  $(L^2)$  dalla camera di bordo maggiore.

# 6.3 Scenario-1

Il primo scenario che andiamo a rappresentare è un vigneto che si sviluppa su un terreno pianeggiante. Per iniziare la simulazione procediamo nell'impostare le coordinate desiderate che il sistema a pilotaggio remoto deve inseguire attraverso il suo sistema di controllo.

Si è deciso di definire 20 *waypoints* che vogliono essere a tutti costi visitati dal drone e di trascurare invece la fase di rientro al punto di partenza una volta raggiunto l'ultimo *waypoint*. Infatti, in tutti i droni commerciali questa fase è automatica attraverso la funzionalità *Return to Home* (RTH), ovvero una volta al di sotto di una percentuale di carica della batteria il mezzo rientra autonomamente al punto che è stato definito come casa.

### 6.3.1 Caso di studio 1.1

Il caso 1.1. prevede il sorvolo a griglia di un'area pianeggiante e in Fig.30 è possibile osservare la sovrapposizione della traiettoria desiderata e quella effettiva eseguita dal UAS. La quota di volo è stata fissata ad un valore di 5 metri dal suolo. In particolare, i *waypoints* scelti in questa prima missione sono:



Fig.30: A) traiettoria a griglia simulata su un terreno pianeggiante. B) vista dall'altro.

In questa missione, il quadrirotore sarà in grado di sorvolare i 10 filari di vigneto interessati, ognuno di 50 metri di lunghezza. Questi, vengono sorvolati in soli 4 minuti e 35 secondi di tempo. Il vettore x detta un passo di 5 metri che si ripete per l'intera fase di simulazione. Al contrario, la posizione in y del quadricottero, varia sempre tra le stesse coordinate, da zero e 50 metri, ovvero la lunghezza dei filari.

A seguire (vedi fig.31 A-B), andiamo a rappresentare i grafici che ci informano sui consumi energetici e sulla percentuale di carica rimanente nell'UAS in funzione del tempo.



Fig.31: A) Consumo energetico in kJ. B) Percentuale di carica rimanente.

Dalla fig.31-A, si ricava che il consumo energetico del quadrirotore al termine della missione è di circa 78,925 kJ. La percentuale di carica rimanente si stabilizzerà ad un valore del 62.12% (vedi fig.28-B).

In Fig.32, indichiamo l'andamento della trazione al variare del tempo. Dal grafico si percepisce come nell'istante iniziale della simulazione si avrà una variazione brusca dell'andamento di  $F_Z$ . Questo fenomeno è dovuto al fatto che il quadrirotore, da una condizione di riposo di  $[x_0, y_0, z_0] = [0, 0, 0] m$ , riceve come primo *waypoint*  $[x_1, y_1, z_1] = [0, 0, 5] m$ . Una volta raggiunta la quota desiderata, il valore di  $F_Z$  si stabilizzerà ad un valore di circa 12,8 N.



Fig.32: valore della trazione F<sub>Z</sub>.

Nei grafici riportati in Fig.33, osserviamo la variazione nel tempo di alcuni parametri fondamentali che descrivono la dinamica del quadrirotore.



Fig.33: A) Velocità lineari. B) Velocità angolari in assi body ( $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta} e \psi$ ). C) Momenti attorno gli assi *x*, *y* e *z*. D) Velocità angolari dei quattro propulsori.

Ad esempio, nel grafico in fig.33-A, la velocità lineare  $V_Z$  varia solamente nei primissimi istanti della simulazione, dovuto al fatto che il quadrirotore sta raggiungendo la quota desiderata. Una volta raggiunta questa, la  $V_Z$  si stabilizza ad un

valore nullo. Mentre, la  $V_X$  e la  $V_Y$  hanno una variazione di velocità che si ripete con una precisa cadenza nel tempo, causata dalla simmetria del percorso dettato dalle variabili dei vettori x e y. Nella fig.30-B vengono riportate le velocità angolari rispetto gli assi body. La  $\psi$  (velocità attorno l'asse  $z_B$ ) vari su un intervallo ristretto compreso tra  $3 \cdot 10^{-3}$  rad/s e  $-1 \cdot 10^{-3}$  rad/s per tutta la simulazione, la  $\dot{\phi}$  (velocità attorno l'asse  $x_B$ ) varia tra un valore massimo 0.26 rad/s e di un minimo di -0.25 rad/s. Mentre, la  $\dot{\theta}$ (velocità attorno l'asse  $y_B$ ) varia tra un massimo di 0.16 rad/s e un minimo di -0.055 rad/sec.

## 6.4 Scenario-2

Nel nuovo scenario andremo a simulare il sorvolo di un vigneto i cui filari si sviluppano su un terreno collinare. Per questo motivo, la missione si distinguerà da quella presentata nel precedente paragrafo, in quanto la quota di volo non si manterrà costate durante l'intera fase della missione, ma varierà durante tutta la simulazione. La pendenza del terreno avrà un valore di circa 50°. L'unica cosa che accomuna i primi due scenari, è il numero di *waypoints* assieme all'area che andremo a considerare.

### 6.4.1 Caso di studio 2.1

Per il primo caso di studio, le coordinate scelte sono le seguenti:

$\mathbf{x} = [0$	0	5	5	10	10	15	15	20	20	25	25	30	30	35	35	40	40	45	45];
y = [0	50	50	0	0	50	50	0	0	50	50	0	0	50	50	0	0	50	50	0];
z = [5	10	15	15	20	20	25	25	30	30	35	35	40	40	45	45	50	50	55	55];

In Fig.34, riportiamo la traiettoria percorsa dal quadrirotore durante l'intera simulazione. Da questa, si può osservare, come in quadrirotore prima di posizionarsi sulla nuova fila di viti che dovrà sorvolare, incrementa la sua quota di 5 metri.



Fig.34: traiettoria 3D simulata dal quadrirotore.

In totale, il tempo impiegato per questa simulazione è di 4 minuti e 37 secondi. Dunque, a parità di *waypoints*, il tempo di percorrenza per questo secondo scenario è maggiore di circa 3 secondi. Questo, potrebbe farci pensare, che una volta terminata la simulazione, la percentuale di carica rimanente sia leggermente inferiore a quella ottenuta nel primo scenario. Non solo per il maggior tempo impiegato ma, anche per quanto i propulsori sono sollecitati nel generare la spinta per variare di quota. In Fig.35 A-B, possiamo osservare l'evoluzione del consumo energetico e della percentuale di carica rimanente in funzione del tempo.



Fig.35: A) Consumo energetico in kJ. B) Percentuale di carica rimanente.

L'energia necessaria per svolgere l'intera missione ha un valore di 75.283 kJ, con una percentuale di carica rimante della batteria LiPo del 61%.

In Fig.36, possiamo osservare l'andamento della trazione in funzione del tempo. A differenza del primo scenario, osserviamo un susseguirsi di picchi della  $F_Z$  ripetersi durante l'intera missione. Questo comportamento, lo si può giustificare poiché il quadrirotore sorvola dei filari di viti che si sviluppano in una ambiente collinare. Infatti, ogni volta terminato il sorvolo di un filare, il quadrirotore per poter continuare l'analisi, deve incrementare la quota per posizionarsi all'inizio del nuovo percorso da seguire. Quindi, ogni picco corrisponderà ad un aumento di quota.



Fig.36: valore della trazione Fz.

Nei grafici in Fig.37, riportiamo: gli andamenti delle velocità lineari e angolari, la variazione dei momenti  $M_X$ ,  $M_Y$  ed  $M_Z$  e le velocità angolari dei propulsori.



Fig.37: A) Velocità lineari. B) Velocità angolari in assi body ( $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta} e \dot{\psi}$ ). C) Momenti attorno gli assi *x*, *y* e *z*. D) Velocità angolari dei quattro propulsori.

Dal grafico in Fig.37-A, le velocità lineari  $V_X e V_Y$  variano con una precisa cadenza nel tempo, causato dalla simmetria dei *waypoints* all'interno dei vettori x e y. La  $V_X$  varia tra 0 m/s e 1.05 m/s, mentre la  $V_Y$  varia tra ±6 m/s. A differenza del primo scenario, anche la  $V_Z$  varia tra 0 m/s e -2.7 m/s, ogni qual volta bisogna posizionarsi sul nuovo filare. In Fig.37-B, abbiamo le velocità angolari rispetto gli assi body. Per queste, si ha una certa somiglianza della variazione di  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta} e \psi$  rispetto al primo scenario.

## 6.5 Aumento di quota per il caso pianeggiante e collinare

#### 6.5.1 Caso di studio 1.2

Nel primo esempio, simuliamo un volo che percorre esattamente la stessa area sorvolata nella simulazione del caso 1.1, ma ad una quota di volo maggiore. Impostiamo come quota di volo 20 metri dal suolo. Volando ad una altezza maggiore, l'angolo di campo, nonché l'estensione angolare del campo ripreso dalla camera a bordo del Phantom-2, aumenta considerevolmente. Grazie a questa elevazione, il quadrirotore in fase di missione potrà, con il sensore montato a bordo, analizzare un'area maggiore e osservare contemporaneamente più filari di viti. Interessante sarà andare ad ottimizzare la quota di volo, in funzione dei parametri della camera e della risoluzione delle immagini desiderate, per minimizzare il tempo e i parametri di volo. È possibile osservare dalla fig.38, un aumento del passo adottato per i *waypoints* e un dimezzamento del numero di passate con cui sorvoliamo il vigneto I *waypoint* inseriti sono i seguenti:

$\mathbf{x} = [0$	0	0	5	5	15	15	25	25	35	35	45	45];
y = [0	0	0	0	50	50	0	0	50	50	0	0	50];
z = [5	10	15	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20];



Fig.38: vista dall'alto della traiettoria seguita dal quadrirotore.

A differenza del caso di studio 1.1 il numero di *waypoints* è diminuito, ottenendo un numero complessivo di 13. Dobbiamo osservare dal vettore z, che è stata realizzata una fase di salita progressiva, in modo da non causare degli errori di divergenza delle variabili coinvolte (x, y e z) una volta avviata la simulazione.

A seguire, vengono elencati alcuni vantaggi che si possono riscontrare aumentando la quota di volo, come:

- i. la riduzione del tempo di simulazione a parità di area sorvolata;
- ii. una riduzione del consumo energetico, con conseguente risparmio della percentuale di carica residua della batteria.



Possiamo individuare, questi aspetti positivi, nella lettura dei grafici in fig.39 A-B.

Fig.39: A) Consumo energetico in kJ. B) Percentuale di carica rimanente.

La simulazione avrà una durata di 2 minuti e 28 secondi. Quindi, andando a triplicare il valore di *z*, la missione terminerà con 2 minuti e 6 secondi di anticipo rispetto lo case1.1. Dalla fig.39-A, nei primi 10 secondi della simulazione il consumo energetico ha una pendenza leggermente accentuata. Questo è giustificato, perché nei primissimi istanti della simulazione, il quadrirotore sta effettuando una manovra di *climb* per posizionarsi alla quota desiderata di 20 metri. Dunque, i propulsori dovranno essere sollecitati maggiormente per garantire la trazione necessaria e ottenere la *z* desiderata. Una volta raggiunta, l'andamento del consumo energetico avrà una pendenza meno incisiva, con un andamento quasi lineare ottenendo un consumo totale di 42,351 kJ. Invece, in fig.39-B, riportiamo la percentuale di scarica della batteria a ioni di litio, dove si può osservare che la carica rimanente è dell'79.17%.

### 6.5.2 Caso di studio 2.2

Anche per questa simulazione verrà sorvolata la stessa area del caso 2.1, con la differenza di un aumento di quota. L'obiettivo è quello di ridurre il numero di volte in cui il quadrirotore deve percorre i filari in direzione y. Il tutto è possibile grazie ad un maggior angolo di campo della camera che si ha con una quota di volo superiore. Per questo motivo si possono analizzare contemporaneamente due file di vigneti andando a definire 13 *waypoints*. Le coordinate fissate per svolgere questa simulazione sono:

$\mathbf{x} = [0]$	0	0	5	5	15	15	25	25	35	35	45	45];
y = [0	0	0	0	50	50	0	0	50	50	0	0	50];
z = [5	10	15	15	15	25	25	35	35	45	45	55	55];

Dal vettore z notiamo che la simulazione inizierà ad una quota di 15 metri per poi concludersi ad una quota di 55 metri. In Fig.40 riportiamo l'immagine del tracciato generato in fase di simulazione dall'UAS.



Fig.40: traiettoria 3D seguita dall'UAS.

La simulazione avrà una durata complessiva di 2 minuti e 51 secondi. Quindi, aumentando la quota e a parità di aerea sorvolata, la simulazione durerà un minuto e 44 secondi in meno del caso 2.1.

Il vantaggio che si trae nel diminuire il numero di *waypoints* lo possiamo vedere dai risultati ottenuti nei grafici in Fig.41 A-B.



Fig.41: A) Consumo energetico in kJ. B) Percentuale di carica rimanente.

Il consumo energetico totale sarà di 47,271 kJ. Mentre, la percentuale di carica rimanete una volta raggiunto l'ultimo *waypoint* è dell'75.95%. I valori ottenuti possono ritenersi coerenti in base alle ipotesi fatte.

# 6.6 Analisi degli scenari presi in considerazione

In questo paragrafo focalizzeremo l'attenzione nel confrontare i casi di studio che sono stati studiati con lo stesso numero di *waypoints*. In particolare, verranno inserite delle tabelle nelle quali verranno confrontati risultati fondamentali ottenuti dalle simulazioni.

Per prima, in Tab.17 confrontiamo il primo e secondo caso studio:

WAYPOINTS = 20	Caso 1.1	Caso 2.1
Tempo [secondi]	275	277
Consumo Energetico [kJ]	78,925	75,283
Carica rimanente [%]	62.12 %	61 %

Tab.17: confronto tra i casi 1.1 e 2.1.

Dalla precedente tabella, si nota che per i diversi ambienti di simulazione (pianeggiante e collinare), a parità di *waypoints* le differenze tra i risultati ottenuti sono appena distinguibili. Ad esempio, il tempo di simulazione trai i due scenari differisce di 2 secondi. Supponiamo che il caso 2.1 abbia una durata maggiore poiché la complessità dello scenario, del tragitto e delle manovre da effettuare dal quadrirotore in fase di volo sono più articolate. Di conseguenza, per medesimo scenario, la percentuale di carica rimanete della batteria è di 1.12% in meno del caso 1.1. Una percentuale minore di carica è dovuta alla sollecitazione maggiore a cui sono sottoposti i rotori ogni qual volta bisogna generare la trazione necessaria (vedi Fig.36) per posizionarsi sul un nuovo terrazzamento ad una quota maggiore.

Invece, in Tab.18, si sono andati a confrontare i casi di studio1.2 e 2.2:

WAYPOINTS $= 13$	<b>Caso 1.2</b>	<b>Caso 2.2</b>
Tempo [secondi]	148	151
Consumo Energetico [kJ]	42,351	47,271
Carica rimanete [%]	79.17 %	75.95 %

Tab.18: confronto scenario 1.2 e 2.2.

Per quest'ultimi scenari, osserviamo delle differenze più consistenti tra il consumo energetico e la percentuale di carica residua. Il caso 2.2 ha una durata leggermente superiore di 3 secondi rispetto al caso 1.2. La percentuale di carica residua tra i due casi differisce del 3.22%, ottenendo una percentuale inferiore per il caso 2.2. Mentre, il consumo energetico tra i due casi varia di 4.92 kJ. Dai risultati, si evince, che la missione 2.2 ha un dispendio in termini di consumi energetici e di tempistiche di volo maggiori. Senz'altro dovuto alla complessità dello scenario in cui viene svolta la missione di volo.

# Conclusioni

Ad oggi, l'utilizzo degli UAS nell'Agricoltura 4.0, consente di effettuare una vasta gamma di analisi aeree sulle coltivazioni, e quindi di ottenere un'ampia varietà di dati. Quest'ultimi si possono ottenere attraverso l'uso di differenti sensori, come ad esempio GPS, camere termiche e multispettrali montati sul quadrirotore. Attualmente, in ambito Europeo, le attività più diffuse che prevedono l'uso di sistemi a pilotaggio remoto sono quelle di *mapping* e di monitoraggio. Queste consentono, di determinare anche lo stato di salute della coltura e sono quindi finalizzate alla prevenzione di eventuali criticità e di malattie che possano subentrare.

Pertanto, l'impiego degli UAS permetterà, l'ottimizzazione dell'uso di fitofarmaci, l'identificazione rapida di eventuali malattie parassitarie ed anche il monitoraggio dello stress idrico delle colture di interesse. I vantaggi connessi all'utilizzo di questa macchina, garantiscono una riduzione dei tempi necessari per l'acquisizione delle immagini e dei dati raccolti ottimizzando le tempistiche d'intervento rispetto alle problematiche riscontrate.

L'obiettivo del presente studio è stato quello di prendere come riferimento un UAS, nello specifico il DJI - Phantom-2, e andare ad implementare, grazie al software Simulink di MATLAB, un modello che simulasse la dinamica del quadrirotore. Ciò premesso, successivamente si è studiata una strategia relativa alla guida del drone, che potesse simulare una traiettoria ideale dettata da una serie di coordinate da seguire, chiamati *waypoints*. A seguire, è stato implementato un modello che rappresentasse i motori Brushless in DC (*direct current*), alimentati da una batteria LiPo. Una volta validata la funzionalità e l'affidabilità dei medesimi modelli, si è deciso di affiancare a questi un *subsystem* aggiuntivo, avente la funzione di ricavare la percentuale di carica residua della batteria dell'UAS durante lo svolgimento della missione. Per l'implementazione di questo, si è seguito il modello cinetico, riconosciuto sotto l'acronimo di KiBaM (*Kinetic Battery Model*), realizzato da Manwell e McGowam. Dal punto di vista pratico, nell'ambiente di simulazione affrontato in questa tesi, si

bai punto di vista prateo, nell'ambiente di sinulazione ambientato in questa tesi, si sono presi in considerazione due tipi scenari: uno pianeggiante e uno collinare. Abbiamo effettuato le simulazioni considerando un'area di interesse di 2500 m<sup>2</sup>, per entrambi gli scenari. Supponendo di svolgere l'attività di monitoraggio su dei vigneti. Nei due diversi ambienti, abbiamo simulato delle missioni aventi lo stesso numero di *waypoints* pari a 20 (per il caso 1.1 e il caso 2.1). I risultati ottenuti, hanno messo in evidenza una differente percentuale di carica residua, nella batteria utilizzata, pari all'1.2%. Si evince, pertanto, che nella missione 2.1 a caratteristiche collinari, il consumo energetico della batteria è superiore rispetto a quella pianeggiante. Questo fenomeno è dovuto al minor sforzo che dovrà compiere il quadrirotore nella missione 1.1, nel generare la trazione necessaria, per mantenere una quota costante durante l'intera simulazione rispetto a quella collinare.

Si è proceduto in questo studio a comparare, dal punto di vista del consumo energetico e del tempo impiegato nei rilevamenti, i casi presi in considerazione: nello specifico per la superfice pianeggiante, abbiamo visto il Caso 1.1 e 1.2, e per la superfice collinare il Caso 2.1 e 2.2.

Nel Caso 1.1, il rilievo riguarda il sorvolo di 10 filari di viti, effettuando l'attività di ripresa ad una quota di 5 metri dal suolo. In questo caso il numero di *waypoints* fissati per determinare il percorso da seguire dall'UAS è uguale a 20. Al contrario, nel Caso 1.2, a parità di superficie sorvolata, il numero di *waypoints* è uguale a 13. Questa differenza di *waypoints* tra i due casi, è dovuta alla variazione di quota e a differenti distanze tra una passata e l'altra. Per il caso 1.1, il passo è stato impostato ad un valore di 5 metri, mentre per il caso 1.2 è stato stabilito un passo di 10 metri. Tale variazione è dovuta all'aumento di quota e quindi ad un conseguente aumento dell'angolo di campo della superficie ripresa dalla fotocamera di bordo, ovvero FOV. Infatti, ad una quota di volo di 20 metri, si ha la possibilità di monitorare contemporaneamente un maggior numero di filari rispetto ad una quota di 5 metri. Ne consegue, pertanto, che il Caso 1.2, in base ai dati ricavati dalle simulazioni, mostra grandi vantaggi dal punto di vista energetico e temporale, poiché aumentando l'angolo di campo della camera, si ottiene un significativo vantaggio quando si vogliono affrontare missioni finalizzate all'analisi e all'osservazione delle colture prese in esame.

I risultati ricavati nelle simulazioni dei Casi 1.1 e 1.2 permettono di concludere che aumentando la quota di volo si risparmia il 17.05% di carica della batteria e, allo stesso tempo, si ottiene un risparmio temporale di 2 minuti e 7 secondi.

Gli stessi risparmi energetici e temporali si rilevano anche nel confronto tra i casi 2.1 e 2.2, nello scenario collinare, con un risparmio energetico del 14.95% e un valore temporale pari a 2 minuti e 6 secondi.

Quest'analisi ci ha permesso di verificare che si può ottenere un grande vantaggio nell' aumentare sia la quota di volo, e quindi nel raddoppiare la distanza tra le passate, per entrambi gli scenari (pianeggiante e collinare). Nei casi presi in esame il valore del passo è di 10 metri. Ne consegue, in base a queste simulazioni, che in caso di attività di *mapping* e di monitoraggio di grandi aree coltivate, il risparmio dovuto a questi accorgimenti tecnici di rilevamento è significativo ed utile, sia dal punto di vista dei consumi, sia nel risparmio di tempo dedicato nel reperire i dati ottenuti dalla camera di bordo.

Nei lavori futuri bisognerà focalizzare l'attenzione su delle metodologie utili per ottimizzare la traiettoria in termini di risparmio energetico in modo da poter avere una

maggiore autonomia di volo del quadrirotore. Queste proiezioni dovranno tener conto, nell'evoluzione tecnologica prossima, del peso, delle dimensioni e della capacità della batteria, della dinamica di controllo del quadrirotore, della scelta delle telecamere e delle condizioni climatiche idonee al rilevamento. Orientando la ricerca e lo sviluppo su questi aspetti, si potrà apportare un grandissimo contributo sotto il profilo della produzione e della qualità del prodotto.

# BIBLIOGRAFIA

- [1] BEJTJA, Silva. L'agricoltura 4.0. 2018.
- [2] KERKECH, Mohamed; HAFIANE, Adel; CANALS, Raphael. Deep leaning approach with colorimetric spaces and vegetation indices for vine diseases detection in UAV images. *Computers and electronics in agriculture*, 2018, 155: 237-243.
- [3] RACCA, Emiliano. "Dalla zonazione alla viticoltura di precisione, tecnologia e droni al servizio della qualità". Teatro Naturale. 2017.
- [4] MARTINEZ-GUANTER, Jorge, et al. Spray and economics assessment of a UAV-based ultra-low-volume application in olive and citrus orchards. *Precision Agriculture*, 2020, 21.1: 226-243.
- [5] "From ENAC towards EASA part 2," 2021.
- [6] Easa, "What is a LUC," 2020. https://www.easa.europa.eu/faq/116522.
- [7] Wikipedia, "CE Marking." https://en.wikipedia.org/wiki/CE\_marking.
- [8] "Normativa Droni FAA," 2016. https://www.professionalaviation.it/normativadroni-faa/.
- [9] "SZ DJI Technology Co., Ltd." https://it.wikipedia.org/wiki/DJI\_(azienda).
- [10] MORBIDI, Fabio; CANO, Roel; LARA, David. Minimum-energy path generation for a quadrotor UAV. In: 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2016. p. 1492-1498.
- [11] P. Maggiore, "Azionamenti Elettrici" 2004: Modellazione di veicoli aerospaziali.
- [12] EL-DIWINY, Marwa A.; EL-SAYED, Abou-Hashema M. Intelligent control of Unmanned aerial vehicle using inertial guidance Algorithm.
- [13] "Control System Design." https://www.wilselby.com/research/arducopter/controller-design/.
- [14] Battipede, Manuela. "Dynamic Compensation." Guida e Controllo del Velivolo, 2018.
- [15] Battipede, Manuela. "Specifiche nel dominio del tempo e delle frequenze per un sistema del 2° ordine." Guida e Controllo del Velivolo, 2018.
- [16] JONGERDEN, Marijn R.; HAVERKORT, Boudewijn R. Which battery model to use? *IET software*, 2009, 3.6: 445-457.
- [17] Wikipedia, "MathWorks.".
- [18] M. Usman, "Quadcopter modelling and control with MATLAB/Simulink implementation," 2020.
- [19] Stesina, Fabrizio. "Sensori ottici ed elettro-ottici". Sistemi aerospaziali. 2018