



Università degli Studi di Padova

Dipartimento di Tecnica e Gestione dei Sistemi Industriali
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccatronica

Tesi di Laurea Magistrale

Progettazione di un Sistema Attuato di Atterraggio per un Quadrirotore - modellistica, sensing e validazione

Relatore: Giulia Michieletto

Correlatori:

Cenedese Angelo

Antonello Riccardo

Bertoni Massimiliano

Laureando: Giovanni Cannavale

2056508

ANNO ACCADEMICO: 2023/2024







Progettazione di un Sistema Attuato di Atterraggio per un Quadrirotore - modellistica, sensing e validazione

Giovanni Cannavale

INDICE

RINGRAZIAMENTI	9
SOMMARIO	11
1 INTRODUZIONE	13
1.1 Il mondo dei quadricotteri	13
1.2 Obiettivo della tesi	15
1.3 Struttura dell'elaborato	17
2 PROGETTAZIONE DEL SISTEMA GAMBE	19
2.1 Definizione dei criteri di ottimalità	19
2.2 Dinamica dell'atterraggio	19
2.3 Collisione	22
2.4 Risultati di progettazione	23
2.5 Soluzioni alternative	25
2.6 Dimensionamento meccanico	27
3 MODELLIZZAZIONE 3D DEL SISTEMA	29
3.1 Modellizzazione CAD	29
3.2 Modellizzazione Gazebo	31
4 SISTEMA DI SENSING	33
4.1 Caratteristiche del sensore utilizzato	33
4.2 Implementazione in ambiente Gazebo	34
4.3 Detection del piano	36
4.3.1 Elaborazione dati	36
4.3.2 Determinazione della pendenza e orientazione della superficie di landing	37
5 VALIDAZIONE	39
5.1 Validazione del sensore	39
5.2 Validazione della detection	43
5.3 Validazione sperimentale del sensore	45
6 CONCLUSIONI	49

ELENCO DELLE TABELLE

2.1	Dati riassuntivi di progettazione	28
5.1	Rilevazione dati ToF - altezza 0.50 m;  errori superiori al 5%,  errori compresi tra l'1% ed il 5%,  errori inferiori all'1%	40
5.2	Dati di distanza attesi - altezza 0.50 m	40
5.3	Errori in percentuale - altezza 0.50 m;  errori superiori al 5%,  errori compresi tra l'1% ed il 5%,  errori inferiori all'1%	40
5.4	Rilevazione dati [mm] - Pendenza 10°, Yaw -20°	44
5.5	Rilevazione dati [mm] - Pendenza 20°, Yaw 100°	44
5.6	Rilevazione dati [mm] - Pendenza 60°, Yaw 45°	44
5.7	Analisi dati detection	45
5.8	Rilevazione dati [mm] - altezza 150 mm	47
5.9	Rilevazione dati [mm] - altezza 790 mm	47
5.10	Rilevazione dati [mm] - altezza 1440 mm	47

ELENCO DELLE FIGURE

1.1	Atterraggio in hovering con angolo di rollio non nullo	14
1.2	Piattaforma di atterraggio adattiva	15
1.3	Rendering della prima versione del QAV ₂₅₀ con sistema di landing	16
2.1	Vista sul piano Z del drone	20
2.2	Schema geometrico in fase di atterraggio	20
2.3	Schema geometrico per la collisione	22
2.4	Curve di ottimalità	23
2.5	Condizione di collisione - Soluzione A	25
2.6	Curve di ottimo - Caso con snodo	26
3.1	Analisi forze - Scelta servomotore	30
3.2	Design gamba	31
3.3	Modellizzazione in ambiente CAD	31
3.4	Modellizzazione in ambiente Gazebo	32
4.1	Sistema FoV	33
4.2	Simulazione Gazebo - Funzionamento ToF	35
4.3	Matrice dei laser	36
5.1	Errore atteso da Datasheet	41
5.2	Evoluzione dell'errore	42
5.3	Detection test area	43

RINGRAZIAMENTI

Gli anni della laurea magistrale sono stati tra i più difficili del mio intero percorso, seppur ricompensati da soddisfazioni e felicità. Ho iniziato il percorso universitario senza troppe aspettative e senza percepire cosa la vita mi riservasse, ma con il passare degli anni lo studio, la motivazione e il sostegno delle persone a me care ho potuto capire le mie aspirazioni e potenzialità.

Proprio per questo motivo, mi preme ringraziare tutta la mia famiglia e gli amici per il supporto che mi hanno fornito in tutti questi anni, nonché per i momenti di leggerezza che mia hanno regalato durante i periodi più difficili.

Infine, ovviamente, ringrazio infinitamente Chloè per avermi supportato, ma anche sopportato, negli ultimi dieci anni, ascoltando ogni mio problema e sostenendomi in ogni decisione presa.

Grazie a tutti

SOMMARIO

Questo lavoro di tesi si colloca all'interno del progetto QR₀₁ volto allo sviluppo di un drone quadrirotore in grado di atterrare su piani inclinati mediante un sistema di gambe attuato. La prima fase di questo lavoro si è occupata di analizzare nel dettaglio le soluzioni proposte precedentemente [5] e valutare quali aspetti rivedere ed aggiornare al fine di ottimizzare i risultati. Rispetto a [5] si è deciso di puntare ad aumentare il livello di pendenza raggiungibile mantenendo la stabilità del sistema, mentre la scelta di adottare un solo attuatore e di progettare gambe simmetriche minimizzandone la lunghezza è rimasta invariata. Successivamente si sono definiti dei criteri di ottimo volti a guidare il design delle strutture del sistema attuato di atterraggio mettendo in relazione le lunghezze e l'angolazione delle due gambe e la pendenza massima del piano dove atterrare. La fase successiva ha trattato la progettazione meccanica, finalizzata a determinare il diametro della gamba che rispetti l'analisi statica, nonché i vincoli imposti dal sistema di trasmissione e il servomotore. In seguito è stato possibile modellizzare l'intero sistema in ambiente 3D, necessario per effettuare l'analisi simulativa svolta in ambiente Gazebo. La fase di sensing si è occupata della caratterizzazione e dell'utilizzo del sensore Time of Flight, in particolare la necessità di modellizzare il sensore scelto in ambiente Gazebo secondo le caratteristiche riportate dal datasheet. Questo ha permesso di effettuare una fase di validazione del sensore, sempre in ambiente Gazebo, che ha permesso di validare sia i dati ricevuti che la determinazione della pendenza. L'analisi sperimentale effettuata, volta a confermare quanto evidenziato in fase simulativa, consiste esclusivamente nella verifica dei dati realmente forniti dal ToF ma si confida che gli ottimi risultati proposti da questa ricerca possano essere un solido punto di partenza per ulteriori sviluppi del progetto QR₀₁.

INTRODUZIONE

1.1 *Il mondo dei quadrirotori*

Se fino a qualche anno fa il termine drone era utilizzato unicamente in ambiti scientifici per descrivere velivoli a scopi militari, oggi è oggetto di ricerca in settori che vanno dal ludico al militare, dal soccorso al rilevamento dell'ambiente e dell'atmosfera, dall'agricoltura allo monitoraggio, ma non solo. L'ampia adozione di questi velivoli deriva proprio dall'obiettivo posto alla creazione di questo, ovvero la guida aerea priva di pilota a bordo. Questo, come logica conseguenza, porta ad azzerare i rischi per pilota essendo il drone gestito a distanza, nonché ad un drastico calo dei costi in quanto l'assenza del pilota a bordo permette la realizzazione di velivoli di dimensioni estremamente ridotte. Altro aspetto da non sottovalutare in termini di sviluppi futuri è la possibilità di equipaggiare il drone con una varietà di tools estremamente ampia. Ciò ha portato, infatti, a poter utilizzare questi strumenti in campi molto diversi tra loro ritoccando esclusivamente gli aspetti che ne vanno a definire l'utilizzo come il tool equipaggiato e alcuni parametri di controllo.

Il mondo della robotica aerea sta diventando un campo di ricerca altamente apprezzato grazie alle diverse sfide tecnologiche tutt'oggi ancora in discussione, ma anche per i dibattiti che entrano nella sfera teorica applicata ai droni. L'analisi si sta orientando verso piattaforme multi-rotore quali esarotori e octarotori che permettono di aumentare la manovrabilità aerea sia in condizioni di volo difficili che ideali, rispetto l'approccio più classico dei quadrirotori nei quali la manovrabilità risulta essere ridotta a causa della sottoattuazione. Altre soluzioni proposte dalla continua ricerca in questo ambito propongono piattaforme attuate da rotori posizionati a stella e genericamente inclinati, il che porta ad una maggiore manovrabilità ed efficienza di volo ed una conseguente maggior complessità nella progettazione del sistema di controllo.

I quadrirotori, rispetto i multicotteri a sei o più rotori, risultano sotto attuati in quando hanno un numero di rotori inferiore rispetto ai sei gradi di libertà da gestire. Questo limita la manovrabilità del velivolo in diversi aspetti, che nel caso studio proposto si ripercuote nell'impossibilità di mantenere una posizione di hovering stabile con un angolo di rollio diverso da zero, come in Figura 1.1. Ciò significa che il drone risulta impossibilitato a mantenere una posizione stabile in fase di volo subendo una rotazione attorno al proprio asse longitudinale.

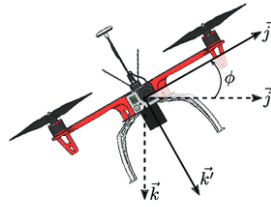


Figura 1.1. Atterraggio in hovering con angolo di rollio non nullo.

Tentando l'atterraggio su piani inclinati con questo approccio, il quadrirotore non essendo in grado di mantenere la posizione, si allontanerebbe dal piano di atterraggio. Perché continuare a percorrere l'idea di adottare i quadrirotori anziché gli esarotori per atterraggi in tali condizioni? La risposta trova riscontro nella maggior semplicità, e quindi minor costo, dei primi ed al loro grande utilizzo, mantenendo comunque un rapporto spinta-peso sufficiente ad integrare tools quali una telecamera o dispositivo di telemetria. In quest'ottica si è sviluppata una ricerca orientata a progettare soluzioni sempre più efficienti per ovviare a tale limitazione. In letteratura sono numerose le soluzioni considerate e si differenziano a seconda dell'aspetto che viene posto al centro dell'ottimizzazione, che può essere la sicurezza nel landing, la velocità con cui viene effettuato, la stabilità del drone sul piano, la manovrabilità dell'intero sistema drone-landing system e molto altro. Prendendo in esame tra le soluzioni presenti in letteratura quelle più apprezzabili in termini di realizzabilità ed efficienza dell'intero sistema, spicca la soluzione [3]. Questo gruppo di ricercatori presenta una soluzione che prevede l'utilizzo di due sostegni verticali asimmetrici in lunghezza (pattini) attuati distintamente. I test effettuati evidenziano come questo sistema, con sostegni di lunghezza pari a 0.167m e 0.124m, possa effettuare atterraggi su piani di inclinazione oltre i 40° . Questa soluzione, pur portando ad ottimi risultati, presenta alcuni aspetti da tener in considerazione in un'ottica di ottimizzazione. In particolare, l'adozione di due sostegni asimmetrici porta instabilità durante la fase di volo in quanto l'inerzia del sistema risulta fortemente sbilanciata rispetto al centro di massa. Inoltre, l'utilizzo di due azionamenti distinti per la movimentazione dei sostegni aumenta, oltre ad il costo di realizzazione ed il peso del sistema, la complessità nella gestione.

Una diversa soluzione, Figura 1.2, [11], presenta un sistema di atterraggio composto da quattro gambe aventi due gradi di libertà ciascuna nelle quali è integrato un sensore ottico di coppia che adatta tempestivamente l'assetto del quadrirotore ad ogni terreno, anche sconosciuto.



Figura 1.2. Piattaforma di atterraggio adattiva.

Tale soluzione però non permette un atterraggio mantenendo una posizione di hovering con angolo di rollio nullo, il che porta a complicazioni in fase di ripresa del volo in seguito all'atterraggio. Inoltre la presenza di quattro sostegni anziché due, aumenta il grado di difficoltà sia in fase di progettazione che di controllo dell'intero sistema. Questa soluzione, presentata in [11], è in grado di raggiungere pendenze pari a 11° , decisamente inferiore rispetto [5] e [3].

1.2 Obiettivo della tesi

Questo lavoro di tesi ha come obiettivo lo sviluppo di un sistema di atterraggio attuato per un quadrirotore di piccole dimensioni (QR₀₁). Il punto di partenza è costituito da [5] in cui è proposto un primo studio di fattibilità e progettazione del sistema descritto fin'ora, Figura 1.3, che permetta quindi un atterraggio stabile dei quadrirotori su superfici inclinate con orientazione sconosciuta.

Il quadricottero utilizzato e su cui verrà studiato il sistema di landing ad hoc è il drone HolyBro QAV₂₅₀, drone di dimensioni ridotte e telaio in fibra di carbonio con pilota automatico Pixhawk 4 Mini. L'obiettivo del lavoro presentato in questo elaborato è quindi quello di effettuare uno studio approfondito della versione proposta [5] per questo sistema ed effettuarne eventuali miglioramenti dove possibile, giustificati certamente da un incremento di efficienza del sistema secondo determinati criteri di ottimo. In quest'ottica il design è guidato dall'intento di:

- Progettare il sistema avente due gambe simmetriche con lunghezza minima movimentate da un solo azionamento;

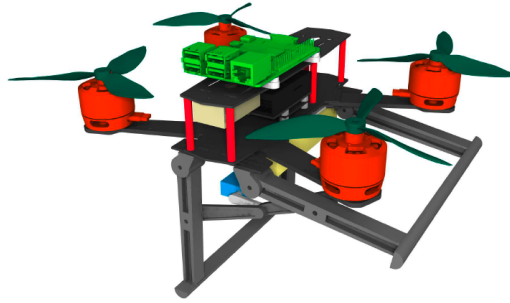


Figura 1.3. Rendering della prima versione del QAV₂₅₀ con sistema di landing.

- Garantire alla piattaforma di atterrare su superfici con pendenze maggiori di 45° , dato raggiunto dalle soluzioni proposte in letteratura

Prima di analizzare gli studi necessari che hanno portato allo sviluppo progettuale della soluzione, si presenta in questo capitolo la scelta dei componenti adottati che costituiscono l'intero sistema attuato, nonché il loro utilizzo, il perché della scelta e dei vincoli rispettati per la loro integrazione con il QAV₂₅₀.

- Sistema gambe:

Questo sistema, caratterizzato da due aste alle cui estremità vi è posto un pattino, costituisce il meccanismo atto a sostenere il drone in fase di atterraggio. Tale soluzione permette di minimizzare peso ed inerzia rispetto altre soluzioni quali ad esempio quelle riportate in precedenza. Il task di cui tale sistema si occupa risulta paragonabile a quello di un piano di supporto posto sotto il main frame del drone il quale venendo attuato attraverso una rotazione pari alla pendenza del piano permette l'atterraggio mantenendo un angolo di rollio nullo. Adottando però una soluzione di questo tipo piuttosto che quella di gambe simmetriche, si riscontrerebbe un problema di collisione. Il piano dovrebbe infatti effettuare una rotazione attorno al proprio baricentro posizionato assialmente a quello del quadrirotore, rischiando di collidere con il drone stesso, più precisamente con i rotori. Anche il sistema così progettato riscontra un problema di collisione con il drone, ma tale aspetto viene maggiormente approfondito al capitolo seguente. I vincoli a cui il sistema di gambe è sottoposto sono legati alla pendenza target da raggiungere, alla collisione, la necessità di minimizzare peso e inerzia ed infine ai vincoli della progettazione meccanica.

- Organo di trasmissione:

La scelta dell'organo di trasmissione da adottare al fine di legare la movimentazione di entrambe le gambe attraverso l'utilizzo di un solo attuatore. A tal scopo è stato necessario determinare una legge che lega gli spostamenti angolari delle due gambe, equazione (3.4), in funzione della pendenza determinata dal sensore e da alcuni parametri fisici quali lunghezza delle gambe e distanza tra i giunti che le legano al main frame del drone. Tale funzione permette risulta utilizzabile solo se si è in grado di esprimere una rotazione in funzione dell'altra, attraverso appunto l'uso di un organo di trasmissione. A tal scopo si è scelto di utilizzare un sistema di cinghie e pulegge

in quanto esse permettono la trasmissione del moto tra due oggetti non legati da un contatto reciproco, potendo così posizionare le due pulegge, e di conseguenza le due gambe, ad una distanza arbitraria. Al paragrafo 3.4 si approfondisce la scelta del rapporto di trasmissione che identifica l'organo scelto.

- Attuatore:

L'attuatore atto alla movimentazione di tutto il sistema gambe è stato scelto con l'obiettivo di massimizzare l'accuratezza nel posizionamento. Per questo motivo è stato scelto un servomotore il cui unico vincolo è quello di avere una coppia di stallo, ovvero una coppia in grado di erogare a rotore bloccato, tale da fungere come reazione vincolare alle forze agenti sulle gambe durante la fase di atterraggio. In particolare tali forze gravano sul sistema di movimentazione esclusivamente nella fase di contatto con il piano e sono forze che tendono ad aprire i sostegni verso l'esterno del drone causandone una collisione con il piano.

- Sensore:

Per la rilevazione del piano risulta fondamentale l'utilizzo di un sensore. Tra i numerosi presenti in commercio, quello che si presta meglio a questo scopo è un sensore Time of Flight in quanto in grado di fornire misure di distanza da una superficie attraverso l'attuazione di un FOV quadrato sulla superficie stessa. Questo campo visivo viene tradotto dal sensore in una matrice di distanze dalla quale è possibile ricavare la pendenza caratteristica della superficie rilevata.

1.3 *Struttura dell'elaborato*

Il seguito dell'elaborato procede come segue:

- Il capitolo seguente tratta l'intera progettazione del sistema gambe, definendo innanzitutto i criteri di ottimalità da seguire per l'identificazione delle migliori scelte progettuali. Successivamente viene trattata una prima scelta progettuale che differisce dalla versione [5], ovvero quella della gestione della movimentazione di entrambe le gambe utilizzando un solo attuatore. La [5] versione infatti prevedeva l'utilizzo di un meccanismo articolato, mentre la soluzione presentata sceglie l'adozione di un organo di trasmissione. Questo necessita di uno studio dedicato alla scelta della legge che lega la pendenza della superficie di atterraggio alle lunghezze e angolazioni delle gambe. Infine si presentano le soluzioni considerate, effettuando analisi riguardo le condizioni di collisione determinando la lunghezza minima da attribuire alle gambe in funzione della pendenza massima che si intende raggiungere, definendo quindi la condizione ottimale. A questo segue direttamente la scelta degli organi di trasmissione e l'attuatore atti a rispettare i parametri prestazionali ricavati in fase di analisi.
- Il terzo capitolo argomenta i principali aspetti emersi durante la fase modellizzazione tridimensionale dell'intero sistema progettato in ambiente CAD, fase preliminare alla modellizzazione in un contesto simulativo come Gazebo, per importare quanto progettato in un ambiente che permetta la validazione dei componenti fisici e software.
- Il quarto capitolo verte sul sistema di sensing adottato per la rilevazione del piano, che non risulta essere variato rispetto [5]. Nello specifico per effettuare l'atterraggio è necessario rilevare il piano, particolarmente la sua pendenza e l'orientazione. Per questo compito si è deciso di integrare un sensore Time of Flight (ToF) al QAV₂₅₀

e si è scelto il VL53L5CX di STMicroelectronics, per permettere la misurazione di distanza assoluta proiettando un FoV quadrato sulla zona di detection. Questa luce viene riflessa dalla superficie e focalizzata dalla lente ricevitrice su un array SPAD.

Il lavoro svolto sul sensore tratta in particolare l'elaborazione dei dati effettuata via software, considerando eventuali misurazioni da considerare non attendibili, errori di misura coerenti con quanto riportato sul datasheet e manipolazione di tali dati al fine di determinare le informazioni riguardo il piano.

- Il capitolo successivo riporta i risultati ottenuti in fase di validazione simulata attraverso l'ambiente Gazebo, necessaria prima di passare alla validazione sperimentale per non incorrere in problematiche e rischi che potrebbero causare danni al sistema progettato.
- Infine si riportano le conclusioni sul lavoro svolto valutando i risultati ottenuti rispetto alla prima versione del progetto e alle diverse soluzioni proposte in letteratura. Altre considerazioni, invece, si soffermano sui possibili sviluppi futuri del sistema progettato valutando ulteriori upgrade da poter implementare.

PROGETTAZIONE DEL SISTEMA GAMBE

2.1 Definizione dei criteri di ottimalità

Il primo studio effettuato riguarda la definizione dei criteri di ottimalità per la progettazione del sistema gambe, ovvero la determinazione di quei principi auto imposti al fine di definire una condizione ottimale per la scelta dei parametri.

La scelta cardine di questa ricerca riguarda l'utilizzo di gambe simmetriche, diversamente da quanto adottato in letteratura, al fine di ridurre le inerzie durante la fase di volo. A tal fine ne risulta altrettanto importante la minimizzazione della lunghezza delle stesse, il che riduce ovviamente il peso dell'intero sistema drone.

Il secondo fattore preso in esame riguarda le escursioni angolari, in quanto queste si legano fortemente alla stabilità del drone. Infatti, aumentando l'apertura angolare delle gambe verso l'esterno, la superficie di appoggio definita dalla proiezione delle gambe stesse sul piano di atterraggio aumenta con un conseguente abbassamento del baricentro. A questo però si contrappone la possibilità di atterrare su piani con delle pendenze elevate a parità di lunghezza, come verrà riportato in seguito. Risulta di fondamentale importanza quindi determinare il miglior compromesso tra le due condizioni descritte.

L'ultima scelta progettuale adottata riguarda l'utilizzo di un unico attuatore per la movimentazione del sistema di landing. Tale scelta è stata presa in esame con l'intento di ottimizzare, in termini di peso e costo, le soluzioni già presenti in letteratura, le quali adottano due attuatori.

2.2 Dinamica dell'atterraggio

Nel seguente paragrafo si riporta l'analisi effettuata per la scelta dei parametri ottimi rispetto le condizioni stabilite al paragrafo 2.1. Si è scelto di collocare il sistema gambe lungo l'asse Y (Figura 2.1) del corpo drone, in quanto qualora collocate lungo l'asse X queste avrebbero oscurato la visuale del sensore durante la loro movimentazione. Posizionando le gambe come appena descritto è necessario effettuare una manovra preliminare all'atterraggio, che prevede di ruotare di 90° attorno l'asse di yaw il drone affinché questo possa posizionare una gamba a monte ed una a valle della superficie di atterraggio. Questi 90° andranno ovviamente ad aggiungersi ad eventuali rotazioni di yaw a seconda di dove il piano di atterraggio sia posizionato.

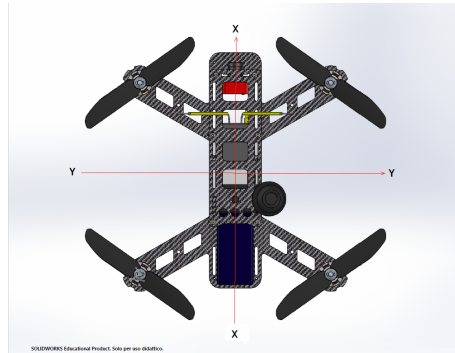


Figura 2.1. Vista sul piano Z del drone.

La prima fase di progettazione è costituita dall'individuazione della legge che lega la pendenza del piano inclinato con i parametri di controllo, ovvero θ_1 e θ_2 . Questi angoli si identificano rispettivamente con la posizione della gamba a valle e a monte del piano. Si riporta in Figura 2.2 quindi lo schema geometrico del drone in fase di atterraggio. Si evidenzia che le grandezze angolari sono ritenute positive in senso orario e negative in senso antiorario rispetto la posizione verticale.

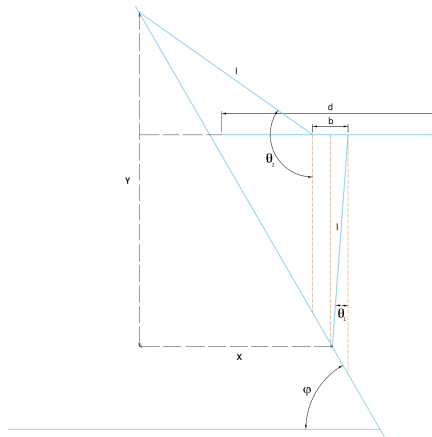


Figura 2.2. Schema geometrico in fase di atterraggio.

Si determina quindi la pendenza φ caratteristica della superficie di atterraggio:

$$\varphi = \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \quad (2.1)$$

$$x = l \sin(\theta_2) - l \sin(\theta_1) + b \quad (2.2)$$

$$y = l \cos(\theta_1) - l \cos(\theta_2) \quad (2.3)$$

da cui:

$$\begin{aligned}\varphi &= \arctan\left(\frac{l \cos(\theta_1) - l \cos(\theta_2)}{l \sin(\theta_2) - l \sin(\theta_1) + b}\right) \\ &= \arctan\left(\frac{\cos(\theta_1) - \cos(\theta_2)}{\sin(\theta_2) - \sin(\theta_1) + \frac{b}{l}}\right)\end{aligned}\quad (2.4)$$

perciò:

$$l = \frac{b \tan(\varphi_{target})}{\cos(\theta_1) - \cos(\theta_2) + \tan(\varphi_{target}) \sin(\theta_1) - \tan(\varphi_{target}) \sin(\theta_2)} \quad (2.5)$$

Di seguito la descrizione dei parametri utilizzati:

- φ : pendenza della superficie di atterraggio;
- θ_1 : posizione della gamba a valle del piano, definendo $\theta_1 = 0$ la posizione verticale e identificando le rotazioni positive se orarie;
- θ_2 : posizione della gamba a valle del piano, definendo $\theta_2 = 0$ la posizione verticale e identificando le rotazioni positive se orarie;
- b : distanza tra i due giunti che collegano ogni gamba al proprio asse di rotazione, movimentato dal sistema di trasmissione;
- l : lunghezza della gamba;

Dall'equazione (2.5) si evidenzia la necessità di definire un φ_{target} , relativo alla massima pendenza che si desidera raggiungere, per definire i parametri di lunghezza ed escursioni angolari. In letteratura esistono diverse soluzioni che permettono di raggiungere pendenze pari a 45° , in tale ottica la nostra ricerca si pone come obiettivo quello di raggiungere pendenze maggiori. Si definisce quindi un φ_{target} pari a 60° .

Per quanto concerne le escursioni angolari, ovvero quei valori di θ_1 e θ_2 che definiscono le condizioni limite di atterraggio, si scelto di impostare i seguenti parametri:

- $\theta_{1min} = -85^\circ$, $\theta_{2min} = 85^\circ$: questa configurazione, relativa ad atterraggi su piani privi di pendenza, massimizza la stabilità del sistema in quanto sia posizione del baricentro che superficie d'appoggio sono ottimizzate. Questi parametri non sono stati scelti pari a 90° per mantenere un margine di sicurezza tale da impedire che le forze peso non vengano scaricate a terra tramite il giunto che collega la gamba al drone, condizione appunto da evitare;
- $\theta_{1max} = 5^\circ$: questo parametro si riferisce alla posizione della gamba posta in discesa, a cui corrisponde θ_{2max} da determinare successivamente, che si deve ottenere nella condizione di atterraggio su piani con pendenza pari al φ_{target} stabilito.

La gamba posizionata verso la discesa del piano risulta legata direttamente alla stabilità dell'intero sistema. Infatti, l'aumentare l'apertura della gamba porterebbe ad una diminuzione della superficie d'appoggio, identificata dalla proiezione delle gambe sul piano di atterraggio, ed innalzamento del baricentro, condizioni sfavorevoli alla stabilità. In

contrapposizione però si riuscirebbero a raggiungere pendenze più elevate (vedere (2.4)), a parità di l e θ_{2max} . Per massimizzare la pendenza raggiungibile e minimizzando al tempo stesso la lunghezza della gamba, è stato scelto di mantenere il concetto di stabilità come una proprietà binaria, senza quindi analizzare quantitativamente la stabilità raggiunta. Per tale ragione è stato definito un $\theta_{1max}=5^\circ$, tale da far ricadere la proiezione del baricentro all'interno della base d'appoggio, condizione da verificare in seguito alla determinazione della lunghezza della gamba, paragrafo 2.4.

Per la scelta di θ_{2max} è stata eseguita un'analisi in ambiente Matlab nella quale, definendo un intervallo di valori da assegnare a θ_{2max} , si determina il rispettivo valore di l da assegnare alla gamba per raggiungere la pendenza target. In tal modo è possibile ottenere una funzione dalla quale estrarre i valori ottimi di θ_{2max} ed l .

2.3 Collisione

Un aspetto di non poca rilevanza è quello riguardante la collisione. Fin'ora sono stati analizzati i diversi parametri esclusivamente con l'intento di raggiungere una data pendenza. Nel seguente paragrafo verrà trattata la determinazione dell'ottimo in termini di l e θ_{2max} che rispetti anche la condizione di non collisione tra drone e piano. Questo fenomeno si manifesta nel caso in cui il drone risulti eccessivamente vicino al piano, così da avere un contatto dei rotori con il piano. Si riporta in Figura 2.3 lo schema geometrico utilizzato per la determinazione di tale condizione.

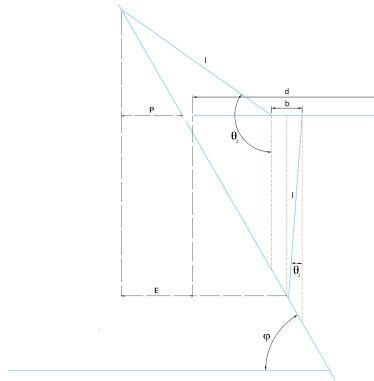


Figura 2.3. Schema geometrico per la collisione.

Dalla figura sopra riportata è possibile ricavare le seguenti relazioni:

$$l \sin(\theta_2) - \frac{d-b}{2} > \frac{-l \cos(\theta_2)}{\tan(\varphi)} \quad (2.6)$$

$$l > \frac{d-b}{2} \frac{\tan(\varphi)}{\tan(\varphi) \sin(\theta_2) + \cos(\theta_2)} \quad (2.7)$$

La (2.7) risulta essere la condizione di collisione che lega l e θ_{2max} , per la quale definiti

i parametri geometrici del drone, $d = 334mm$ e $b = 46mm$ (dati rilevati dal drone), e la pendenza target si ottiene la l_{min} definita un dato θ_{2max} tale per cui non si verifica il fenomeno della collisione.

2.4 Risultati di progettazione

Nei precedenti paragrafi sono state determinate le due relazioni fondamentali per determinare i parametri necessari a rispettare le condizioni di atterraggio (2.5) e non collisione (2.7). Di seguito si riporta l'analisi effettuata in ambiente Matlab per la determinazione dell'ottimo secondo quanto descritto nei precedenti paragrafi. In Figura 2.4, nella quale si evidenziano le funzioni (2.4) e (2.7) esistenti tra lunghezza delle gambe ed valore limite di θ_2 nelle due condizioni, si evidenzia un valori di ottimo circa pari a $l = 298mm$ e $\theta_{2max} = 125^\circ$. Tale punto, relativo alla curva di atterraggio, non coincide con il punto di intersezione delle due curve, in quanto scegliendo quest'ultima si incorrerebbe nel caso di collisione. Si ricorda infatti che la (2.7) non definisce un'uguaglianza ma bensì un valore di lunghezza sopra il quale è garantito che non si verifichi il fenomeno della collisione. Si definisce quindi una lunghezza della gamba pari ad $L = 295mm$ ed un $\theta_{2max} = 125^\circ$.

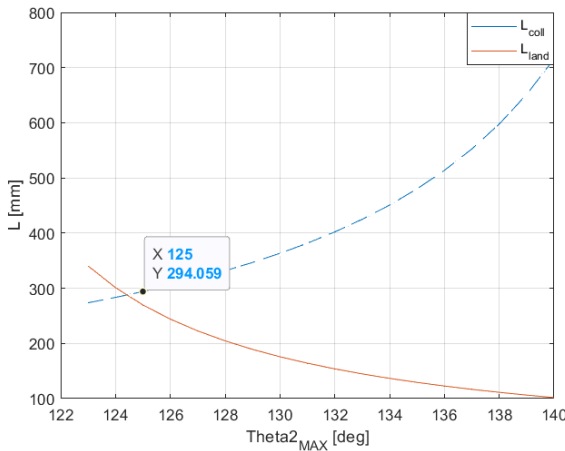


Figura 2.4. Curve di ottimalità.

Definiti tutti i parametri di progettazione, è necessario verificare che il valore scelto inizialmente per $\theta_{1max}=5^\circ$ sia tale da mantenere stabile il sistema. Osservando infatti la Figura 2.2 è possibile ricavare l'equazione che descrive la condizione tale da far ricadere la proiezione del baricentro all'interno della base di appoggio definita dalla proiezione delle gambe (2.8), in figura indicata con x .

$$\frac{b}{2l} > l \sin(\theta_{1max}) \tag{2.8}$$

da cui:

$$\theta_{1max} < \arcsin\left(\frac{b}{2l}\right) = 4.945^\circ \quad (2.9)$$

Questa non costituisce un'ulteriore condizione per la determinazione di l , ma esclusivamente un vincolo su θ_{1max} da dover rispettare una volta determinati l e θ_{2max} . Risulta evidente come questa condizione non venga rispettata, il che comporterebbe alla caduta del drone in caso di atterraggio su piani con pendenza pari a 60° . Risulta quindi necessaria una revisione dell'intero dimensionamento al fine di raggiungere gli stessi risultati con una diversa assunzione dei parametri. Un'attenta analisi ha riscontrato che:

- La diminuzione di θ_{1max} a 0° comporterebbe il raggiungimento della pendenza target con lunghezze delle gambe superiori ai $30cm$. Tale soluzione è preferibilmente da evitare al fine di non destabilizzare l'atterraggio come da (2.9);
- L'aumento della sola lunghezza mantenendo inalterate le escursioni angolari non porterebbe ad alcun beneficio in quanto l'obiettivo posto ad inizio capitolo è quello di minimizzare la lunghezza delle gambe;
- Definendo $\theta_{1max} = 4^\circ$ e $\theta_{2max} = 128^\circ$ si raggiungerebbero pendenze fino a $\varphi_{target} = 61^\circ$ con una lunghezza pari a $290mm$. Tale soluzione risponderebbe positivamente agli obiettivi preposti anche in termini di stabilità in quanto il θ_{1max} soddisferebbe l'equazione (1.8). Nemmeno questa scelta dei parametri soddisfa i criteri presentati in precedenza in quanto il drone risulterebbe eccessivamente vicino alla condizione di collisione.

La soluzione adottata prevede di definire un $\theta_{2max} = 126^\circ$ e di agire su b , ovvero la distanza tra i giunti di collegamento delle gambe al drone, portandola da $46mm$ a $47mm$, impostando un $\theta_{1max} = 4^\circ$. In tal modo risulta possibile raggiungere la pendenza target $\varphi_{target} = 60^\circ$ con una lunghezza pari a $l = 300mm$. Inizialmente b era stata prefissata pari alla larghezza del main frame del drone. Questo però non impedisce di realizzare la trasmissione delle gambe sottostanti al main frame in modo che questa fuoriesca leggermente dalla base del drone.

Come ultima scelta progettuale era stata annunciata al Paragrafo 2.1 la decisione di adottare un solo servomotore. Questo implica che solo una delle due rotazioni, θ_1 e θ_2 , può essere attuata direttamente dall'attuatore. In questo contesto si colloca la scelta di adottare una trasmissione a cinghia, al fine di legare le due rotazione secondo un rapporto di trasmissione tale da soddisfare le escursioni angolari stabilite. Si definisce quindi:

$$\tau = \frac{\theta_{2max} - \theta_{2min}}{\theta_{1max} - \theta_{1min}} = \frac{41}{89} \quad (2.10)$$

Il rapporto di trasmissione determinato in (2.10) risulta difficilmente realizzabile in quanto richiederebbe delle pulegge di trasmissione con ingombri elevati. Per tale motivo si è deciso di agire su θ_{2min} e θ_{1min} al fine di ottenere un rapporto di trasmissione che richieda un minor ingombro. Iterando la (2.10) per diversi valori di θ_{2min} e θ_{1min} si determina la soluzione ottimale che definisce un rapporto di trasmissione tale da minimizzare gli

ingombri con $\theta_{2min} = 76^\circ$ e $\theta_{1min} = -76^\circ$, condizione che permette di mantenere un baricentro sufficientemente basso in condizione di atterraggio su piani privi di inclinazione. Il rapporto di trasmissione risultante è pari a:

$$\tau = \frac{5}{8} \quad (2.11)$$

2.5 Soluzioni alternative

La soluzione proposta nei precedenti paragrafi non è l'unica analizzata. È stata valutata un'ulteriore soluzione nella quale la gamba risulta composta da due parti legate tra loro da una cerniera. Di queste solo una azionabile tramite servomotore, ovvero quella che poggia sul piano, come illustrato in Figura 2.5.

Per confrontare la soluzione presentata di seguito con quella analizzata in precedenza si pone un limite di lunghezza alla gamba pari a $290mm$, ovvero alla soluzione ottima già determinata, da suddividere tra parte superiore ed inferiore. Questa soluzione prevede di atterrare appoggiando al piano lo snodo della gamba posta in salita nel caso di landing su piani con pendenza pari alla massima raggiungibile da tale configurazione. A partire da questa considerazione è possibile definire la condizione di collisione, Figura 2.5, come segue:

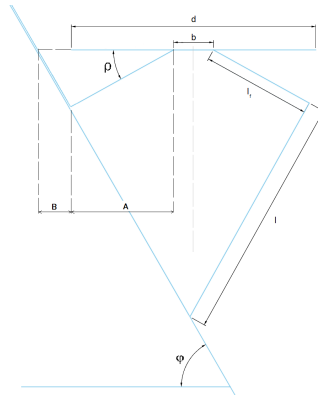


Figura 2.5. Condizione di collisione - Soluzione A.

$$L_f > \frac{d - b}{2} \frac{\tan(\varphi)}{\tan(\varphi) \cos(\rho) + \sin(\rho)} \quad (2.12)$$

dove L_f indica la lunghezza della parte di gamba collegata direttamente al drone, ρ la sua orientazione rispetto il main frame del drone. Sempre dalla Figura 2.5 è possibile definire la condizione di atterraggio:

$$\tan(\varphi) = \frac{L \cos(\theta_1)}{2L_f \cos(\rho) - L \sin(\theta_1) + b} \quad (2.13)$$

Avendo posto un limite alla lunghezza massima della gamba pari a 290mm , si determina la seguente relazione:

$$L = 290 - L_f \quad (2.14)$$

Sostituendo quindi la (2.14) nella (2.13):

$$\tan(\varphi) = \frac{290 \cos(\theta_1) - L_f \cos(\theta_1)}{2L_f \cos(\rho) - 290 \sin(\theta_1) + L_f \sin(\theta_1 + b)} \quad (2.15)$$

Esplicitando dalla (2.15) la lunghezza L_f :

$$L_f = \frac{290 \tan(\varphi) + 290 \cos(\theta_1) - b \tan(\varphi)}{2 \tan(\varphi) \cos(\rho) + \tan(\varphi) \sin(\theta_1) + \cos(\theta_1)} \quad (2.16)$$

Analizzando la relazione (2.16) si evidenzia che a parità di ρ , il valore di θ_1 che minimizza L_f è pari a 0° . Definito quindi tale valore, si analizzano le equazioni (2.12) e (2.16) in ambiente Matlab per determinare la lunghezza L_f ottima, come eseguito in precedenza, rappresentandole nella figura seguente.

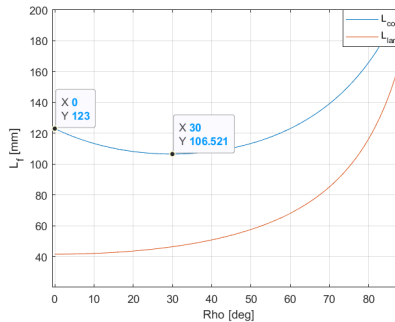


Figura 2.6. Curve di ottimo - Caso con snodo.

La Figura 2.6, a differenza della Figura 2.4, non definisce alcun punto di ottimo. Si manifesta invece una prevalenza della condizione di collisione rispetto la condizione di atterraggio. Questo porta a definire la lunghezza L_f rispettando esclusivamente la prima condizione in quanto più stringente al fine della determinazione di tale lunghezza. Quindi si stabilisce:

- $L_f = 107\text{mm}$
- $\rho = 30^\circ$

Esplicitando il parametro L dall'equazione (2.11) si determina un valore pari a:

- $L = 425\text{mm}$

Quindi una lunghezza totale della gamba pari a $L = 532\text{mm}$. Risulta evidente come tale configurazione sia nettamente peggiorativa rispetto la soluzione affrontata nei precedenti paragrafi, quindi non applicabile

2.6 Dimensionamento meccanico

L'ultima fase di progettazione delle gambe riguarda il dimensionamento meccanico, ovvero la scelta della sezione e relative dimensioni. È necessario individuare le forze agenti su ogni gamba e determinare il worst case sul quale basare il dimensionamento. Le forze presenti sono esclusivamente le forze peso, che si dividono equamente su ogni gamba. Identificando le masse del drone da catalogo ed ipotizzando delle plausibili forze peso della trasmissione e batteria del drone si definisce F come la forza agente su ogni gamba pari a:

$$F = 4.398N \quad (2.17)$$

Tale forza risulta composta da una forza di compressione agente lungo l'asse della gamba, ed una forza di flessione agente perpendicolarmente. Queste due forze generano delle sollecitazioni alla gamba rispettivamente di sforzo normale e flessione, ed entrambe variano a seconda dell'inclinazione della gamba. In particolare:

$$F_N = F \cos(\theta) \quad (2.18)$$

$$F_F = F \sin(\theta) \quad (2.19)$$

Determinare il worst case significa individuare per quale valore di θ si ha la peggior combinazione di F_N e F_F . Quest'analisi risulta particolarmente complessa, in quanto le due forze non hanno lo stesso effetto in termini di gravosità sulla sezione. A seconda del tipo di sezione può risultare più gravoso lo sforzo normale e quindi risulterebbe necessario determinare un'angolazione della gamba che individui il caso peggiore dando maggior peso allo sforzo normale, per altre tipologie di sezione risulta maggiormente gravoso uno sforzo di tipo flessionale.

Si è scelto dunque di definire entrambe le forze agenti sul sistema pari ad F , anche se tale condizione risulta irrealizzabile, in modo da ottenere un dimensionamento cautelativo. Si è scelto per la realizzazione delle gambe utilizzando un materiale plastico in quanto si prevede di realizzare entrambe le strutture tramite una stampa 3D. I materiali plastici presentano caratteristiche meccaniche molto differenti a seconda del tipo di plastica utilizzata e la propria composizione. Ai fini della progettazione meccanica è stato preso come riferimento il materiale plastico meno prestazionale, il quale ha un carico a rottura pari a:

$$\sigma_{max} = 10MPa \quad (2.20)$$

Da cui definendo un coefficiente di sicurezza pari a 1.5 si definisce una carico ammissibile pari a:

$$\sigma_{adm} = 6.6MPa \quad (2.21)$$

Scegliendo una sezione di tipo circolare, per la semplicità di realizzazione e progettazione, ed avendo definito le forze e gli sforzi ammissibili in gioco si dimensiona la gamba come

una trave soggetta a flessione. Quindi si ottiene:

$$d_{min} = \sqrt[3]{\frac{32F_F L}{\pi \sigma_{adm}}} = 12.16mm \quad (2.22)$$

che approssimando si definisce pari a $D = 15mm$.

Il diametro così determinato non considera alcuno sforzo normale. Risulta necessaria quindi una verifica della gamba considerando anche lo sforzo normale causato dalla forza F_N .

$$\sigma = \frac{F_N}{\pi \frac{D^2}{4}} + \frac{F_L L}{\pi \frac{D^3}{32}} = 3.54MPa < \sigma_{adm} \quad (2.23)$$

Adottando un diametro pari a 15mm, la 2.23 afferma che la gamba è verificata secondo le forze in gioco in quanto il valore di sigma massimo agente sulla sezione risulta inferiore al valore ammissibile, 2.21. Nella determinazione della forza peso del sistema non era stato considerato il peso proprio delle gambe in quanto non ne erano ancora state definite le grandezze geometriche. Definito un $D = 15mm$ è possibile considerare anche tale aspetto ed effettuando una nuova verifica secondo l'equazione (2.16) includendo nelle due forze, F_N e F_F , anche la forza peso delle gambe. Ne risulta una sollecitazione pari a:

$$\sigma = 3.98MPa < \sigma_{adm} = 6.6MPa \quad (2.24)$$

Il dimensionamento geometrico e meccanico della gamba risulta completo. Si riassumono di seguito i risultati di progettazione:

Parametro di progettazione	Simbolo	Vincoli e Condizioni	Valore
Lunghezza delle gambe	L	Collisione - Pendenza target	300 mm
Angolo della gamba in discesa	θ_{1min}	Stabilità	-76°
	θ_{1max}	Equilibrio	4°
Angolo della gamba in salita	θ_{2min}	Stabilità	76°
	θ_{2max}	Pendenza target	127°
Distanza tra i giunti	b	Nessun vincolo	47 mm
Diametro	D	Resistenza meccanica	15 mm

Tabella 2.1. Dati riassuntivi di progettazione.

Dopo aver definito i parametri che definiscono il sistema di landing, quali lunghezza delle gambe, escursioni angolari e distanza tra i giunti, il sistema gambe risulta definito per la modellizzazione. Il modello da importare in Gazebo necessita di essere descritto attraverso una formattazione di tipo *model object sdf* [13] che verrà argomentata nel paragrafo 3.2. La procedura per la definizione di un modello secondo tale formattazione viene dettagliatamente illustrata nella documentazione del software Gazebo. Tuttavia, definire un sistema complesso come il QAV₂₅₀ risulta particolarmente dispendioso in termini di tempo. Si è optato quindi per una prima modellizzazione 3D in ambiente CAD e tramite un'esportazione nel formato *.stl* è possibile inserire il modello all'interno del *model object sdf* attraverso l'utilizzo del tag *mesh*.

3.1 Modellizzazione CAD

La documentazione disponibile del quadricotore QAV₂₅₀ risulta priva di informazioni dettagliate quali disegni tecnici, essenziali per replicare un qualsiasi modello. Avendo già a disposizione il quadricotore in laboratorio, è stato però possibile effettuare dei rilievi dal vero che hanno permesso l'identificazione di tutta la componentistica.

Ottenute le misurazioni, la modellizzazione prosegue definendo in prima battuta ogni componente ed in seguito implementando il tutto in un disegno d'assieme, ottenuto congiungendo tutti i componenti, utilizzando come software lo strumento Autodesk Fusion360. Il disegno d'assieme non risulta utile al fine dell'implementazione in Gazebo in quanto renderebbe statico ogni componente che lo descrive, rendendo impossibile la movimentazione dei rotori e dei giunti delle gambe. Risulta però di fondamentale importanza al fine di determinare le inerzie dell'interno sistema, in quanto dati necessari per la compilazione del file *sdf* descritto al successivo paragrafo.

Il primo di questi riguarda la scelta dell'organo di trasmissione, ricaduta nell'utilizzo di un sistema cinghia-puleggia sincrona. Al fine di rispettare il moto delle gambe definito al paragrafo 2.6, ovvero con escursioni angolari pari a $[\theta_{1min}, \theta_{1max}] = [-76^\circ, 5^\circ]$ e $[\theta_{2min}, \theta_{2max}] = [76^\circ, 127^\circ]$, risulta necessario un rapporto di trasmissione pari a $\tau = \frac{5}{8}$. Per di minimizzare dimensione e peso della trasmissione, le pulegge scelte risultano avere rispettivamente 10 e 16 denti. In tale contesto risulta ininfluente la scelta del passo in quanto le forze in gioco non risultano tali da gravare su di esso.

Con l'obiettivo di replicare dettagliatamente la struttura si necessita di conoscere anche l'attuatore da utilizzare. Si è scelto quindi un servomotore, particolarmente utile in applicazioni di precisione per quanto riguarda il posizionamento, la cui coppia stallo sia in grado di mantenere il sistema di gambe in posizione dopo l'atterraggio, evitando dunque l'apertura delle stesse e l'impatto del drone con il suolo. Per tale motivo occorre definire

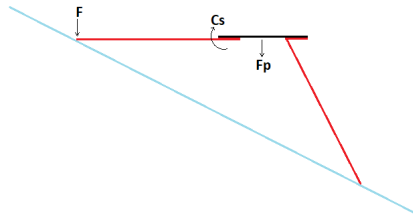


Figura 3.1. Analisi forze - Scelta servomotore.

l'assetto del sistema d'atterraggio che maggiormente mette sotto sforzo il servomotore. questo risulta essere quello che mantiene la gamba a monte con un'angolazione pari a $\theta_{2min} = 90^\circ$ (Figura 3.1).

Per mantenere l'assetto mostrato in figura, il servomotore necessita di una coppia di stallo maggiore di C_s , coppia necessaria ad equilibrare il sistema, pari a:

$$C_s = F_F * L = 132Ncm \quad (3.1)$$

dove F , forza peso gravante su ogni gamba, è stata eguagliata a F_F dalla (2.19) ponendo $\theta = 0$. Si è scelto, dunque, di utilizzare il servomotore *Savöx Standard Servo SC-1256TG*, in grado di erogare una coppia continuativa pari a 160 Ncm ed una coppia di stallo pari a 200 Ncm, alimentato a 5 V, il che permette di utilizzare come alimentazione quella fornita da Raspberry Pi 4 tramite porta USB-C o dal pin 2.

Alla scelta dell'attuatore ne consegue la progettazione del sistema di supporto per il servomotore, ma anche per gli assi di trasmissione. Per quest'ultimi si è optato per l'utilizzo di cuscinetti a sfere inseriti all'interno di supporti ad hoc tali da mantenere una distanza tra i giunti delle gambe pari a 47mm, come definito al paragrafo 2.4.

In ultimo, la scelta di tipologia della gamba. Nel capitolo precedente si è illustrata la procedura che ha portato a definirne la lunghezza e la sezione della gamba, ma niente si è detto fin'ora riguarda la forma del pattino. Al fine di massimizzare la superficie d'atterraggio, alla gamba è stato attribuito un design come in Figura 3.2.

Integrare all'estremità d'appoggio della gamba un pattino, di una dimensione tale da ottimizzare la superficie d'appoggio ma al contempo non influenzare eccessivamente l'inerzia, permette di ottenere condizioni di stabilità maggiore in seguito all'atterraggio. In Figura 3.3 si riporta la modellizzazione completa di tutto il sistema descritto.

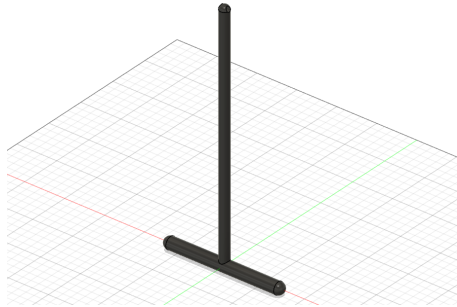


Figura 3.2. Design gamba.

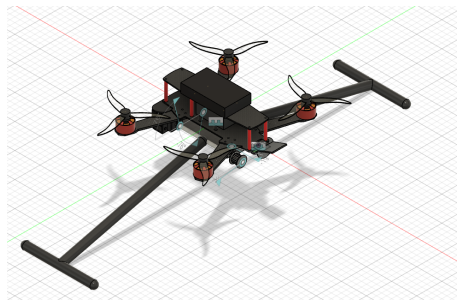


Figura 3.3. Modellizzazione in ambiente CAD.

3.2 Modellizzazione Gazebo

Prima di illustrare la modellizzazione in Gazebo, è opportuno riportare alcune informazioni riguardanti i software utilizzati. Oltre al design effettuato grazie allo strumento Autodesk Fusion360, la fase simulativa prevede l'utilizzo del software Gazebo, il quale dispone di diverse versioni, come anche ROS (Robot Operating System). Per continuità rispetto alla prima versione del progetto QR₀₁, si è deciso per il mantenere lo stesso assetto software, Gazebo Garden e ROS2 Humble, in quanto si riscontra un corretto funzionamento, non garantito per ogni abbinamento di versione di Gazebo e ROS.

Entrambe le tecnologie sono opensource ed utilizzabili all'interni di sistemi Linux. Dunque, questa fase di ricerca si sviluppa interamente in ambiente Ubuntu 22.04. Utilizzando una qualsiasi precedente versione si riscontrano, infatti, problemi nell'utilizzo di ROS2 Humble. Gazebo è un software di simulazione robotica 2D e 3D che attraverso l'implementazione di numerose librerie e tool semplifica l'analisi simulativa di modelli comprensivi di sensori, attuatori e controllori. ROS (Robot Operating System) è invece lo strumento che consente la trasformazione dei messaggi inviati da Gazebo in un formato che li rende utilizzabili da un plugin, file necessario alla manipolazione del modello in Gazebo come ad esempio per la movimentazione delle gambe, all'attuazione dei rotori e alla lettura dei dati del sensore.

Come anticipato nel precedente paragrafo, non risulta utile l'importazione dell'interno assieme come mesh all'interno del file *sdf*. Questo perché farebbe sì che l'intero sistema venga considerato da Gazebo come un unico blocco, le cui singole parti non possano essere movimentate come desiderato. Questo renderebbe impossibile azionare le gambe e i quattro rotori come previsto.

Si definiscono quindi tre elementi principali nel design in Gazebo, ovvero il rotore, la gamba ed il main frame. Quest'ultimo comprende tutta la componentistica inserita nel file d'assieme 3D priva dei componenti gamba e rotore. I tre elementi possono essere quindi importati nel file *model object sdf* attraverso l'utilizzo dei tag *mesh*, e successivamente collegati facendo uso dei tag *joint*. Seguendo le regole di formattazione *sdf*, ben descritte nella documentazione resa disponibile da Gazebo, il modello risulta completo (Figura 3.4).

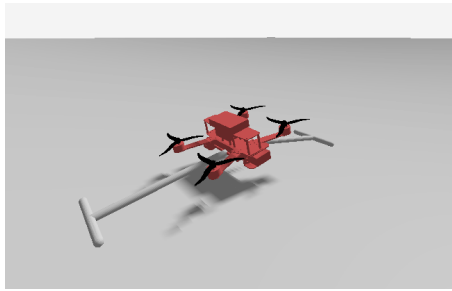


Figura 3.4. Modellizzazione in ambiente Gazebo.

SISTEMA DI SENSING

4.1 Caratteristiche del sensore utilizzato

Come anticipato al paragrafo 1.4, per effettuare la detection del piano si è utilizzato un sensore di distanza ToF (Time of Flight)[14]. Questa tipologia di sensori utilizza la trasmissione di un raggio luminoso, il quale colpendo l'obiettivo e successivamente venendo focalizzato dalla lente ricevitrice del sensore, permette la misurazione del tempo che questo impiega a percorrere la distanza tra l'obiettivo ed il sensore. La misurazione temporale risulta strettamente legata, essendo la velocità della luce costante, alla distanza assoluta tra i due oggetti, grandezza riportata in output. Per tale scopo si è deciso di adottare il VL53L5CX di STMicroelectronics [15] in quanto presenta ottime prestazioni dovute alla propria capacità di effettuare misurazioni di distanza assoluta di ottima precisione qualunque colore e riflettanza abbia la superficie in analisi. Inoltre presenta dimensioni estremamente ridotte, 6.4 x 3.0 x 1.5 mm, ed un costo decisamente ridotto. Il sensore utilizzato presenta le seguenti caratteristiche:

- Range di misurazioni oltre i 400 cm;
- Rilevamento multitarget e misurazione della distanza in ciascuna zona;
- Frequenza di aggiornamento pari a 60 Hz,
- FoV (Field of View) con zone 4x4 o 8x8;
- FoV quadrato con diagonale di 65° (Figura 4.1) utilizzando elementi ottici diffrattivi (DOE) sia sul trasmettitore che sul ricevitore;

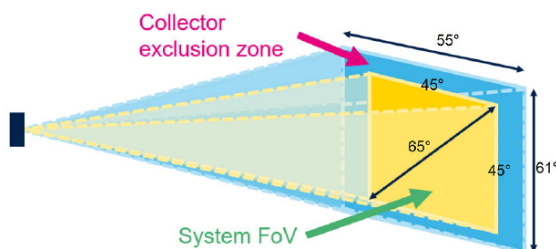


Figura 4.1. Sistema FoV.

4.2 Implementazione in ambiente Gazebo

Per integrare il sensore al modello definito in precedenza seguendo la formattazione *sdf* e caratterizzandolo secondo le caratteristiche sopra riportate, si fa uso del tag (costrutto *sdf*) *sensor* e delle sue proprietà come riportato di seguito.

```

<!-- TOF SENSOR -->
<sensor name='lidar_tof' type='gpu_lidar'>
<pose relative_to='base_link'>0.115 0 0.012 0 1.57079633 0</pose>
<topic>lidar</topic>
<update_rate>60</update_rate>
<ray>
<scan>
<horizontal>
<samples>8</samples>
<resolution>1</resolution>
<min_angle>-0.785398</min_angle>
<max_angle>0.785398</max_angle>
</horizontal>
<vertical>
<samples>8</samples>
<resolution>1</resolution>
<min_angle>-0.785398</min_angle>
</vertical>
</scan>
<range>
<min>0.01</min>
<max>4</max>
<resolution>0.01</resolution>
</range>
</ray>
<always_on>1</always_on>
<visualize>true</visualize>
</sensor>

```

Analizzando quanto riportato in figura, oltre a definire la *pose*, tag atto a descrivere la posizione del relativo oggetto rispetto ad un altro, come per ogni oggetto all'interno del modello, vengono descritte le seguenti proprietà:

- Topic: necessario a definire su quale percorso pubblicare i dati rilevati dal sensore;
- Update rate: frequenza di aggiornamento;
- Sample: definisce il numero di raggi con cui suddividere orizzontalmente e verticalmente il campo visivo al fine di ottenere la griglia di misure ricavata dal sensore;
- Min e Max angle: definiscono l'apertura angolare in radianti del FoV. Essendo pari a 45° , sia verticalmente che orizzontalmente, si definiscono pari a $\frac{\pi}{8}$;

- Min, max, resolution: proprietà del tag *range*, definiscono rispettivamente le grandezze di fondo scala del sensore e la risoluzione;
- Always on: modalità che se attivata mantiene il sensore sempre in funzionamento (altrimenti può essere attivato ad evento);
- Visualize: permette di visualizzare in fase simulativa i raggi di luce inviati dal ToF.

Definiti i parametri sopra descritti, il sensore risulta perfettamente integrato al modello il cui design è stato definito al Capitolo 3. Avviando, infatti, la simulazione Gazebo è possibile visualizzare il funzionamento del sensore Time of Flight, in quanto i raggi emessi per la misurazione risultano visibili, Figura 4.3.

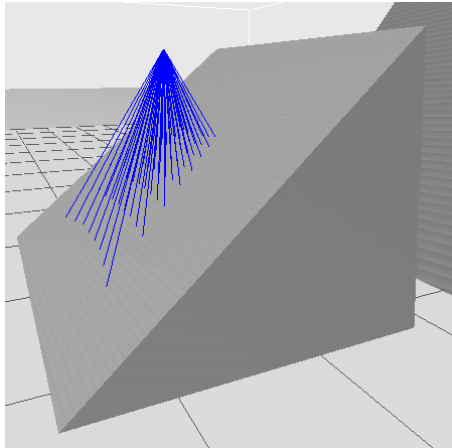


Figura 4.2. Simulazione Gazebo - Funzionamento ToF.

Effettuando da terminale un *echo* del topic assegnato al sensore, ovvero chiedere la lettura dei dati misurati in real time, è possibile verificarne anche la correttezza. Il quadricotore QAV₂₅₀ dispone però di un controllore di volo Pixhawk 4 Mini reso disponibile per usufruire di strumenti molto utili alla simulazione. Questo comporta di dover lanciare un'istanza SITL per aprire una simulazione Gazebo nella quale poter sfruttare gli strumenti resi disponibili. È necessario definire un file di configurazione del modello, nonché l'intera modellizzazione già descritta, all'interno del pacchetto PX4-Autopilot, seguendo le indicazioni fornite nella documentazione del produttore. L'architettura ROS2-PX4 di cui è dotato il QAV₂₅₀ permette di integrare queste due tecnologie consentendo ai nodi che ne fanno richiesta di interfacciarsi direttamente con i topic uORB PX4, utilizzando il middleware uXRCE-DDS. Questo software si compone di un client operante su PX4 e di un agent in esecuzione sul computer correlato, stabilendo uno scambio bidirezionale di dati tra di essi tramite un collegamento seriale, UDP, TCP o personalizzato. L'agente svolge il ruolo di intermediario per il client, consentendogli di pubblicare e sottoscrivere topic nello spazio dati DDS globale.

Per pubblicare, quindi, i dati forniti dal sensore in ambiente Gazebo attraverso il protocollo ROS2 si fa uso del pacchetto *Ros-Gz*, il quale fa da gateway (ponte regola la comunicazione e lo scambio di dati tra due o più nodi) tra i messaggi di Gazebo e quelli

di Ros. Risulta necessario a tal scopo definire un *launch* file atto a svolgere questo task, dove descrivere su quale topic Ros ripubblicare il topic Gazebo.

4.3 Detection del piano

Questa fase della progettazione simulativa prevede sia l'elaborazione dei dati di distanza riportati da Ros, che il loro utilizzo per l'identificazione del piano. Le misurazioni ricavate, infatti, non permettono di dare informazioni corrette riguardo la superficie di atterraggio, se non elaborate. Questo perché i dati rilevati dal sensore in fase di simulazione, contrariamente a quanto accade in fase sperimentale, non sono indicative di una distanza assoluta, ma dell'effettiva distanza percorsa dal raggio laser. Nelle seguenti sezioni si illustrano i tasks appena presentati, progettati in un *plug-in* Ros da richiamare durante la simulazione per effettuare la rilevazione.

4.3.1 Elaborazione dati

Definite le aperture angolari del FoV al precedente paragrafo, il *plug-in* definisce gli angoli α e β come inclinazione del raggio che ha come indicizzazione i (indice di colonna) e j (indice di riga). In particolare α definisce l'angolo tra la proiezione del raggio sull'asse di Pitch e l'asse verticale, mentre β tra la proiezione del raggio sull'asse di Roll e l'asse verticale (*beta*). In Figura 4.4 si riporta la griglia di raggi utilizzata dal sensore, che replica quanto appena descritto.

		i							
j		1	2	3	4	5	6	7	8
		9	10	11	12	13	14	15	16
		17	18	19	20	21	22	23	24
		25	26	27	28	29	30	31	32
		33	34	35	36	37	38	39	40
		41	42	43	44	45	46	47	48
		49	50	51	51	53	54	55	56
		57	58	59	60	61	62	63	64

Figura 4.3. Matrice dei laser.

La determinazione in forma generale degli angoli che caratterizzano ogni raggio risulta quindi essere la seguente:

```

alfa = msg.angle_min + msg.angle_increment * i ;
beta  = msg.angle_max - msg.angle_increment * j ;

```

dove $msg.angle_min$, $msg.angle_max$ e $msg.angle_increment$ sono messaggi ricevuti attraverso il topic che indicano rispettivamente l'angolazione minima e massima del raggio ed il suo incremento, mentre i indica l'indice di colonna e j l'indice di riga. Per la determinazione della pendenza risulta molto utile trasformare la matrice delle misurazioni in una nuvola di punti in $\{x; y; z\}$ tali da definire la misurazione di ogni singolo raggio come un punto nello spazio. Avendo definito gli angoli α e β in precedenza e racchiuso i dati ricevuti dal topic nella matrice $range_dist$, i punti nello spazio si determinano come segue:

```

point.z = range_dist*cos(beta) * cos(alpha) ;
point.x = range_dist*cos(beta) * sin(alpha) ;
point.y = range_dist* cos(alpha)*sin(beta) ;

```

La procedura di elaborazione si conclude, dunque, con la definizione della nuvola di punti necessaria alla determinazione della superficie di atterraggio.

4.3.2 Determinazione della pendenza e orientazione della superficie di landing

Se la determinazione della pendenza è necessaria per definire l'apertura della gambe da attuare al fine di effettuare l'atterraggio, la determinazione dell'orientazione è indispensabile per definire, rispetto l'asse di yaw del drone, dov'è orientata la pendenza. La nuvola di punti così determinata non risulta ancora pienamente corretta per essere utilizzata nel calcolo della pendenza. Questo perché nel caso in cui il drone non mantenga la posizione di hovering con gli angoli di Roll e Pitch nulli, le misure risulterebbero compromesse dall'assetto del QAV₂₅₀. Risulta quindi necessaria una compensazione che renda le misurazioni affidabili qualunque posizione di hovering assuma il drone durante la fase di detection.

Inoltre, rispetto alla soluzione presentata in [5], non si presenta la necessità di escludere alcun dato tra quelli rilevati in quanto il design ed il posizionamento delle gambe fa sì che queste non intersechino il FoV del ToF. Durante la fase di detection si prevede infatti che le gambe assumano una posizione di totale apertura, con gli angoli $[\theta_1; \theta_2]$ pari a $[-76^\circ; 76^\circ]$.

Utilizzando i valori di distanza non ancora compensati, si determina il vettore w ortogonale alla superficie di landing, il quale permette di ricavare pendenza e orientazione. Per effettuare tale operazione si ricorre all'utilizzo di un'ottimizzazione svolta attraverso la decomposizione ai valori singolari. Nel caso ideale, con misure prive di qualsiasi forma di disturbo, per la determinazione di un piano sarebbero sufficienti solo le coordinate di tre punti. Utilizzando, invece, una decomposizione ai valori singolari è possibile sfruttare una stima ai minimi quadrati tale da mediare i dati a disposizione ottenendo un piano che minimizza le distanze dei punti dal piano stesso. Si ipotizza dunque che un piano

possa essere completamente caratterizzato da un punto (x_0, y_0, z_0) e da un vettore ad esso normale $w = (a, b, c)$.

L'operazione di decomposizione effettua le seguenti operazioni:

- Determinazione del centroide $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ mediando le misure di distanza;
- Sottrazione del valore del centroide ottenuto ad ogni punto;
- Creazione della matrice $A \in \mathfrak{R}^{64 \times 3}$ composta dai valori trovati al punto precedente disposti in riga;
- Decomposizione ai valori singolari della matrice A .

Il vettore $w = (a, b, c)$ ottenuto dalla decomposizione SVD (Single Value Decomposition), corrisponde ai tre più piccoli valori singolari ricavati, mentre il punto appartenente al piano che lo caratterizza è proprio il centroide.

Dall'interpolazione descritta è possibile ricavare il vettore w , descrittivo del piano ottenuto tramite le misure determinate rispetto il drone, ovvero considerando il drone come riferimento per la determinazione del piano. Ciò non è corretto, nel caso in cui il drone non presenti il proprio main frame parallelo al ground si determinerebbe un piano errato. Per effettuare l'operazione di compensazione descritta ad inizio paragrafo si ricorre ai quaternioni di rotazione. Trasformando il vettore w rispetto il world_frame, ovvero secondo il sistema di riferimento del ground, la compensazione delle misure effettuate avviene di conseguenza in quanto il vettore w viene ruotato secondo la rotazione presente tra main frame del drone e ground. Giunti a tal punto, la detection del piano si conclude con la determinazione di pendenza e orientazione della superficie a partire dal vettore ortogonale ad esso secondo quanto segue:

$$\begin{aligned} \text{slope} &= -\text{atan2}(b, -c) ; \\ \text{yaw} &= \text{atan2}(a, b) ; \end{aligned}$$

VALIDAZIONE

La validazione effettuata si compone di due aspetti: sensore e detection. Per validazione del sensore simulato si intende la fase di simulazione atta a verificare la regolarità nel funzionamento e nei dati forniti dal ToF in ambiente Gazebo. Per regolare funzionamento si intende che il sensore rispetti un comportamento previsto secondo quanto riportato dal datasheet del costruttore, e per testare ciò è necessario riportarsi ad un caso ideale. Per validazione della detection si intende, invece, la verifica dei risultati di pendenza ed orientazione, descritti al precedente paragrafo, effettuati dal plugin. Questa fase può essere considerata attendibile solo dopo aver validato il sensore simulato, in caso contrario potrebbe accadere che la validazione della detection restituisca un feedback negativo causato dall'inesattezza dei dati derivanti dal sensore.

5.1 Validazione del sensore

Si definisce dunque un modello *model object sdf* [13] in cui si riporta esclusivamente il sensore, già definito al paragrafo 4.2, e posizionandolo a diverse altezze. Avviando la simulazione Gazebo, in questo caso non risulta necessario aprire un'istanza SITL, e chiedendo a terminale l'*echo* del topic, si raccolgono le misurazioni fornite dal ToF.

Si riporta a titolo d'esempio, in Tabella 5.1, la matrice delle misurazioni rilevate ponendo il sensore ad un'altezza pari a 50 cm. Questa tabella, come le successive, seguono la caratterizzazione illustrata in Figura 4.4. In Tabella 5.2, invece, si riportano le misurazioni che si sarebbero dovute evidenziare nel caso in cui il sensore sia totalmente privo di disturbi, ottenuta a partire da una misura di altezza pari a 50 cm e ripercorrendo il processo inverso rispetto quanto descritto al paragrafo 4.3.1.

0,5927	0,5695	0,5557	0,5488	0,5488	0,5557	0,5695	0,5927
0,5703	0,5493	0,5350	0,5279	0,5279	0,5350	0,5493	0,5703
0,5544	0,5337	0,5212	0,5140	0,5140	0,5212	0,5337	0,5544
0,5489	0,5279	0,5140	0,5080	0,5080	0,5140	0,5279	0,5488
0,5489	0,5279	0,5140	0,5080	0,5080	0,5140	0,5279	0,5488
0,5544	0,5337	0,5212	0,5140	0,5140	0,5212	0,5337	0,5544
0,5703	0,5493	0,5350	0,5279	0,5279	0,5350	0,5493	0,5703
0,5927	0,5695	0,5557	0,5488	0,5488	0,5557	0,5695	0,5927

Tabella 5.1. Rilevazione dati ToF - altezza 0.50 m; ■ errori superiori al 5%, ■ errori compresi tra l'1% ed il 5%, ■ errori inferiori all'1%.

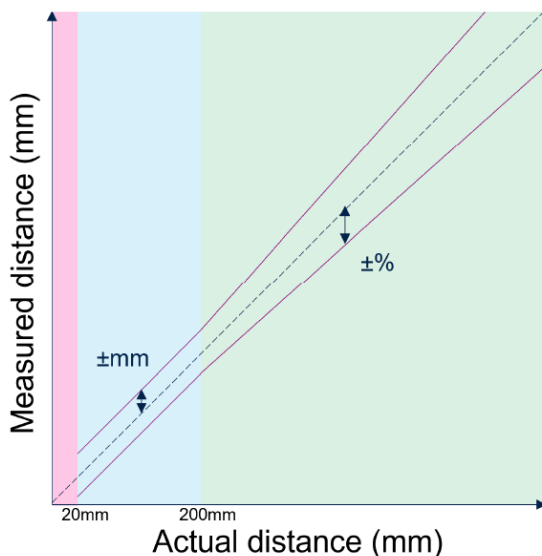
0,6556	0,6126	0,5864	0,5741	0,5741	0,5864	0,6126	0,6556
0,6126	0,5723	0,5479	0,5364	0,5364	0,5479	0,5723	0,6126
0,5864	0,5479	0,5246	0,5135	0,5135	0,5246	0,5479	0,5864
0,5741	0,5364	0,5135	0,5027	0,5027	0,5135	0,5364	0,5741
0,5741	0,5364	0,5135	0,5027	0,5027	0,5135	0,5364	0,5741
0,5864	0,5479	0,5246	0,5135	0,5135	0,5246	0,5479	0,5864
0,6126	0,5723	0,5479	0,5364	0,5364	0,5479	0,5723	0,6126
0,6556	0,6126	0,5864	0,5741	0,5741	0,5864	0,6126	0,6556

Tabella 5.2. Dati di distanza attesi - altezza 0.50 m.

9,5806	7,0274	5,2390	4,3818	4,3819	5,2392	7,0277	9,5811
6,8838	4,0154	2,3530	1,5666	1,5666	2,3533	4,0157	6,8843
5,4505	2,5883	0,6248	0,1032	0,1032	0,6250	2,5886	5,4510
4,3816	1,5664	0,1033	1,0661	1,0661	0,1031	1,5668	4,3821
4,3816	1,5664	0,1033	1,0661	1,0661	0,1031	1,5668	4,3821
5,4505	2,5883	0,6248	0,1032	0,1032	0,6250	2,5886	5,4510
6,8838	4,0154	2,3530	1,5666	1,5666	2,3533	4,0157	6,8843
9,5806	7,0274	5,2390	4,3818	4,3819	5,2392	7,0277	3,2275

Tabella 5.3. Errori in percentuale - altezza 0.50 m; ■ errori superiori al 5%, ■ errori compresi tra l'1% ed il 5%, ■ errori inferiori all'1%.

Si noti come in Tabella 5.1 e 5.3 siano stati evidenziati le celle a seconda dell'entità dell'errore di misura rispetto i valori della Tabella 5.2. Risulta evidente la presenza di una discrepanza tra i dati rilevati, Tabella 5.1, e le misurazioni attese, Tabella 5.2, ottenute ripercorrendo quanto riportato al paragrafo 4.3.1 in modo inverso, ovvero trasformando la misura di distanza assoluta in una distanza pari all'effettivo spazio percorso dal laser. Per quantificare quanto osservato si definiscono, in Tabella 5.3, gli errori in percentuale di ogni singola cella. Quanto descritto, riferito ad un'altezza pari a 50 cm, è stato svolto per una serie di altezze che variano da 5 cm a 2 m, nonostante la distanza minima misurabile nel caso d'applicazione presentato è pari a 10 cm data l'altezza del drone in fase di contatto dal piano. Quello che si evidenzia è che l'errore sulla singola misurazione, quindi sul singolo raggio ricevuto dal sensore non ancora riportato come distanza ortogonale tra ricevitore e ground, risulta essere in funzione dell'altezza a cui il sensore si trova e della posizione del raggio, identificato dall'i-esima colonna e j-esima riga. Tale dipendenza risulta conforme a quanto riportato sul datasheet, ma non in termini quantitativi. La Figura 5.1, infatti, descrive il comportamento previsto dell'errore in funzione dell'altezza, ovvero pari a $\pm 15\text{mm}$ per altezze dai 2 ai 20 cm, e pari a $\pm 5\%$ per altezze maggiori.



Distance	Mode	Target reflectance	Zones	Dark (0 klux)	Ambient light (5 klux)
20-200 mm	8x8 15 Hz	Gray target (17%)	All	$\pm 15\text{ mm}$	$\pm 15\text{ mm}$
201-4000 mm	4x4 30 Hz	White target (88%)	All	$\pm 4\%$	$\pm 7\%$
		Gray target (17%)		$\pm 5\%$	$\pm 8\%$
	8x8 15 Hz	White target (88%)		$\pm 5\%$	$\pm 8\%$
		Gray target (17%)		$\pm 5\%$	$\pm 11\%$

Figura 5.1. Errore atteso da Datasheet.

Al fine di effettuare successivamente una validazione della detection coerente con quanto previsto in fase sperimentale, è fondamentale che il sensore simulato ricalchi il comportamento di quello reale. Si è optato quindi di effettuare una compensazione online totale dell'errore rilevato ed una successiva iniezione di quello previsto.

Per effettuare la compensazione è necessario ricavare dai dati rilevati un modello che descriva con buona approssimazione il comportamento osservato. In tal senso si è deciso di suddividere l'analisi per ogni cella di misurazione. Plottando su un grafico il comportamento dell'errore i -esimo/ j -esimo in funzione dell'altezza, si osserva il comportamento riportato in Figura 5.2.

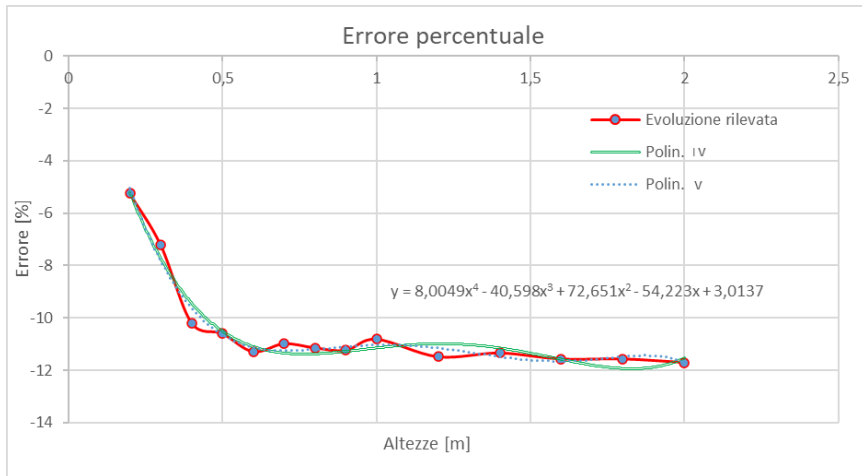


Figura 5.2. Evoluzione dell'errore - Cella [1; 1].

Nel grafico si riporta in rosso l'evoluzione dell'errore in percentuale rilevato da diverse misurazioni e successivamente mediato della cella [1; 1] per altezze dai 20 cm ai 2 m. Le curve Polinomiali, in verde continua ed in blu tratteggiata, rappresentano rispettivamente la curva polinomiale di quarto e quinto grado che meglio approssimano il comportamento rilevato. Risulta evidente che la curva rappresentativa del polinomio di quinto grado non porta ad un'accuratezza tale da giustificare l'aumento di complessità computazionale da effettuare in fase di compensazione. Per maggior accuratezza si sono escluse le misurazioni effettuate ad altezze inferiori a 20 cm in quanto la detection del piano non verrà richiesta a tali altezze per evitare la collisione.

Raccogliendo in una lookup table i coefficienti delle curve Polyval di tutte le celle, è possibile implementare all'interno del plugin di detection l'algoritmo che in funzione dell'indicizzazione del raggio e della misurazione effettuata, restituisce una nuova misurazione dove l'errore risulta compensato.

A questo punto è possibile sommare alla misurazione l'errore previsto da datasheet. Utilizzando, quindi, la funzione *rand* si somma al valore di misura compensato una quantità randomica in funzione del valore stesso. Se questo risulta essere inferiore a 20 cm gli

si somma una quantità compresa tra ± 15 mm, altrimenti pari al 5%.

Testando quanto implementato le misure risultano a questo punto perfettamente coerenti con quanto dichiarato dal datasheet.

5.2 Validazione della detection

Questa fase di validazione ha come obiettivo quello di analizzare i risultati derivanti dalla rilevazione del piano in seguito all'elaborazione dei dati forniti dal sensore, come descritto al paragrafo precedente. Per effettuare tale operazione risulta necessario prevedere un *world Gazebo* in cui sono presenti diverse superfici di atterraggio, ognuna delle quali caratterizzata da una pendenza diversa, Figura 5.3.

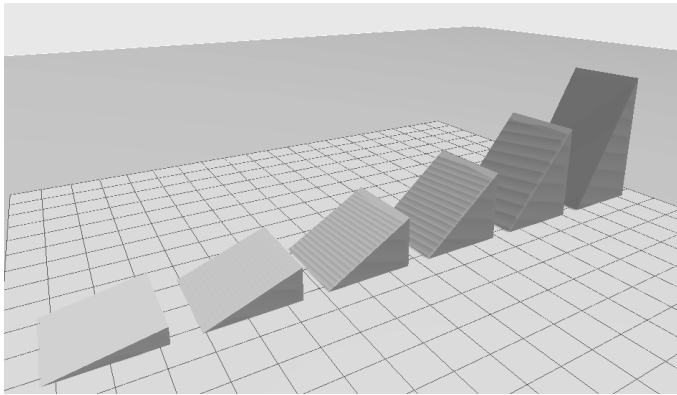


Figura 5.3. Detection test area.

Le simulazioni prevedono di effettuare cinque rilevazioni, per ogni piano con diverse rotazioni attorno all'asse di yaw, tali da verificare che la detection avvenga correttamente entro un limite di errore ritenuto accettabile. Inoltre, essendo che l'errore sulla singola misurazione è inserito in maniera randomica come evidenziato al precedente paragrafo, e quindi anche l'errore sulla detection risulta avere un carattere casuale, si effettuano diverse misurazioni sullo stesso piano al fine di individuare l'intero range d'errore ed effettuare una valutazione media.

Si riportano nelle seguenti tabelle le medie delle rilevazioni effettuate nei piani di pendenze pari a 10° , 20° e 60° , con angolo di yaw pari rispettivamente a -20° , 100° e 45° . Queste rappresentano i dati ottenuti in una simulazione generica, i risultati di pendenza e yaw sono invece calcolati come media su diverse simulazioni.

Le seguenti tabelle presentano tutte due celle colorate, atte a visualizzare la direzione della pendenza e quindi l'angolo di yaw da attuare. Più precisamente, le celle di colore più chiare indicano la distanza maggiore dell'intera misurazione e quindi il punto più basso, viceversa per la cella scura.

2.2675	2.1235	2.0266	1.9589	1.9228	1.9065	1.9144	1.9484
2.1575	2.0318	1.9358	1.8696	1.8354	1.8219	1.8332	1.8660
2.0742	1.9528	1.8712	1.8062	1.7734	1.7620	1.7726	1.8054
2.0388	1.9183	1.8277	1.7732	1.7412	1.7306	1.7423	1.7762
2.0245	1.9050	1.8153	1.7614	1.7299	1.7195	1.7314	1.7653
2.0306	1.9127	1.8334	1.7705	1.7390	1.7284	1.7395	1.7723
2.0780	1.9585	1.8675	1.8049	1.7731	1.7613	1.7733	1.8062
2.1484	2.0147	1.9249	1.8626	1.8299	1.8162	1.8255	1.8598

Tabella 5.4. Rilevazione dati [mm] - Pendenza 10°, Yaw -20°.

1.4156	1.3703	1.3462	1.3388	1.3469	1.3731	1.4171	1.4867
1.4172	1.3746	1.3482	1.3399	1.3483	1.3763	1.4234	1.4887
1.4358	1.3923	1.3686	1.3595	1.3684	1.3982	1.4412	1.5086
1.4747	1.4292	1.4022	1.3951	1.4046	1.4310	1.4814	1.5524
1.5321	1.4853	1.4576	1.4507	1.4610	1.4888	1.5418	1.6162
1.6104	1.5630	1.5375	1.5288	1.5401	1.5751	1.6249	1.7025
1.7352	1.6857	1.6560	1.6485	1.6612	1.6985	1.7597	1.8437
1.8932	1.8374	1.8093	1.8037	1.8184	1.8582	1.9224	2.0226

Tabella 5.5. Rilevazione dati [mm] - Pendenza 20°, Yaw 100°.

0.3358	0.2736	0.2352	0.2076	0.1900	0.1753	0.1650	0.1573
0.3754	0.3051	0.2570	0.2235	0.2024	0.1852	0.1733	0.1652
0.4354	0.3433	0.2895	0.2469	0.2208	0.1998	0.1870	0.1768
0.5342	0.4034	0.3233	0.2768	0.2441	0.2208	0.2024	0.1900
0.7022	0.4968	0.3825	0.3196	0.2768	0.2469	0.2235	0.2076
1.0348	0.6534	0.4905	0.3825	0.3233	0.2786	0.2522	0.2312
2.5968	1.0972	0.6844	0.4968	0.4034	0.3366	0.2937	0.2651
3.7919	2.5924	1.1099	0.7022	0.5342	0.4246	0.3583	0.3110

Tabella 5.6. Rilevazione dati [mm] - Pendenza 60°, Yaw 45°.

In Tabella 5.7 si riportano i risultati attesi e quelli rilevati, come media di più simulazioni, per le tre pendenze sopra riportate. Si fa presente che l'angolo di yaw calcolato mediante l'algoritmo descritto al paragrafo 4.3.2 riporta un offset di -90° , dovuto alla necessità di orientare il drone con il main frame orientato perpendicolarmente alla retta che descrive la pendenza.

Risultati attesi		Risultati rilevati		Errore medio	
Pendenza	Yaw	Pendenza	Yaw	Pendenza	Yaw
10°	-20°	11.0632°	-108.221°	1.0632°	1.779°
20°	100°	21.2954°	12.3827°	1.2954°	2.3827°
60°	45°	60.7424°	-45.5685°	0.7424°	0.5685°

Tabella 5.7. Analisi dati detection.

Quest'analisi è stata effettuata per diverse pendenze, non solo quelle riportate, e quello che si evidenzia è che se la detection viene effettuata ad altezze superiori al metro dalla superficie di atterraggio l'errore può essere considerato rilevante in quanto risulta essere superiore ad un grado. La detection effettuata sulla superficie con 60° di pendenza riporta infatti delle distanze estremamente ridotte, da notare che queste porterebbero alla collisione del drone se tale analisi fosse stata effettuata con l'intero sistema simulato, ed infatti l'errore risulta essere anch'esso ridotto.

Da questa considerazione ne deriva la necessità di minimizzare la distanza a cui effettuare la rilevazione del piano, mantenendo l'attenzione sulla possibile collisione del drone con il piano.

Un'ulteriore aspetto da considerare riguarda la dimensione del piano di landing. Se questo infatti risulta essere di dimensioni relativamente ridotte e l'altezza a cui viene effettuata la detection è considerevole, può accadere che alcuni raggi inviati dal laser non colpiscano il piano di atterraggio, ma il ground, commettendo un errore sulla misurazione piuttosto considerevole.

5.3 Validazione sperimentale del sensore

Come ultima fase di questa ricerca, è stata effettuata una validazione sperimentale sul sensore VL53L5CX per verificare che i risultati studiati durante la fase simulativa rispecchino quanto effettivamente accade nella realtà. Posto il sensore a diverse altezze verificandone l'allineamento con il terreno, si effettua l'acquisizione dati ad una frequenza pari a $2Hz$, a differenza di quella imposta in fase di simulazione pari a $60Hz$. Inoltre, è stato posto un sonar alla medesima altezza per validarne le misurazioni.

Il primo aspetto riscontrato è legato al tempo necessario affinché tali misurazioni possano essere considerate valide. Infatti, le prime quattro acquisizioni rilevano una matrice delle distanze non completamente occupata. Ne consegue che per effettuare correttamente la detection del piano è necessario attendere in hovering almeno due secondi prima di effettuare l'acquisizione dati del sensore, il che permette di utilizzare il sensore senza particolari vincoli sulla frequenza di controllo dovendo eseguire il primo campionamento dopo due secondi.

In Tabella 5.4, 5.5 e 5.6 si riportano alcune delle acquisizioni rilevate, rispettivamente alle altezze di $150mm$, $790mm$ e $1440mm$, al fine di analizzarne l'attendibilità. Per la prima acquisizione riportata, essendo effettuata ad un'altezza inferiore a $20cm$, ci si aspetta un errore pari a $\pm 15mm$. Ciò significa che le misurazioni dovrebbero appartenere all'intervallo $[135, 165]mm$, condizione più che rispettata. Per le acquisizioni a $790mm$ e $1440mm$ l'errore previsto dovrebbe essere pari a $\pm 5\%$ dell'altezza. Per la prima ci si aspetta quindi di ottenere delle misurazioni appartenenti all'intervallo $[751, 829]mm$, e $[1368, 1512]mm$ per la seconda. Entrambe rispettano quanto riportato da datasheet, si nota anzi un comportamento che rispetta un limite ancor più stringente di quanto dichiarato. Questo implica un comportamento peggiorativo rilevato in simulazione, il che porta ad ottenere sperimentalmente prestazioni maggiori di quanto aspettato, sia in termini di detection che di stabilità del sistema dopo l'atterraggio.

153	155	153	156	153	153	154	155
154	153	153	152	153	153	153	153
151	152	152	153	152	153	151	153
150	150	152	149	150	151	155	154
150	151	151	149	147	153	152	154
149	151	151	148	149	150	151	152
151	149	151	153	151	152	151	152
148	149	151	152	154	151	152	151

Tabella 5.8. Rilevazione dati [mm] - altezza 150 mm.

810	801	797	798	796	804	800	812
799	796	787	789	798	797	791	795
794	779	792	783	798	798	789	797
787	797	790	788	791	791	791	795
783	781	781	786	785	791	797	792
782	777	784	783	787	788	777	782
781	770	782	778	784	775	786	782
777	775	775	770	774	775	783	792

Tabella 5.9. Rilevazione dati [mm] - altezza 790 mm.

1485	1481	1448	1481	1460	1449	1465	1386
1462	1451	1438	1431	1447	1459	1450	1410
1464	1436	1460	1456	1459	1449	1438	1420
1445	1439	1433	1444	1448	1443	1445	1388
1433	1453	1429	1444	1431	1445	1439	1403
1437	1415	1431	1432	1421	1436	1433	1417
1426	1401	1430	1436	1426	1427	1441	1448
1435	1423	1426	1449	1426	1442	1428	1442

Tabella 5.10. Rilevazione dati [mm] - altezza 1440 mm.

CONCLUSIONI

L'obiettivo di questo progetto, infatti, è quello di progettare un sistema attuato di atterraggio per un quadricotore, rendendolo in grado di atterrare su superfici inclinate. Dopo un'attenta analisi della prima versione del QAV₂₅₀ proposta [5], si è deciso di porre come obiettivo quello di raggiungere pendenze pari a 60° del piano di atterraggio, aumentando quindi il target precedente. Per ottenere questo risultato è stata effettuata un'analisi di ottimalità che ha permesso di determinare la lunghezza minima delle gambe per raggiungere la pendenza target. Avendo mantenuto l'utilizzo di un solo attuatore, si è deciso di adottare un sistema di pulegge che permetta di legare tra loro il movimento delle due gambe. In tal senso, si è dovuta ideare una funzione che legasse i movimenti delle stesse e la pendenza, nonché un rapporto di trasmissione legato alle escursioni angolari. Per verificare il sistema così progettato è stato necessario effettuare una fase di test simulativa attraverso l'uso del software Gazebo, il quale permette di virtualizzare il firmware del controllore di volo (PX4-Autopilot) e presentante un modello fisico dettagliato del drone. Come fase preliminare a quella simulativa, si è effettuata dunque una modellizzazione CAD che facilitasse la definizione del QAV₂₅₀ secondo la formattazione *model object sdf* utilizzata da Gazebo.

La fase simulativa ha come scopo quello di verificare il corretto funzionamento del sistema d'atterraggio progettato, analizzandone la stabilità e la correttezza della rilevazione del piano. Per effettuare una corretta analisi risulta necessario verificare il corretto funzionamento del sensore. Si è rilevato, infatti, che il ToF presenta in simulazione un errore non conforme a quanto dichiarato dal datasheet. Ci si è occupati dunque di sopperire a tale errore identificando un comportamento e definendo un modello che caratterizza quanto rilevato. Compensato l'errore, è stato possibile analizzare la correttezza dell'algoritmo di detection implementato per la rilevazione del piano, nonché l'influenza che gli errori di misurazione hanno su di essa. Si riportano, dunque, le misurazioni di alcune delle diverse simulazioni effettuate al fine di mostrarne le caratteristiche ed evidenziarne i limiti.

Questa ricerca costituisce una seconda tappa del progetto QR₀₁ che è destinato a proseguire ed il quale potrebbe orientarsi nell'ampliamento delle capacità del sistema progettato. Questo, valutati gli ottimi risultati raggiunti, potrebbe costituire un punto fermo da cui proseguire sia per quanto riguarda la validazione sperimentale non compresa in questa tesi, sia per quanto riguarda alcuni aspetti quali:

- Valutazione della detection in caso di misurazioni colpite da disturbi esterni;
- Rivalutazione della procedura di atterraggio, valutando di inserire una posizione dalla quale effettuare la detection in funzione dell'altezza, con il fine di minimizzare l'errore, evitando il fenomeno della collisione;

- Valutazione della dipendenza tra errore di misurazione e stabilità del sistema.

Un ulteriore aspetto da considerare in ottica futura è quello di aumentare il grado di interazione tra il drone e l'uomo o l'ambiente, rendendolo in grado di effettuare un contatto controllato, senza quindi limitarlo al singolo task di landing.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *About Gazebo*. URL: <https://gazebo-sim.org/about>.
- [2] *Impostazione dei sensori*. URL: [https://navigation.ros.org/setup%5C_\\$guides/sensors/setup%5C_\\$sensors.html](https://navigation.ros.org/setup%5C_$guides/sensors/setup%5C_$sensors.html).
- [3] Jinho Kim, Mark C. Lesak, Dylan Taylor, Daniel J. Gonzalez e Christopher M. Korpela. «Autonomous Quadrotor Landing on Inclined Surfaces Using Perception-Guided Active Asymmetric Skids». In: *IEEE Robotics and Automation Letters* 6.4 (2021), pp. 7877–7877. DOI: 10.1109/LRA.2021.3101869.
- [4] Boris Landoni. «Cos'è e come funziona un sensore di distanza laser ToF». In: *Futuranet* (2022). URL: <https://ei.futuranet.it/2022/05/23/cose-e-come-funziona-un-sensore-di-distanza-laser-tof/>.
- [5] Massimiliano Mocellin. «QRo1: Progettazione e Controllo di un Sistema Attuato di Atterraggio per un Quadrirotore». Tesi di laurea mag. Università degli Studi di Padova, 2021.
- [6] Josh Newans. «Prepararsi per ROS Parte 8: Simulazione con Gazebo». In: *articulatedrobotics* (2021). URL: <https://articulatedrobotics.xyz/ready-for-ros-8-gazebo/>.
- [7] Joseph Regan. «I pro e i contro dei droni - Il futuro è qui, e forse ti verrà consegnato a domicilio con un drone». In: *AVG* (2020). URL: <https://www.avg.com/it/signal/the-ups-and-downs-of-drone>.
- [8] *Robot Operating System: il framework per eccellenza per applicazioni robotiche*.
- [9] *Ros Humble Hawksbill*. URL: <https://docs.ros.org/en/humble/index.html>.
- [10] *RTPS/DDSInterface:PX4-Fast RTPS(DDS)Bridge*. URL: <https://docs.px4.io/v1.12/en/middleware/micrortps.html>.
- [11] Yuri S. Sarkisov, Grigoriy A. Yashin, Evgeny V. Tsykunov e Dzmitry Tsetserukou. «DroneGear: A Novel Robotic Landing Gear With Embedded Optical Torque Sensors for Safe Multicopter Landing on an Uneven Surface». In: *IEEE Robotics and Automation Letters* 3.3 (2018), pp. 1912–1917. DOI: 10.1109/LRA.2018.2806080.
- [12] Sconosciuto. «Storia dei Droni. Dal 1849 ai giorni nostri». In: *Combodrone* (2023). URL: <https://www.combodrone.it/storia-dei-droni-1849-oggi/>.
- [13] *SDFormat Specification*. URL: <http://sdformat.org/spec>.
- [14] *Time-of-Flight sensors*. URL: <https://www.st.com/en/imaging-and-photonics-solutions/time-of-flight-sensors.html>.

- [15] *VL53L5CX - Time-of-Flight (ToF) 8x8 multizone ranging sensor with wide field of view*. URL: <https://www.st.com/en/imaging-and-photonics-solutions/vl53l5cx.html>.