



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

***PROGETTO E ANALISI PRELIMINARE DI UN
DRONE VTOL A GUIDA AUTONOMA***

*Applicazione per il trasporto di medicinali e
campioni biomedicali*

Relatore: Prof. Nicola Bianchi

Correlatore: Prof. Ernesto Benini

Candidato: Francesco Pulcini

Matricola: 1236486

Anno Accademico 2021/2022

Indice

Indice delle figure	v
Indice delle tabelle	vii
Acronimi e Legenda simboli	ix
Introduzione	1
Capitolo 1 - Descrizione, stato dell'arte e classificazione	3
1.1 Cos'è un drone	3
1.2 Stato dell'arte	4
1.2.1 Consegna farmaci fra due farmacie	4
1.2.2 Consegna campioni biologici, farmaci e vaccini nel mondo	5
1.2.3 Consegna materiale sanitario fra le sedi dell'ospedale a Roma	8
1.2.3 Realtà in espansione	9
1.3 Classificazione	10
Capitolo 2 - Configurazione del drone e sottosistemi	13
2.1 Obiettivi	13
2.2 Sistemi di riferimento	14
2.3 Scelta della configurazione del drone	15
2.3.1 Tilt rotor	15
2.3.2 Tailsitter	18
2.3.3 Ibrida	19
2.3.4 Scelta della configurazione	22
2.3.5 Valori di riferimento	23
2.3.6 Modellazione in SolidWorks	24
2.4 Sottosistemi	25
Capitolo 3 - Scelta del profilo e dimensionamento dell'ala principale	27
3.1 Definizione dell'ambiente e delle condizioni al contorno	27
3.2 Analisi dei profili con XFLR5	28

3.2.1 profilo NACA 2412.....	30
3.2.2 profilo NACA 4412.....	31
3.2.3 profilo Selig S1223.....	32
3.3 Scelta del profilo	33
3.4 Ala finita.....	34
3.4.1 dimensionamento e analisi con XFLR5	36
3.5 Stima del C_d complessivo e del drag in crociera	41
Capitolo 4 - Dimensionamento del sistema propulsivo e delle batterie	43
4.1 Scelta del motore e dell'elica	43
4.1.1 scelta del motore e dell'elica per le fasi di decollo e atterraggio	44
4.1.2 scelta del motore e dell'elica per la fase di crociera.....	46
4.2 Profilo di missione.....	48
4.3 Stima delle prestazioni richieste per fase di volo	49
4.3.1 fase di decollo (0 - 3).....	49
4.3.2 fase di crociera e atterraggio (3 - 5)	52
4.4 Dimensionamento della batteria.....	53
4.4.1 considerazioni e scelta della batteria	55
4.5 Stima dei pesi	57
Capitolo 5 - Sistema di controllo e esempio di implementazione di un controllo PID	61
5.1 Sistema di controllo.....	61
5.2 Apparato sperimentale.....	62
5.2.1 struttura.....	62
5.2.2 componenti hardware	65
5.2.3 collegamenti e montaggio apparato.....	70
5.3 Filtri per la IMU	71
5.3.1 filtro complementare	72
5.3.2 filtro di Kalman	72
5.4 controllo PID	72

5.5 Software.....	74
5.5.1 scrittura del codice.....	74
5.5.2 acquisizione ed elaborazione dei dati.....	80
5.6 Analisi dei risultati.....	81
Capitolo 6 - Sistema di guida autonoma.....	89
6.1 Livelli di guida autonoma.....	89
6.2 Implementazione della guida autonoma.....	90
6.2.1 architettura del sistema.....	91
6.3 ILS.....	93
6.3.1 applicazione dell'ILS al sistema di guida autonoma.....	95
Conclusioni.....	97
Appendice.....	99
A1 : datasheet motore AM480 KV600.....	99
A2 : datasheet motore MN3110 KV470.....	101
A3 : schema a blocchi sensore MPU-6050.....	103
A4 : codice Arduino.....	104
Bibliografia.....	111

Indice delle figure

<i>Figure 1.1 Quadricottero per trasporto medicinali utilizzato nella sperimentazione</i>	5
<i>Figure 1.2 Drone di La Posta svizzera in volo sopra Lugano</i>	6
<i>Figure 1.3 Drone M2 di Matternet utilizzato da La Posta svizzera e UPS</i>	7
<i>Figure 1.4 Le aree di Rwanda e Ghana coperte dai servizi di consegna con droni di Zipline</i>	7
<i>Figure 1.5 Il drone di Zipline</i>	8
<i>Figure 1.6 Drone ad atterraggio e decollo verticale dotato anche di ala fissa</i>	9
<i>Figure 1.7 Nautilus, il drone di AbZero</i>	9
<i>Figure 1.8 Da sinistra verso destra: drone multicottero, drone ad ala fissa e drone VTOL ad ala fissa</i>	11
<i>Figure 2.1 Rotta di collegamento fra i due ospedali</i>	13
<i>Figure 2.2 Sistema assi corpo</i>	15
<i>Figure 2.3 Nell'ordine: Songbird 1400, Nimbus 1800, FireFLY6</i>	16
<i>Figure 2.4 X2 Geo</i>	18
<i>Figure 2.5 Nell'ordine: Observer VTOL Hybrid, DeltaQuad One, SkyProwler</i>	20
<i>Figure 2.6 Modello esplicativo del drone realizzato in SolidWorks</i>	24
<i>Figure 2.7 Sezione della fusoliera: interno in polistirolo e guscio in fibra di carbonio</i>	25
<i>Figure 3.1 Confronto curvatura profili NACA 2412 e NACA 4412</i>	28
<i>Figure 3.2 Profilo Selig S1223</i>	29
<i>Figure 3.3 Grafico C_l su angolo di attacco profilo NACA 2412</i>	30
<i>Figure 3.4 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo NACA 2412</i>	30
<i>Figure 3.5 Grafico C_l su angolo di attacco profilo NACA 4412</i>	31
<i>Figure 3.6 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo NACA 4412</i>	31
<i>Figure 3.7 Grafico C_l su angolo di attacco profilo Selig S1223</i>	32
<i>Figure 3.8 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo S1223</i>	32
<i>Figure 3.9 Pianta alare</i>	34
<i>Figure 3.10 Angolo di freccia alare del leading edge</i>	35
<i>Figure 3.11 Svergolamento geometrico</i>	36
<i>Figure 3.12 Modello ala in XFLR5</i>	37
<i>Figure 3.13 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante S1223</i>	38
<i>Figure 3.14 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante NACA 2412</i>	39
<i>Figure 3.15 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante NACA 4412</i>	39
<i>Figure 3.16 Ellissoide di rivoluzione</i>	41
<i>Figure 4.1 Motore AM480 KV600 della T-Motor</i>	44
<i>Figure 4.2 ESC AM 66A della T-Motor</i>	46
<i>Figure 4.3 Motore MN3110 KV470 della T-Motor</i>	46

<i>Figure 4.4 Schema del profilo di missione</i>	48
<i>Figure 4.5 Schema accensione propulsori per la fase di decollo (0 - 3)</i>	51
<i>Figure 4.6 Caratteristica di scarica di una cella LiPo a corrente costante</i>	53
<i>Figure 4.7 Batteria</i>	56
<i>Figure 5.1 Schema a blocchi sistema di controllo d'assetto</i>	61
<i>Figure 5.2 Struttura assemblata</i>	62
<i>Figure 5.3 Cuscinetto incassato nel pilone</i>	63
<i>Figure 5.4 Elementi della cerniera</i>	63
<i>Figure 5.5 Dettaglio del blocchetto per imporre l'angolo massimo</i>	64
<i>Figure 5.6 Motore SPM a rotore esterno</i>	65
<i>Figure 5.7 Elica 12x4.5 in materiale plastico</i>	66
<i>Figure 5.8 ESC da 40 A con firmware Simonk</i>	67
<i>Figure 5.9 Scheda Arduino Uno</i>	67
<i>Figure 5.10 Modulo GY-521 MPU-6050</i>	68
<i>Figure 5.11 Alimentatore Peak Tech DC dual power supply 6210</i>	69
<i>Figure 5.12 Breadboard e jump wires</i>	69
<i>Figure 5.13 Schema elettrico dei collegamenti</i>	70
<i>Figure 5.14 Apparato sperimentale completo</i>	71
<i>Figure 5.15 Schema di controllo PID</i>	73
<i>Figure 5.16 Andamento dell'angolo nel tempo con controllore puramente proporzionale</i>	81
<i>Figure 5.17 Andamento dell'angolo nel tempo con controllore proporzionale-integrale</i>	82
<i>Figure 5.18 Andamento dell'angolo nel tempo con una singola perturbazione</i>	83
<i>Figure 5.19 Andamento dell'angolo nel tempo con perturbazioni successive</i>	84
<i>Figure 5.20 Andamento dell'angolo nel tempo con disturbo a gradino</i>	85
<i>Figure 5.21 Confronto prestazioni filtro complementare e filtro di Kalman</i>	86
<i>Figure 6.1 Scala dei livelli di autonomia elaborata da Exyn</i>	89
<i>Figure 6.2 Architettura del sistema di guida autonoma</i>	92
<i>Figure 6.3 Flusso di lavoro del sistema di guida autonoma</i>	92
<i>Figure 6.4 Rappresentazione grafica del localiser, della glideslope e delle frequenze utilizzate</i>	93
<i>Figure 6.5 Principio di funzionamento ILS</i>	94

Indice delle tabelle

<i>Table 2.1 Esempi droni tilt rotor in commercio</i>	17
<i>Table 2.2 Esempio drone tailsitter in commercio</i>	18
<i>Table 2.3 Esempi drone ibrido in commercio</i>	20
<i>Table 2.4 Valori medi per la determinazione dei requisiti di progetto</i>	22
<i>Table 3.1 Confronto prestazioni profili presi in esame</i>	33
<i>Table 3.2 Tabella riassuntiva prestazioni ala finita</i>	40
<i>Table 3.3 Cd ellissoide in funzione del rapporto fra asse e maggiore e minore per $Re=10^6$</i>	41
<i>Table 4.1 Requisiti di spinta per fase di volo</i>	43
<i>Table 4.2 Datasheet AM480 KV600 con elica 13x6.5 in fibra di carbonio</i>	45
<i>Table 4.3 Datasheet MN3110 KV470 con elica 10x3.3 in fibra di carbonio</i>	47
<i>Table 4.4 Tabella riassuntiva tempo azionamento motori e corrispondente throttle per fase di volo</i>	52
<i>Table 4.5 Tabella riassuntiva capacità di carica per fase di volo</i>	56
<i>Table 4.6 Contributi massa del sistema propulsivo e della batteria</i>	58
<i>Table 4.7 Stima dei contributi massa</i>	59
<i>Table 5.1 Guadagni definitivi del controllore PID</i>	83

Acronimi e Legenda simboli

----- ACRONIMI -----

AM: Amplitude Modulation
APR: Aeromobili a Pilotaggio Remoto
BVLOS: Beyond Visual Line Of Sight
CFD: Computer Fluid Dynamics
CNN: Convolutional Neural Network
ESC: Electronic Speed Controller
GNSS: Global Navigation Satellite System
GPS: Global Positioning System
GSA: european GNSS Agency
HTOL: Horizontal Take Off and Landing
ILS: Instrument Landing System
IMU: Inertial Management Unit
LVLH: Local Vertical Local Horizontal
MAC: Mean Aerodynamic Chord
MTOW: Maximum Take Off Weight
NACA: National Advisory Committee for
Aeronautics
PID: Proporzionale Integrale Derivativo
PMU: Power Management Unit
PWM: Pulse Width Modulation
ROS: Robot Operating System
RPAS: Remotely Piloted Aircraft System
RPIC: Remote Pilot In Command
SAE: Society of Automotive Engineers
SAPR: Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto
SPM: Surface Permanent Magnet
SPR: Sistemi a Pilotaggio Remoto
TAS: True Air Speed
UAS: Unmanned Autonomous System
UAV: Unmanned Aerial Vehicle
USV: Unmanned Surface Vehicle
UUV: Unmanned Underwater Vehicle

VHF: Very High Frequency
VLM: Vortex Lattice Methods
VTOL: Vertical Take Off and Landing

----- SIMBOLI -----

c_d : coefficiente di drag
 v_c : velocità di crociera
 t_h : autonomia oraria
 ν : viscosità cinematica
 c : corda aerodinamica
 Re : numero di Reynolds
 c_l : coefficiente di portanza
 α : angolo di attacco
 E^{max} : efficienza massima
 λ : rapporto di rastremazione
 c_t : corda all'estremità alare
 c_r : corda alla radice dell'ala
 Λ : angolo di freccia
 S : superficie in pianta dell'ala
 ρ : densità dell'aria
 L : portanza
 D : resistenza aerodinamica
 m : massa del drone
 a_v : accelerazione verticale
 h : quota di volo
 a_h : accelerazione orizzontale
 I : intensità di corrente
 V : tensione elettrica

Introduzione

Negli ultimi anni il tema dell'inquinamento ambientale sta diventando sempre più centrale in tutti gli ambiti, compreso quello dell'industria. La collettività si sta sensibilizzando e interessando in modo crescente alla questione, anche per il fatto che è toccata sempre più da vicino dagli effetti che l'inquinamento sta avendo sul nostro pianeta. Uno degli obiettivi principali sui quali si punta per combattere l'inquinamento è quello di ridurre, se non azzerare, le emissioni di gas serra. Tale obiettivo è però in netto contrasto con uno stile di vita sempre più frenetico, che richiede lo spostamento continuo di beni e, di conseguenza, un aumento delle emissioni dovute al trasporto. Per questo motivo si è pensato di utilizzare delle strategie alternative, che possano adempiere alle esigenze di trasportare oggetti senza però gravare sull'inquinamento atmosferico. La strategia adottata in questo lavoro è quella che si basa sull'utilizzo di droni a propulsione elettrica; questa tecnologia è in grande espansione appunto per le sue caratteristiche *green*, nonché per la sua versatilità. Nel nostro caso specifico si studieranno dei droni per il trasporto di medicinali; i principali vantaggi di questa soluzione, oltre la già citata riduzione dei gas serra, sono: la contrazione dei tempi di trasporto grazie alla possibilità di evitare il traffico e compiere percorsi più brevi (quasi rettilinei), l'abbassamento dei costi e la possibilità di raggiungere luoghi altrimenti difficilmente accessibili. La soluzione di trasporto di medicinali tramite droni, inoltre, porta dei vantaggi anche sotto il profilo di una crisi sanitaria come quella che stiamo ancora vivendo; in questo modo infatti si riducono i contatti diretti tra le persone riducendo di conseguenza il rischio di contagio.

Nel corso del primo capitolo si fornirà una breve panoramica sulle principali soluzioni attualmente esistenti, nonché sulle loro differenze e criticità a seconda dell'utilizzo specifico (regione del mondo, distanze percorribili e capacità di carico). Proseguendo, con il secondo capitolo si tratterà la scelta della configurazione migliore da adottare nel nostro caso. Nel terzo capitolo verrà progettata l'ala principale sotto il profilo aerodinamico. Il quarto capitolo si occuperà del sistema propulsivo e delle batterie. Nel corso del quinto capitolo si approfondirà invece il sistema di controllo e si implementerà un esempio di controllo PID. Infine, nel sesto e ultimo capitolo, si tratterà l'aspetto della guida autonoma, chiarendo quali sono i suoi compiti e in che modo vengono espletati.

Capitolo 1

Descrizione, stato dell'arte e classificazione

Lo scopo di questo capitolo è quello di individuare le principali caratteristiche che deve avere un drone e le componenti fondamentali di cui è composto, nonché come può essere classificato. Verranno poi brevemente classificati e descritti i principali tipi di drone che sono già in servizio, o in fase di sperimentazione, per l'applicazione di trasporto medicinali e/o di materiale medico.

1.1 Cos'è un drone

Il termine tecnico per definire un drone è *sistema a pilotaggio remoto*. Esistono molti acronimi e sigle per identificarli fra cui citiamo[1]: SAPR (sistemi aeromobili a pilotaggio remoto), APR (aeromobili a pilotaggio remoto), SPR (sistemi a pilotaggio remoto, non sempre volanti ma anche di terra o scafi). I principali acronimi in lingua inglese sono invece: RPAS (remotely piloted aircraft system), UAV (unmanned aerial vehicle, o unmanned autonomous vehicle), UAS (unmanned autonomous system), USV (unmanned surface vehicle) e UUV (unmanned underwater vehicle). I sistemi a pilotaggio remoto (che d'ora in avanti continueremo a chiamare semplicemente droni) sono così chiamati perché composti da un mezzo in movimento e da una stazione di controllo remota, che comunica via radio con il mezzo. Parlando dei mezzi volanti, di nostro interesse, possiamo distinguere fra: *multirotori*, ad *ala fissa* (aeromodello tradizionale), e *palloni aerostatici* o *dirigibili*. Nei droni per uso ludico, ad esempio, il mezzo è generalmente un multirottore con un numero pari di eliche che ruotano in senso orario e antiorario, in modo alternato, in modo da bilanciare le coppie e rendere il velivolo più stabile.

Per il controllo del drone, inoltre, è necessario che sia presente dell'elettronica, supportata da opportuni sensori. In particolare deve essere presente una centralina di volo, che riceve i segnali della stazione di terra (e.g. i segnali di un telecomando), li elabora, e da poi dei comandi ai motori e/o alle superfici di controllo, rendendo possibile il controllo del mezzo. Una delle componenti fondamentali della centralina di volo è la IMU (inertial management unit, o piattaforma inerziale), che comprende i principali sensori per il controllo

dell'assetto come accelerometri, giroscopi e magnetometri, nonché l'antenna GPS. Un altro componente indispensabile è la ricevente radio, che permette la comunicazione fra il drone e la stazione di terra. La parte di potenza è regolata dalla PMU (power management unit), che distribuisce la corrente proveniente dalla batteria a tutta l'elettronica e ai motori. Ogni motore inoltre è dotato di un ESC (electronic speed controller); questo non è altro che un piccolo inverter, che ha il compito di regolare la velocità di rotazione del motore in modo molto preciso. Nel caso in cui il drone sia un quadricottero avremo quindi 4 ESC.

La catena di alimentazione è quindi composta da una batteria che, tramite una rete di distribuzione, alimenta la centralina di volo, la ricevente radio, gli ESC e di conseguenza i motori.

Oltre alle componenti indispensabili sopracitate, il drone può essere dotato di molte altre componenti accessorie. Molti droni per uso professionale sono, ad esempio, dotati di un transponder e di un terminatore di volo (e.g. un paracadute) da usare in caso di emergenza. Ulteriori accessori dipendono dall'uso specifico del drone; ad esempio nel nostro caso dovrà essere presente un sistema che consenta di alloggiare il carico, nel caso di un drone da ricerca e soccorso, invece, saranno presenti una serie di strumenti ottici, termici e di altro tipo etc.

1.2 Stato dell'arte

Negli ultimi anni il trasporto di medicinali e materiale medico per mezzo di droni sta vivendo un crescente sviluppo. La diversità delle soluzioni implementate è testimonianza della versatilità di questa tecnologia. Di seguito si riportano alcuni degli esempi più significativi di ciò che al giorno d'oggi è possibile trovare in commercio, o che si potrà trovare in un prossimo futuro.

1.2.1 Consegna farmaci fra due farmacie

Il primo servizio di trasporto di medicinali tramite droni in Italia, è attivo dalla primavera 2021 ad Isola Novarese, in provincia di Cremona [2]. Il drone, in questo caso specifico, collega due farmacie, dello stesso proprietario, che distano tra loro otto chilometri circa. L'esigenza è nata dal fatto che le due farmacie hanno dimensioni molto diverse, e di conseguenza quella più grande deve rifornire quella più piccola più volte al giorno, a causa degli ammanchi di magazzino; precedentemente il viaggio era effettuato in auto con forti perdite di tempo. Il drone oggi utilizzato ha motorizzazione elettrica e peso di 6 kg circa, con 1 kg di carico utile che però può essere incrementato, dato che tale valore non è dettato

dai limiti del drone ma da limiti di normativa. Il drone in questione è un quadricottero che vola oltre la visuale del pilota, ossia in modalità BVLOS (= Beyond Visual Line Of Sight). Un primo pilota si occupa del decollo, poi il drone procede in maniera automatica verso la destinazione finale, dove un secondo pilota si occupa dell'atterraggio. La particolarità di questo drone, è che viene monitorato da un primo radiocomando per la prima metà del percorso e da un secondo radiocomando per la seconda metà; il passaggio del controllo fra i due radiocomandi avviene in uno specifico punto del percorso, detto punto di *handover*, che si trova nel tratto in cui il drone segue la sua traiettoria in completa autonomia. Da entrambi i radiocomandi è possibile attivare il terminatore di volo, che in questo caso consta di 2 paracadute di emergenza posti simmetricamente ai lati del drone, in prossimità del baricentro; in questo modo le esplosioni, conseguenti ad un'eventuale attivazione dei paracadute, non vanno a causare uno sbilanciamento eccessivo del drone ed è possibile controllarne meglio la discesa.



Figure 1.1 Quadricottero per trasporto medicinali utilizzato nella sperimentazione

1.2.2 Consegna campioni biologici, farmaci e vaccini nel mondo

Il trasporto di materiale sanitario fra ospedali, o per consegna diretta, sta prendendo piede un po' in tutto il mondo; tale servizio è infatti già attivo in alcune parti d'Europa, del Nord America e perfino dell' Africa [3].

In Europa, La Posta svizzera è stata tra gli apripista di questa nuova modalità di gestione della logistica in campo sanitario. Il servizio è attivo già dal 2016 e attualmente opera il trasporto di campioni biologici tra gli ospedali delle città di Lugano, Berna e Zurigo. Nel caso di Zurigo, ad esempio, l'uso del drone permette di compiere un percorso rettilineo che sorvola il Lago di Zurigo, per collegare il ZLZ Zentrallabor Zürich, con la Hirslanden Klinik Im Park, evitando il percorso stradale più lungo che circonda le coste del lago. A

Lugano, invece, sono stati già effettuati oltre duemila voli tra i due ospedali del gruppo EOC, l’Ospedale Italiano e l’Ospedale Civico.



Figure 1.2 Drone di La Posta svizzera in volo sopra Lugano

Nel 2018, negli Stati Uniti, sono stati effettuati i primi test per attivare un servizio simile. In particolare, UPS ha avviato in North Carolina un servizio di droni per la consegna di campioni medici tra gli ospedali del gruppo WakeMed e il laboratorio centrale a Raleigh. Con la comparsa del Covid-19, la tecnologia di trasporto medicinali per via aerea è stata vista come un’opportunità da Cvs Health, il gruppo cui fa capo Cvs Pharmacy (la seconda catena americana di farmacie, con più di 9600 esercizi [4]). Nel maggio 2020 tale compagnia si è appoggiata ad UPS Flight Forward, per consegnare i farmaci con obbligo di prescrizione ai residenti di “The Villages”, in Florida, la più grande comunità residenziale per pensionati degli USA. L’obiettivo era quello di assicurare ai pazienti il recapito di farmaci urgenti senza violare le misure di distanziamento sociale allora in vigore. I droni depositano il carico in un’area nei pressi della comunità, da dove poi un corriere provvede al recapito porta a porta. In questo modo, Cvs ha potuto continuare a consegnare i medicinali senza obbligare i pensionati ad uscire di casa.

In tutti i casi sopracitati il drone utilizzato è il quadricottero M2, prodotto dall’americana Matternet. Tale drone è alimentato da batterie ricaricabili al litio, è dotato di un paracadute centrale e può trasportare un carico utile fino a 2.26 kg, su distanze fino a 20 km. I campioni biologici sono caricati sul drone dal personale sanitario in appositi contenitori chiusi; il drone segue quindi autovie aeree predeterminate, sotto la guida di un Remote Pilot-in-Command (RPIC) appositamente addestrato, fino ad atterrare sulla docking station in un’apposita area adiacente al sito ospedaliero. L’utilizzo dei droni è stato autorizzato

rispettivamente dalle autorità responsabili per i servizi aerei in Svizzera e Stati Uniti, e offre il vantaggio di consegne veloci in giornata, sfruttando la possibilità di evitare le code stradali e di abbassare i costi.

In Africa, diversi paesi stanno già utilizzando dei droni per il trasporto di materiali d'interesse sanitario (sangue, vaccini, medicinali) verso le aree più remote del territorio.



Figure 1.3 Drone M2 di Matternet utilizzato da La Posta svizzera e UPS

L'utilizzo dei droni permette, in questo caso, un miglioramento delle condizioni di salute delle popolazioni delle aree rurali, storicamente caratterizzate da un accesso molto difficile ai servizi sanitari. Il Rwanda è stato il primo stato africano a muoversi in tal senso, nel 2016, e sono già oltre centomila i voli effettuati con i droni gestiti dall'americana Zipline, con una copertura capillare del territorio del piccolo paese. Seguendo l'esempio del Rwanda, nel 2018 il Ghana ha autorizzato un nuovo progetto, condotto sempre in collaborazione con Zipline, per la consegna di sangue, vaccini e altri presidi sanitari. I primi due centri operativi nel paese sono stati aperti a gennaio 2019 [5].

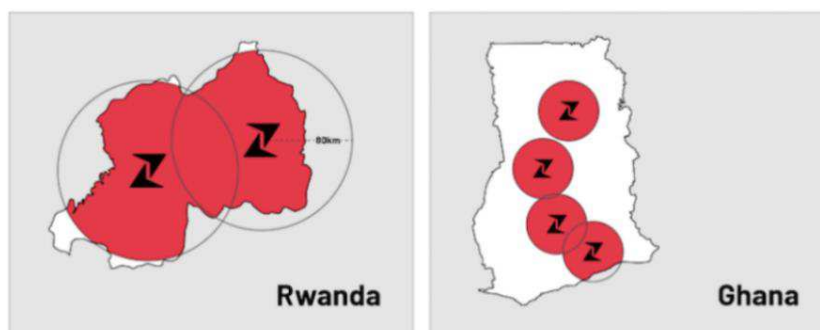


Figure 1.4 Le aree di Rwanda e Ghana coperte dai servizi di consegna con droni di Zipline

Il modello sviluppato da Zipline, e utilizzato nei paesi africani, prevede che i prodotti medicali siano conservati in dei magazzini in un centro distributivo adiacente al sito di lancio dei droni; in questo modo è possibile ottimizzare i tempi di consegna una volta ricevute le richieste inoltrate dagli ambulatori sparsi sul territorio. In questo caso, l'APR è un piccolo aereo elettrico miniaturizzato, che una volta giunto sopra la sua destinazione sgancia il carico, il quale scende a terra dolcemente grazie all'utilizzo di un paracadute. Il drone viaggia a 100 km/h ed è in grado di superare anche zone impervie, come foreste e montagne, e in ogni condizione atmosferica, coprendo distanze fino a circa 80 km e trasportando carichi fino a 1,8 kg con un tempo medio di percorrenza di 30 minuti.



Figure 1.5 Il drone di Zipline

1.2.3 Consegna materiale sanitario fra le sedi dell'ospedale a Roma

In Italia, a Roma, una collaborazione tra Leonardo, Telespazio, Ospedale Pediatrico Bambino Gesù e ENAC ha portato a termine una sperimentazione di consegna di campioni biologici e generi biomedicali, su tratte non facilmente raggiungibili per viabilità ordinaria; in particolare fra le due sedi dell'Ospedale Pediatrico Bambino Gesù [6]. I primi test sono stati svolti con successo nell'ottobre 2018, utilizzando un drone a decollo verticale ma dotato di ala fissa. I due siti dell'Ospedale Pediatrico Bambino Gesù (il centro di prelievo di S. Marinella e quello di analisi di Palidoro) distano circa 32 km; anche in questo caso il tragitto viene percorso utilizzando una modalità di controllo automatico oltre il campo di vista dell'operatore (BVLOS). La diversità di questa sperimentazione sta nel tipo di drone utilizzato; dovendo percorrere oltre 32 km risulta infatti vantaggioso avere un'ala fissa, per guadagnare efficienza aerodinamica e poter così percorrere distanze più lunghe. Dall'altro lato, però, un classico quadricottero rende più agevole partenze e arrivi, dato che rende possibile effettuare decolli e atterraggi verticali. La soluzione qui utilizzata unisce i

vantaggi di entrambe le configurazioni, utilizzando un drone con quattro propulsori per il decollo e atterraggio ma dotato anche di ali fisse, oltre ad un quinto propulsore per la spinta orizzontale in crociera.

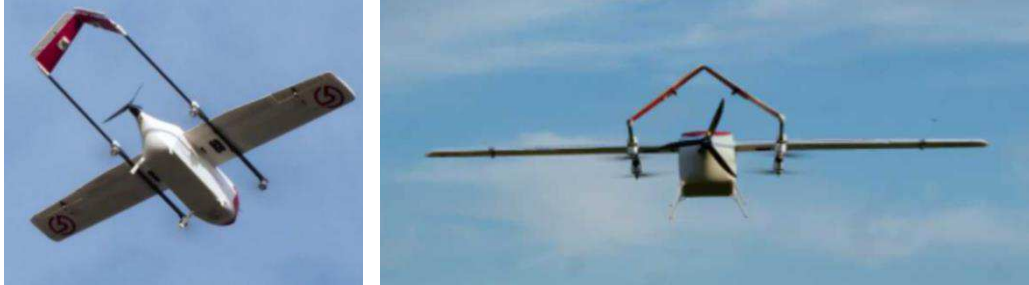


Figure 1.6 Drone ad atterraggio e decollo verticale dotato anche di ala fissa

1.2.3 Realtà in espansione

Come più volte ripetuto, l'interesse per i sistemi a pilotaggio remoto è in aumento; a riprova di questa asserzione si osservi come siano sempre più numerosi i bandi e i concorsi che trattano di questa materia, anche a livello europeo. A titolo di esempio si riporta la competizione europea MyGalileoDrone, promossa dalla GSA (l'Agenzia europea per i sistemi basati sulla navigazione con geolocalizzazione) [7]. Tale concorso è stato vinto dalla start up toscana AbZero con il drone Nautilus, studiato per il trasporto d'emergenza di sangue, emoderivati, medicinali e tamponi sierologici. Nautilus è un esacottero in grado di trasportare materiale sanitario su distanze fino a 40 km. Durante la pandemia, AbZero ha utilizzato il proprio velivolo senza pilota per il trasporto di campioni medici e forniture nelle zone in quarantena, diminuendo i contatti e quindi il rischio di contagi. La particolarità di questo drone sta anche nell'involucro del payload, che diventa una *smart capsule* in grado di monitorare i parametri interni (come la temperatura) e certificare così che i materiali biologici, durante il trasporto, siano rimasti nelle dovute finestre per una corretta conservazione.



Figure 1.7 Nautilus, il drone di AbZero

1.3 Classificazione

La classificazione dei droni non è una materia banale, per gli scopi di questo lavoro tuttavia sarà sufficiente una classificazione di massima, per permettere di comprendere le principali differenze a livello di configurazione aerodinamica. Verranno quindi omesse le diverse classificazioni che si basano sullo scopo dell'utilizzo del drone, dato che la finalità di utilizzo è già stata ampiamente chiarita.

Volendo quindi indicare una classificazione di massima per i droni, possiamo dire che questi si dividono in 3 categorie principali:

- **Droni multicottero:** questa tipologia di droni è dotata di più eliche avente asse di rotazione verticale. Le eliche sono quasi sempre in numero pari, in modo da permettere il bilanciamento della rotazione intorno all'asse del velivolo parallelo all'asse delle eliche (asse di imbardata o asse di *yaw*) quando queste ruotano tutte alla stessa velocità. I vantaggi principali dei multicotteri sono la loro manovrabilità (possibilità di hover prolungati, inversioni di direzione rapidi senza cambio di traiettoria etc.) e il fatto che possano effettuare decolli e atterraggi verticalmente; ossia che siano droni VTOL (*Vertical Take Off and Landing*). Inoltre, adottando la configurazione a quadricottero, che è ampiamente la più diffusa, o una configurazione con più eliche, è possibile implementare un sistema di controllo che, nel caso di fallimento di un motore, renda comunque possibile il volo gestendo i motori rimasti. Lo svantaggio principale è la ridotta efficienza aerodinamica, che porta a un consumo elevato di energia per percorrere grandi distanze.
- **Droni ad ala fissa:** questa tipologia di droni, come dice il nome, è dotata di un'ala fissa principale che genera la portanza, e di uno o più propulsori che generano una spinta orizzontale parallela al moto. Il drone quindi, per consentire all'ala di generare la portanza necessaria al suo sollevamento, deve avere una velocità superiore a quella di stallo e di conseguenza non sono possibili decolli e atterraggi verticali. Questi droni possono essere accomunati ad un aeromodello di tipo tradizionale. Il vantaggio principale di questi mezzi sta nell'elevata efficienza aerodinamica che si può ottenere, il che rende possibile coprire tratte più lunghe, a parità di altre condizioni, rispetto ai multicotteri. Lo svantaggio, come detto, sta nel fatto che questi droni non sono VTOL, e di conseguenza hanno bisogno di più spazio per il decollo e l'atterraggio. La loro manovrabilità è inoltre più limitata.

- **Droni VTOL ad ala fissa:** questa tipologia di droni cerca di unire i vantaggi delle due categorie sopracitate. Si tratta sostanzialmente di un drone ad ala fissa, che però è in grado di decollare e atterrare in modo verticale. Il sistema di decollo e atterraggio può avvenire in diversi modi; è possibile ad esempio applicare quattro propulsori, con spinta verticale, ad un normale drone ad ala fissa e utilizzarli per svolgere la funzione di VTOL, differenziando così i motori per le operazioni di decollo e atterraggio da quelli per il volo di crociera. Un'altra possibilità è quella di utilizzare una configurazione a convertiplano; in questo caso, i propulsori svolgono sia la funzione di VTOL che quella propulsiva in crociera, tra le due fasi è però necessario ruotare le eliche (o l'intero drone a seconda dei casi) di 90 gradi, per passare dalla configurazione con spinta verso l'alto alla configurazione con spinta orizzontale. Questi mezzi mantengono una buona efficienza aerodinamica, che li rende adatti a percorrere tratte relativamente lunghe, senza rinunciare alla possibilità di effettuare decolli e atterraggi verticali.



Figure 1.8 Da sinistra verso destra: drone multicottero, drone ad ala fissa e drone VTOL ad ala fissa

Capitolo 2

Configurazione del drone e sottosistemi

Lo scopo di questo capitolo è quello di identificare una geometria e una configurazione di massima del drone che sia adatta a compiere una tipica missione di trasporto medicinali a medio raggio. Si fisseranno anzitutto degli obiettivi e, basandosi sulle caratteristiche di droni già in commercio, si estrapoleranno dei requisiti di progetto indicativi, che saranno utilizzati per i successivi dimensionamenti. Si introdurranno inoltre i principali sottosistemi, che saranno trattati più nel dettaglio nei capitoli successivi.

2.1 Obiettivi

L'obiettivo che ci si pone è quello di collegare l'ospedale di Arco, a nord del lago di Garda, con l'ospedale civile di Salò, nella zona sud-ovest del lago.

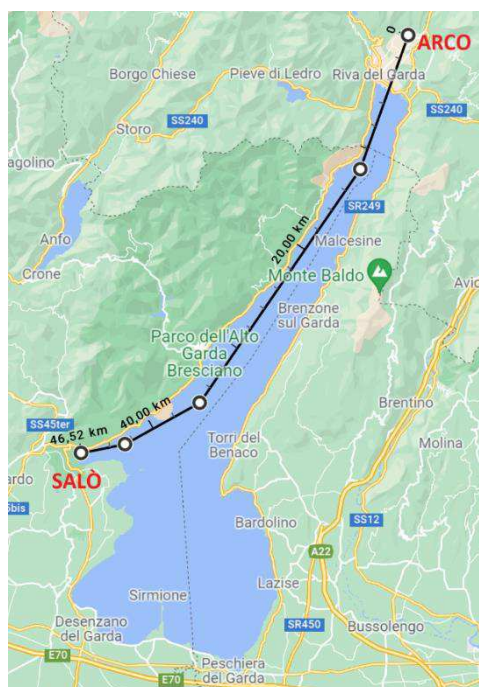


Figure 2.1 Rotta di collegamento fra i due ospedali

Il lago di Garda è il maggiore lago italiano, con una superficie di 370 km² [8], ed è un lago di origine glaciale. In particolare, la costa nordoccidentale è caratterizzata dalla presenza di massicci montuosi che terminano a strapiombo sul lago. Questa particolare conformazione rende difficoltoso spostarsi tra le due strutture utilizzando la normale viabilità. L'unica strada di collegamento è infatti la SS45bis, che si snoda lungo la costa tortuosa, attraversando tutti i paesi costieri e rendendo di conseguenza la guida impegnativa, con tratti rettilinei praticamente assenti e senza possibilità di sorpasso. Inoltre, essendo il lago di Garda un'importante meta turistica, visitata ogni anno da milioni di persone [9], la strada è anche molto trafficata per buona parte dell'anno. Il collegamento dei due ospedali tramite un drone quindi, in questo caso, porterebbe ad evitare un elevato carico di stress all'operatore addetto al trasporto, oltre ad un notevole risparmio di tempo e costi. Vista la conformazione del territorio, la rotta più logica da far seguire al drone è quella che si ottiene sorvolando il lago; in questo modo si evitano le alture e si può mantenere una quota di volo costante e quasi sempre rettilinea, fatta eccezione per tre piccole virate.

2.2 Sistemi di riferimento

Prima di passare alla configurazione del drone, è bene chiarire quali sistemi di riferimento si intende utilizzare. Dato che si vuole considerare un drone ad ala fissa, risulta naturale adottare i classici sistemi di riferimento che si utilizzano comunemente in ambito aeronautico. Avremo quindi:

- **Sistema assi verticali locali (LVLH – *Local Vertical Local Horizontal*)** che ha come origine il baricentro del velivolo, gli assi \hat{i}_v e \hat{j}_v che identificano il piano orizzontale locale (ossia il piano dell'orizzonte) e l'asse \hat{k}_v che identifica la verticale locale. Tale sistema non è inerziale perché risente della curvatura terrestre, ma per piccole tratte può essere considerato circa inerziale.
- **Sistema assi corpo (*body-axis frame*)** che ha come origine il baricentro del velivolo, l'asse \hat{i}_b solidale al muso del velivolo stesso, con direzione coincidente all'asse di simmetria e verso in avanti, l'asse \hat{j}_b che punta a destra sul piano delle ali ortogonalmente all'asse di simmetria e l'asse \hat{k}_b che completa la terna puntando verso il basso del velivolo. Tale sistema è quindi solidale al drone.

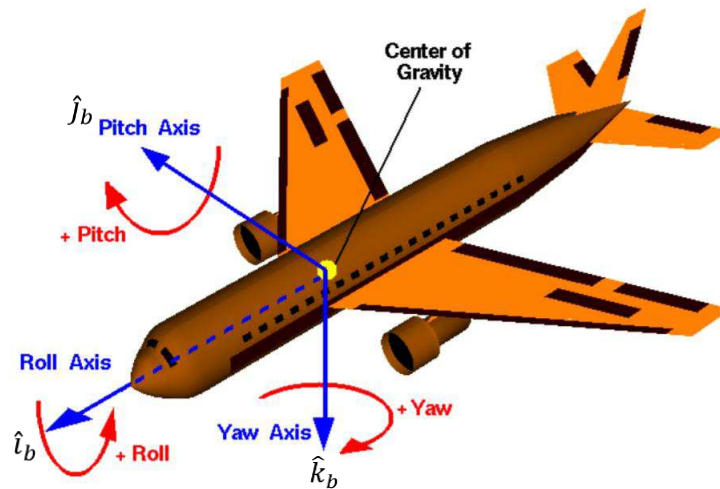


Figure 2.2 Sistema assi corpo

- **Sistema assi vento (*wind-axis frame*)** che ha sempre come origine il baricentro del velivolo ma i suoi assi dipendono dalla velocità relativa del vento. In particolare l'asse \hat{i}_w è collineare con la TAS (*True Air Speed*), l'asse \hat{k}_w è l'intersezione fra il piano ortogonale alla TAS e il piano verticale locale che contiene la TAS, mentre l'asse \hat{j}_w completa la terna levogira. È utile per scrivere le forze aerodinamiche, dato che queste dipendono dalla TAS.

2.3 Scelta della configurazione del drone

Come esposto nel capitolo 1, esistono diverse configurazioni per i droni. Per i nostri scopi, come ribadito al punto precedente, è stato deciso di utilizzare un drone di tipo VTOL ad ala fissa, in questo modo sarà possibile sfruttare la praticità del decollo e atterraggio verticale ma avere comunque un mezzo aerodinamicamente efficiente, in grado di percorrere distanze importanti senza consumare troppa energia. Esistono tuttavia diverse tipologie di droni VTOL ad ala fissa [10]; si prenderanno quindi ora in considerazione diverse configurazioni e se ne valuteranno i pro e i contro.

2.3.1 Tilt rotor

Questa tipologia di drone sfrutta gli stessi motori per tutte le fasi di volo. I rotori sono installati su dei meccanismi che ne consentono la rotazione, in questo modo è possibile modificare l'orientamento della spinta da verticale, per decollo e atterraggio, ad orizzontale, per il volo di crociera, mantenendo il velivolo in assetto con l'asse di imbardata che punta sempre a terra. Tale sistema utilizza uno o più servocomandi per ruotare l'asse

di ogni motore in volo, e il numero di meccanismi dovrà coincidere con il numero di motori che si intende utilizzare.

Questa tipologia presenta i seguenti svantaggi:

- Aumento del peso, dovuto alla presenza dei servomeccanismi per la rotazione dei motori
- Aumento del rischio di perdita del controllo, legato alla precisione dell'orientamento dei motori e alla loro sincronizzazione durante la rotazione
- Riduzione intrinseca dell'affidabilità, legata alla presenza di meccanismi aggiuntivi che potrebbero guastarsi
- Difficoltà di alloggiamento dei meccanismi aggiuntivi

I vantaggi invece sono i seguenti:

- Riduzione dei pesi dovuto alla presenza di meno motori
- Riduzione dei costi dovuto alla presenza di meno motori
- Possibilità di orientazione della spinta mantenendo un assetto costante

Di seguito vengono riportati i dati di alcuni mezzi in commercio che sfruttano questa configurazione [11] [12] [13] [14].



Figure 2.3 Nell'ordine: Songbird 1400, Nimbus 1800, FireFLY6

Table 2.1 Esempi droni tilt rotor in commercio

	Songbird 1400	Vertex Tiltrotor	FireFLY6	Nimbus 1800 TILT
BODY	Conventional	Canard	Flying wing	Conventional V-Tail
TYPE	VTOL/HTOL (4 TILTING)	VTOL/HTOL (4 TILTING)	VTOL/HTOL (3 TILTING)	VTOL/HTOL (3 TILTING)
Wingspan [mm]	3060	1200	1524	1800
Chord [mm]	330	430		200
Length [mm]	600	610	828	1300
Wing Area [dm²]	100	52	43	36
Wing Load [g/dm²]	90.00	82.69	88.37	138.89
Max. Speed [km/h]	160	88.5		90
Working speed [km/h]	64.8	45	59.76	
Max. time [min]	70	30	59	50
MTOW [g]	7700	4300	3800	4800
Payload [g]	1400	400		700
Power	6s 14000 - 22000	6s 8000 10C	Lipo 2x 6s 5000mAh	1x 6S 10000 or 2x 6S 9500
Volt	22.2	22.2	22.2	22.2
mAh	14000	8000	10000	10000
Wh	310.8	177.6	222	222
Watt/MTOW	29.6000	82.6047	59.4112	53.2800
Motor	4	4	TBS 400kv - Six BirdsEyeView Aerobotics 400-watt brushless outrunners	3 X Sunnysky 4112 KV485 (153g)

Dove MTOW sta per *Maximum Take Off Weight*, cioè massimo peso al decollo.

2.3.2 *Tailsitter*

Questa tipologia di drone sfrutta una rotazione di 90 gradi dell'intero corpo del mezzo e non solo dei motori. Il drone, in particolare, si appoggia sulla coda nelle fasi di decollo e atterraggio ed effettua una rotazione di 90 gradi sull'asse di beccheggio per passare dalla fase di VTOL a quella di crociera e viceversa. Il vantaggio principale di tale configurazione è la possibilità di usare gli stessi propulsori per tutte le fasi di volo, senza dover aggiungere meccanismi di rotazione per i motori, con conseguenti vantaggi in termini di peso, costo e affidabilità rispetto ai tilt rotor. Nonostante i vantaggi, tuttavia, questa tipologia non è molto diffusa a causa dei notevoli rischi legati all'utilizzo di una configurazione così complessa per quanto riguarda la meccanica del volo. Durante le fasi di rotazione sull'asse di beccheggio si passa infatti da una configurazione con velivolo orizzontale a una con velivolo verticale (o viceversa), e si ha quindi una distribuzione dei pesi e uno studio della stabilità molto differente. In questa fase critica anche disturbi relativamente piccoli possono portare al fallimento della missione. Per gestire più agevolmente queste problematiche risulta utile adottare una configurazione con poca inerzia sull'asse di beccheggio (e.g. utilizzare un APR tuttala).

Di seguito è riportato un esempio di drone che adotta questa configurazione [15].



Figure 2.4 X2 Geo

Table 2.2 Esempio drone tailsitter in commercio

	X2 Geo
BODY	Tailsitter
TYPE	VTOL Tailsitter (4 rotor)
Wingspan [mm]	840
Max. Speed[km/h]	88
Max. time [min]	45
MTOW [g]	1270
Power	1x 4s 5400
Volt	14.8
mAh	5400
Wh	79.92
Watt/MTOW	83.9055
Motor	4 x 210W

Questa configurazione non è molto diffusa ed è stato quindi riportato solo un esempio.

2.3.3 Ibrida

Questa tipologia di drone è così definita perché è di fatto un ibrido fra un aeromodello convenzionale e un multicottero; presenta infatti dei propulsori dedicati alle fasi di decollo e atterraggio e uno o più propulsori per la fase di volo orizzontale in crociera. La logica è solitamente quella di utilizzare come base un velivolo ad ala fissa di tipo convenzionale, per poi modificarne la struttura in modo da poter installare i propulsori che consentono le fasi VTOL. Avendo due gruppi propulsivi, si dovranno considerare due dimensionamenti separati: il gruppo per la fase VTOL sarà dimensionato per il sollevamento del peso massimo del mezzo, mentre il gruppo per la propulsione in crociera sarà dimensionato per fornire la spinta orizzontale necessaria al moto. La fase più delicata è, anche in questo caso, quella di transizione fra il moto verticale e il moto orizzontale; in particolare, i motori per la fase VTOL dovranno rimanere accesi fino a quando non sarà superata la velocità di stallo e raggiunta una velocità adeguata per il decollo in sicurezza. Se si vuole automatizzare questo processo sarà dunque necessario che i motori comunichino con i dati di volo e si spengano al momento più opportuno. Lo svantaggio principale di questa configurazione è l'aumento di peso e costi dovuto all'installazione dei motori aggiuntivi e della struttura che li supporta. Un ulteriore limite è dato dal fatto che la struttura aggiuntiva riduce leggermente l'efficienza aerodinamica, dato che aumenta inevitabilmente la

resistenza all'avanzamento. I vantaggi, invece, sono il fatto di mantenere un assetto costante durante la fase di transizione fra il volo verticale e orizzontale, la semplicità costruttiva, che non prevede meccanismi aggiuntivi, e la relativa facilità del controllo nella fase più delicata di transizione, che può essere operato semplicemente variando la velocità di rotazione dei motori. Questa configurazione sembra quindi essere la più affidabile.

Di seguito si riportano alcuni mezzi in commercio che sfruttano questa configurazione [16] [17] [18] [8].



Figure 2.5 Nell'ordine: Observer VTOL Hybrid, DeltaQuad One, SkyProwler

Table 2.3 Esempi drone ibrido in commercio

	Observer VTOL Hybrid	DeltaQuad One	Chrysaor VTL-1	SkyProwler
BODY	Conventional Highwing	Flying wing	Conventional TwinTail	Conventional V-Tail
TYPE	VTOL/ HTOL (4 Pull hoovering1 push Horiz.) H config.	VTOL/ HTOL (4 hoovering 1 push Horiz.) H config.	VTOL/ HTOL (4 hoovering 1 push Horiz.) H config.	VTOL/ HOTOL (4 HOVERING 1 PUSH)
Wingspan [mm]	1980	2350	1800	900
Chord [mm]		460	240	
Length [mm]	1170	900	1400	550
Wing Area [dm²]	55	90	36	
Wing Load [g/dm²]	87.27	66.67	97.22	
Max. Speed [km/h]	95	100	100	100
Working Speed [km/h]	50	65		56
Max. time [min]	40	120	60	40
MTOW [g]	4800	6000	3500	
Payload [g]		1000		450
Power	4s 10000	4s 23000	4s 10000 -	3x 3s 5000
Volt	14.8	14.8	14.8	33.3
mAh	10000	23000	10000	15000
Wh	148	340.4	148	499.5
Watt/ MTOW	46.2500	28.3667	42.2857	

2.3.4 Scelta della configurazione

Dalle caratteristiche delle diverse configurazioni appena descritte si può ora operare una scelta, considerando che il drone che si vuole utilizzare deve avere un'autonomia ragionevole, una buona manovrabilità, deve poter alloggiare un carico di medicinali o materiale biomedicale e deve essere affidabile.

Tra le tre configurazioni viste, quella tailsitter è sicuramente la più leggera, dato che utilizza gli stessi motori per tutte le fasi di volo e non richiede l'installazione di meccanismi aggiuntivi per la rotazione della spinta; questo potrebbe portare a pensare di poter raggiungere autonomie più elevate, oltre a poter beneficiare di un risparmio economico. Dai dati trovati sui modelli in commercio, però, si può notare come il rapporto potenza / peso massimo al decollo per questa tipologia sia più alto della media. Per i nostri scopi, inoltre, questa configurazione presenta dei grossi limiti, legati soprattutto alla rotazione di 90 gradi sull'asse di beccheggio. Come già detto, questa rotazione è molto delicata; per rendere la manovra possibile e sicura si utilizzano dei droni che sono sostanzialmente dei modelli tuttala. Così facendo il drone è molto più largo che lungo e l'inerzia sull'asse di beccheggio diventa relativamente bassa, consentendo una facile rotazione su questo asse. Il problema è che questa soluzione non si presta a scopi di trasporto, dato che installare un carico esterno andrebbe a sbilanciare il mezzo durante la rotazione. Inoltre anche installare il carico all'interno sarebbe problematico; per la natura della configurazione tuttala, infatti, lo spazio interno è molto ridotto. In particolare, per non sbilanciare il drone, il *payload* andrebbe installato nella parte centrale, dove sono già presenti la IMU, le batterie e le altre componenti che consentono all'APR di volare. Questa configurazione sembra dunque da scartare.

Le soluzioni con tilt rotor e ibrida consentono un assetto circa costante durante la fase di transizione fra moto verticale e orizzontale, e entrambe prevedono l'aggiunta di peso rispetto alla configurazione HTOL (*Horizontal Take Off and Landing*). La configurazione ibrida però sembra più affidabile di quella con tilt rotor, dato che i motori sono in posizione fissa e non si rischiano quindi fallimenti dei meccanismi o errori sulla sincronizzazione della rotazione dei singoli propulsori. Tra le due, quindi, si è scelto di utilizzare la configurazione ibrida, che ha anche il vantaggio di avere una maggiore semplicità costruttiva data dall'assenza dei meccanismi di rotazione. Tale soluzione consente anche di utilizzare la fusoliera come una stiva di carico dove alloggiare i medicinali.

2.3.5 Valori di riferimento

Facendo una media delle informazioni trovate sui velivoli già in commercio possiamo ottenere dei valori di riferimento, che non saranno quelli definitivi per il nostro drone ma ci daranno un'idea dell'ordine di grandezza che è lecito attendersi.

Table 2.4 Valori medi per la determinazione dei requisiti di progetto

1745.4	Wingspan [mm]
323.3	Chord [mm]
990.4	Length [mm]
62.0	Wing Area [dm ²]
94.8	Wing Load [g/dm ²]
101.0	Max. Speed [km/h]
57.3	Working speed [km/h]
74.7	Max. time [min]
5185.6	MTOW [g]
821.4	Payload [g]
18.5	Volt
9430.0	mAh
192.1	Watt

Da questa analisi preliminare abbiamo quindi estrapolato dei requisiti di progetto indicativi.

2.3.6 Modellazione in SolidWorks

Una volta effettuata la scelta della configurazione è stata eseguita una modellazione rappresentativa della struttura utilizzando il software SolidWorks 2021 Education Edition.

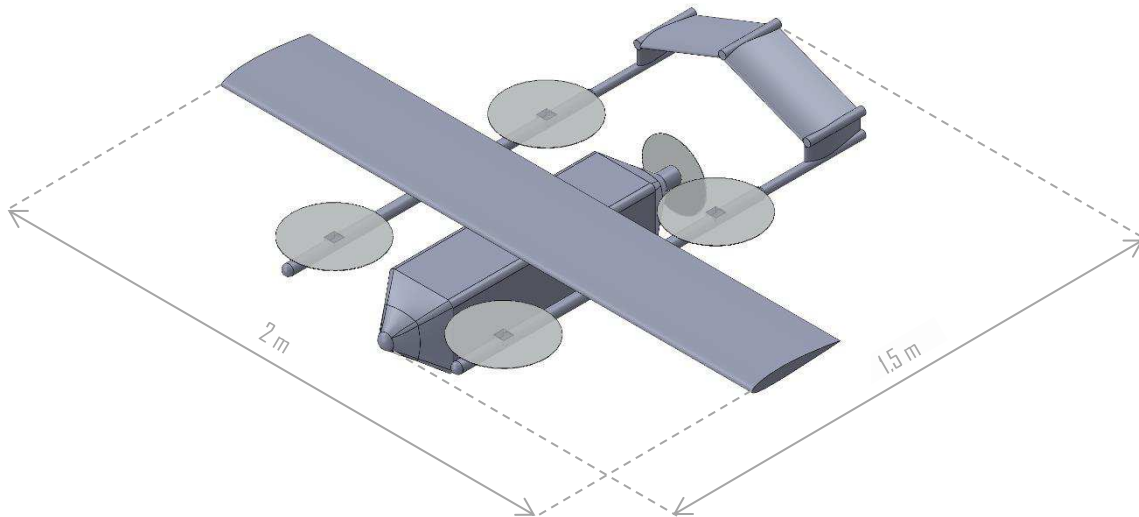


Figure 2.6 Modello esplicativo del drone realizzato in SolidWorks

La fusoliera, che è pensata per essere anche la stiva di carico, è stata modellata come un parallelepipedo. Le operazioni di carico e scarico si possono facilmente compiere munendo la parte affusolata frontale di cerniere che ne consentono l'apertura verso l'alto (come si fa per alcuni aerei cargo). L'ala principale è fissata sopra alla fusoliera e supporta la struttura che ospita i quattro motori necessari per rendere il drone VTOL. Questa struttura, inoltre, è collegata alle barre che reggono i quattro spezzoni di ala che vanno a formare la coda. La coda ha una configurazione a V-tail rovesciata ed è posizionata più in alto della fusoliera, in modo da non essere investita dal flusso d'aria prodotto dall'elica spingente, posizionata nella parte terminale della fusoliera stessa. L'elica spingente in coda, al posto della più tradizionale elica traente nella parte frontale, consente di avere il muso libero che, come detto, garantisce un facile e veloce accesso al carico.

Stiva di carico

Dato che lo scopo è quello di trasportare materiale farmaceutico o biomedicale, è bene chiarire in maniera un po' più dettagliata come si intende realizzare la stiva di carico. Soprattutto se si parla di materiale biomedicale, infatti, è necessario garantire che

all'interno della stiva non si raggiungano temperature troppo elevate. Per questo motivo la stiva può essere realizzata con uno strato interno in polistirolo e un guscio esterno in fibra di carbonio o in materiale plastico. Il polistirolo, nel nostro caso, è il materiale ideale per assolvere alla funzione di isolante termico, dato che è anche molto leggero. Il guscio esterno, invece, funge da protezione per il polistirolo, oltre a conferire alla struttura resistenza e rigidità. La scelta del materiale più adatto per la copertura esula dagli scopi di questo lavoro, tuttavia possiamo dire che l'utilizzo di un materiale plastico garantirebbe maggior leggerezza mentre la fibra di carbonio conferirebbe una maggiore rigidità.

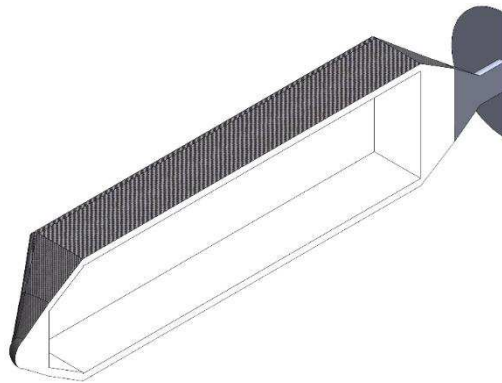


Figure 2.7 Sezione della fusoliera: interno in polistirolo e guscio in fibra di carbonio

È bene notare che nel caso sia necessario utilizzare dei ghiaccioli, o altri dispositivi per mantenere una bassa temperatura, la loro massa dovrà essere considerata come parte del payload e dovrà rientrare nel peso massimo previsto per quest'ultimo. Si ricorda, infine, che la fusoliera non verrà impiegata solamente come stiva di carico; al suo interno infatti dovranno essere alloggiati anche la batteria e altre componenti necessarie per far volare il drone.

2.4 Sottosistemi

Il sottosistema della struttura è già stato trattato, si introdurranno ora brevemente gli altri sottosistemi, che verranno descritti più nel dettaglio nei capitoli seguenti.

- **Superfici aerodinamiche:** comprendono l'ala principale e le superfici di coda. Per l'ala principale verrà effettuata un'analisi con il software XFLR5 che porti alla scelta del profilo più idoneo, mentre per la coda si sceglierà un profilo simmetrico della stessa famiglia.

- **Rotori e propulsione:** i rotori sono l'elemento che fornisce la spinta e consente il volo. Si dimensioneranno i quattro rotori che il drone utilizza per le manovre di decollo e atterraggio verticale e il rotore principale che fornisce la spinta orizzontale.
- **Motori:** sono l'elemento che converte la potenza elettrica disponibile in potenza meccanica da fornire ai rotori. Si dimensioneranno i quattro motori che espletano la funzione VTOL e il motore principale per la propulsione orizzontale.
- **Batterie:** rappresentano la scorta di energia del drone; sono in grado di stoccare l'energia elettrica sotto forma di energia chimica e di riconvertire l'energia chimica immagazzinata in energia elettrica, da fornire ai motori tramite gli inverter.
- **Sistema di controllo d'assetto:** è il sistema che consente al drone di adottare l'assetto più opportuno nelle varie fasi di volo; per farlo si appoggia principalmente ai sensori della IMU.
- **Sistema di navigazione:** è il sistema che consente di implementare la guida autonoma, grazie alla quale non sarà necessario che l'operatore piloti attivamente il drone e nemmeno che questo sia nel suo campo visivo.

Capitolo 3

Scelta del profilo e dimensionamento dell'ala principale

Lo scopo di questo capitolo è quello di scegliere un profilo per l'ala principale e di dimensionare l'ala finita. Si indagheranno, in particolare, la velocità di decollo, cioè la minima velocità orizzontale alla quale il drone è in grado di bilanciare il proprio peso grazie alla portanza sviluppata dalla sola ala principale, e la velocità di crociera. Si stimeranno inoltre il C_d complessivo del drone e la resistenza aerodinamica in crociera.

3.1 Definizione dell'ambiente e delle condizioni al contorno

La rotta tracciata in Figura 2.1 misura 46.5 km di lunghezza. Dalla Tabella 2.4 possiamo inoltre estrapolare il dato sull'autonomia oraria, che può essere arrotondato a 75 minuti. Considerando che parte dell'autonomia oraria va utilizzata per le manovre di decollo e accelerazione e decelerazione e atterraggio, e che queste manovre vengono eseguite due volte ad ogni tratta, se si considera un viaggio di andata e ritorno, allora possiamo supporre che il tempo utile di volo in crociera si attesti attorno ai 68 minuti. La velocità di crociera necessaria per coprire la tratta sarà quindi:

$$v_c = \frac{x}{t_h} = \frac{93000}{3900} = 22.8 \frac{m}{s}$$

Con v_c velocità di crociera, x distanza di andata e ritorno e t_h l'autonomia oraria.

Il lago di Garda si trova ad una quota di 65 m s.l.m. e la temperatura media dell'aria si attesta attorno ai 20 °C. Con questi dati è ragionevole assumere una viscosità cinematica ν pari a $10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$. Prendendo poi di nuovo spunto dai dati di Tabella 2.4, possiamo considerare una corda del profilo di lunghezza pari a 35 cm. Con questi dati è possibile calcolare il numero di Reynolds di lavoro della nostra ala come:

$$Re_c = \frac{v_c C}{\nu} = 798000$$

Con Re_c il numero di Reynolds in crociera e c la corda in metri del profilo.

I dati ottenuti sono ragionevoli in quanto la velocità di crociera, seppur più alta della media dei modelli in commercio, non si discosta di molto da quest'ultima ed è bel al di sotto della velocità massima di Tabella 2.4. Inoltre, per applicazioni aeronautiche, il range per il numero di Reynolds è generalmente compreso fra 10^5 e 10^9 ; trattandosi di un drone, come ci si aspetta, Re cade nella zona con valori più bassi di questo intervallo.

3.2 Analisi dei profili con XFLR5

Sono stati presi in considerazione i seguenti profili subsonici: NACA 2412, NACA 4412, Selig S1223. I tre profili analizzati sono, nell'ordine, a curvatura crescente. In particolare i due profili della serie NACA hanno entrambi uno spessore pari al 12% della corda, un massimo spessore posizionato ad una distanza pari al 30% della corda, partendo dal bordo d'attacco del profilo (*leading edge*), e uno spessore massimo posizionato ad una distanza pari al 40% della corda, sempre partendo dal *leading edge*. I due profili differiscono quindi solamente per la massima curvatura, che è del 2% nel caso del profilo NACA 2412 e del 4% nel caso del profilo NACA 4412.

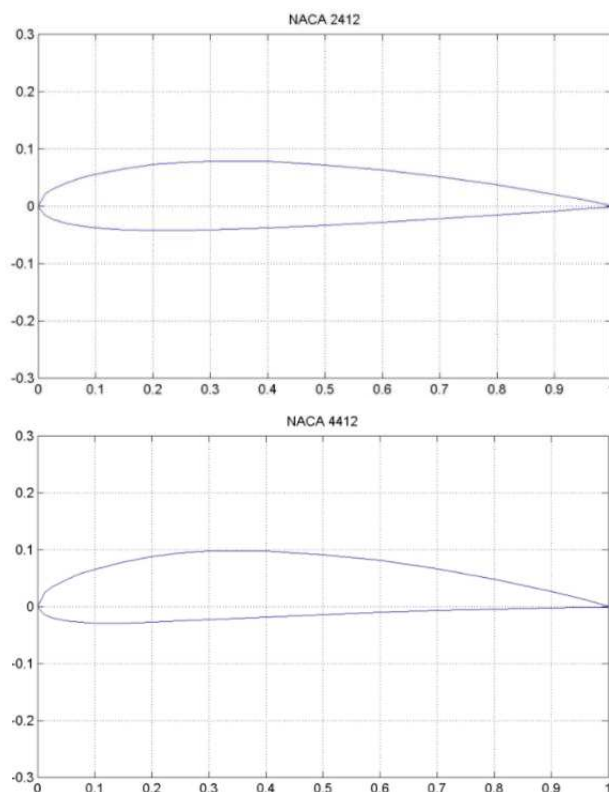


Figure 3.1 Confronto curvatura profili NACA 2412 e NACA 4412

Il profilo della famiglia Selig, invece, è un profilo studiato per avere alto lift con bassi numeri di Reynolds, è quindi un profilo più adatto ad applicazioni per alianti, ma dato che il nostro numero di Reynolds è relativamente basso (come detto per applicazioni aeronautiche il range è generalmente compreso fra 10^5 e 10^9) può essere utile anche per la nostra applicazione. Tale profilo ha uno spessore pari al 12% della corda, il massimo spessore è posizionato ad una distanza pari al 20% della corda rispetto al *leading edge*, ha una curvatura massima posizionata ad una distanza pari al 49% della corda e un valore di curvatura massima pari a 8.67%.

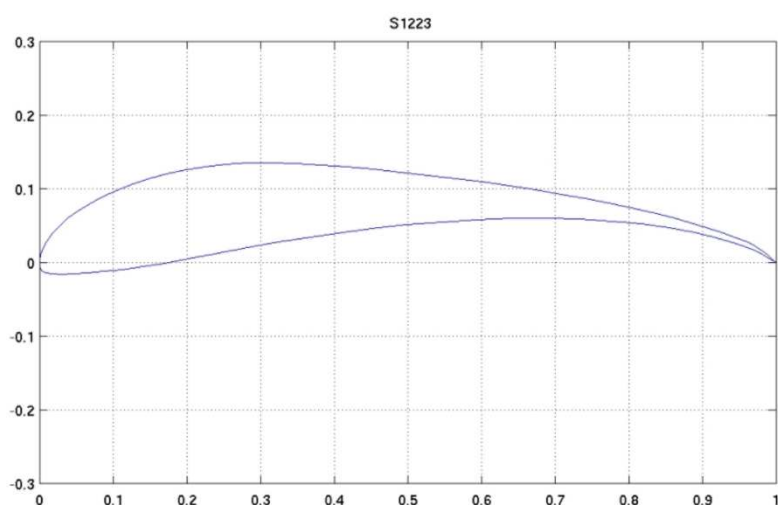


Figure 3.2 Profilo Selig S1223

Rispetto ai profili della serie NACA abbiamo quindi uno spessore invariato, tale spessore però raggiunge il suo massimo più vicino al bordo di attacco. La curvatura invece è molto più pronunciata e raggiunge il suo massimo nella mezzeria del profilo, mentre per i profili della serie NACA considerati la massima curvatura si raggiunge in una zona più vicina al *leading edge*. Dalla teoria si può quindi supporre che quest'ultimo profilo abbia prestazioni migliori nel basso subsonico ma che raggiunga lo stallo ad angoli di attacco più bassi.

3.2.1 profilo NACA 2412

Per l'analisi del profilo sono state ricavate le polari a numeri di Reynolds crescenti, a partire da 100000 fino a 900000 con incrementi di 100000. L'angolo di attacco, inoltre, è stato fatto variare da un minimo di -2° a un massimo di 18° con incrementi di 0.5°

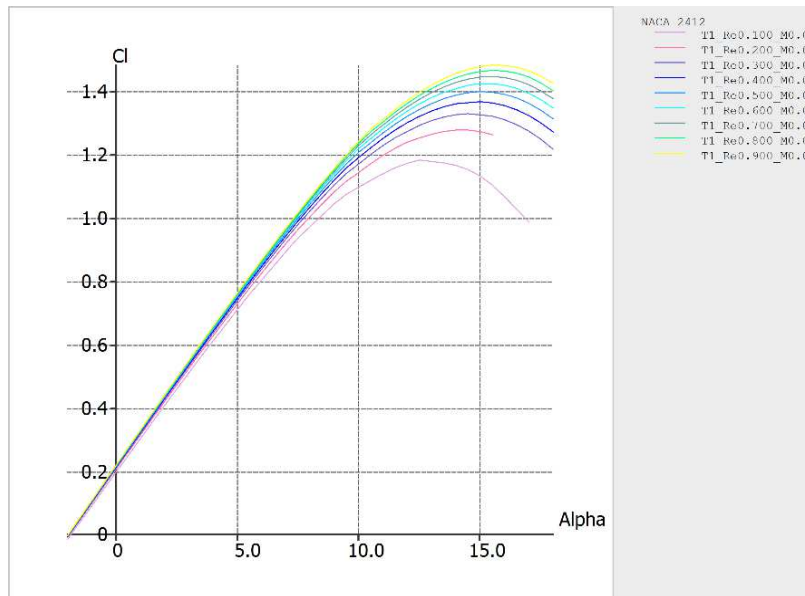


Figure 3.3 Grafico C_l su angolo di attacco profilo NACA 2412

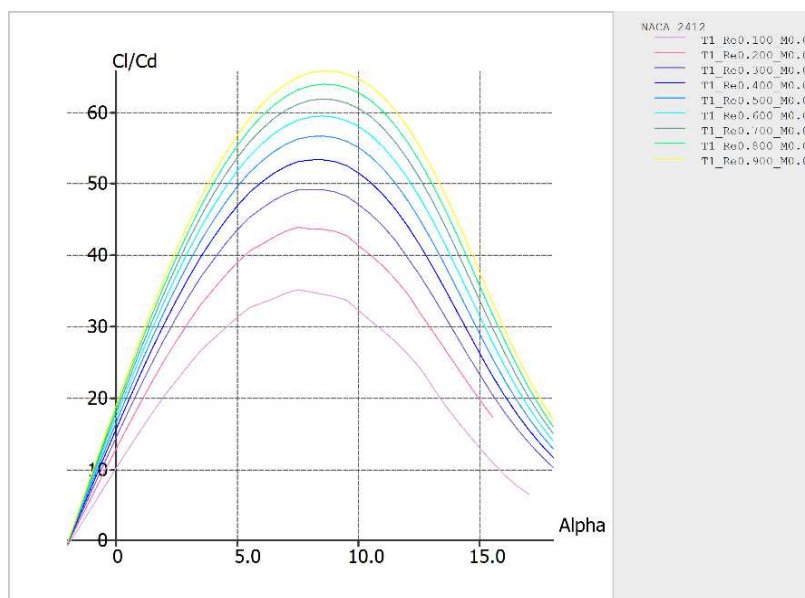


Figure 3.4 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo NACA 2412

3.2.2 profilo NACA 4412

Come per il profilo precedente sono state ricavate le polari a numeri di Reynolds crescenti, da 100000 a 900000 con incrementi di 100000. L'angolo di attacco, inoltre, è stato variato da un minimo di -2° a un massimo di 18° con incrementi di 0.5°

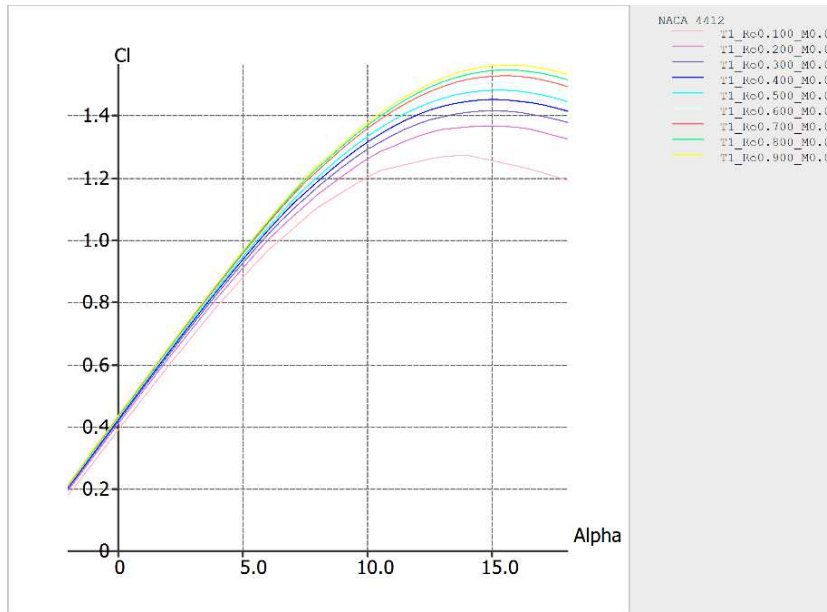


Figure 3.5 Grafico C_l su angolo di attacco profilo NACA 4412

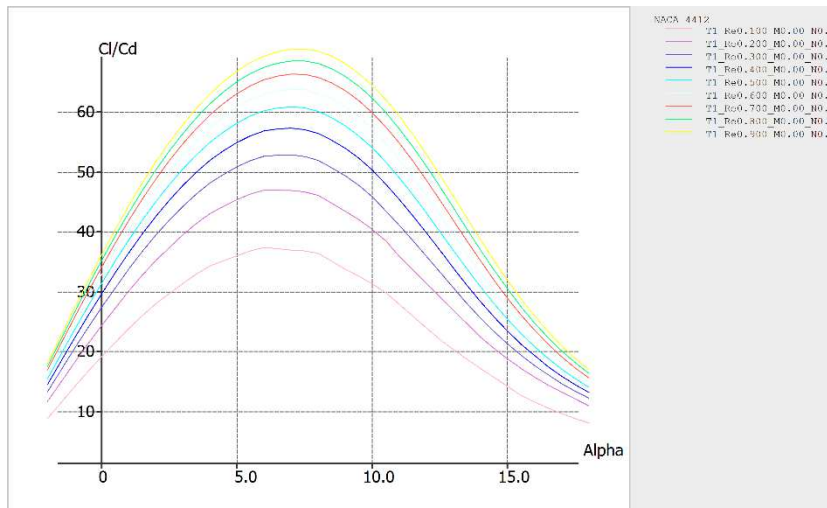


Figure 3.6 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo NACA 4412

3.2.3 profilo Selig S1223

Anche per l'analisi di questo profilo sono state ricavate le polari a numeri di Reynolds crescenti, a partire da 100000 fino 900000 con incrementi di 100000. L'angolo di attacco invece in questo caso, tenuto conto della maggiore curvatura del profilo, che porta ad un c_l più elevato ad incidenza nulla e ad angoli di stallo più piccoli, è stato fatto variare da un minimo di -3° a un massimo di 15° , sempre con incrementi di 0.5°

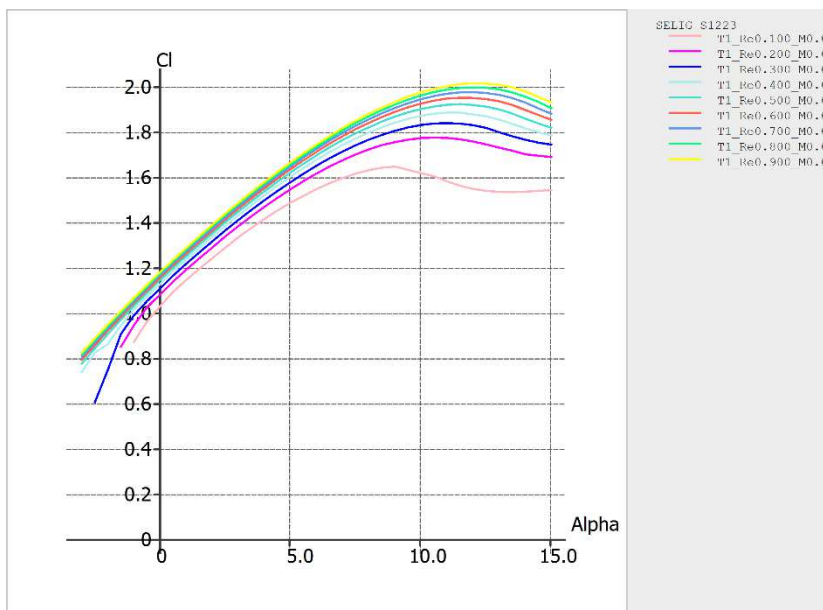


Figure 3.7 Grafico C_l su angolo di attacco profilo Selig S1223

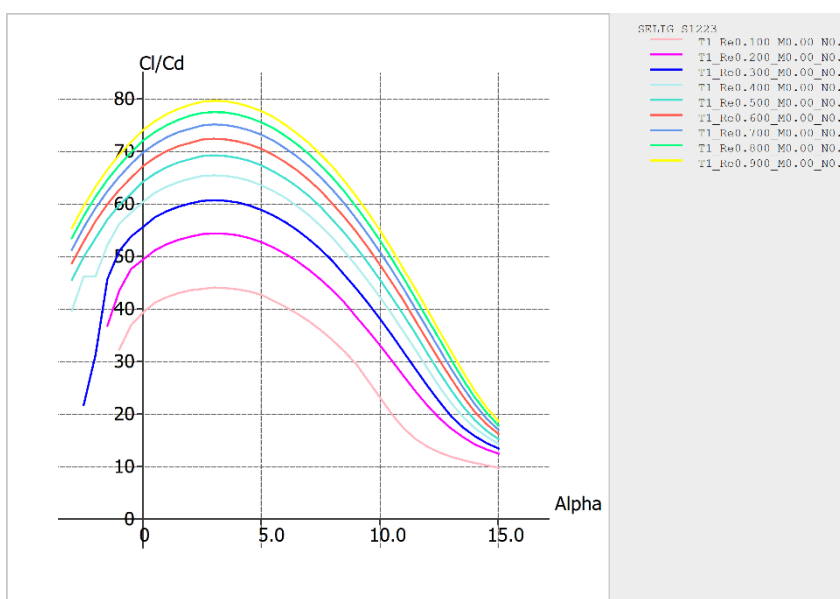


Figure 3.8 Grafico efficienza su angolo di attacco profilo S1223

3.3 Scelta del profilo

Per il profilo NACA 2412, considerando il numero di Reynolds di crociera di 800000, si ottiene un C_l massimo di 1.46 con un angolo di attacco α pari 15.5° . L'efficienza massima, per lo stesso numero di Reynolds, è pari a 64 e si ottiene con un α di 8.5° , che corrisponde ad un C_l pari a 1.12.

Per il profilo NACA 4412, invece, considerando sempre il Reynolds di crociera, si ottiene un C_l massimo di 1.55 per α pari a 15.5° . L'efficienza massima si attesta a 68.5 e si ottiene per un α di 7.2° , che corrisponde ad un C_l 1.17.

Per il profilo Selig S1223, per lo stesso numero di Reynolds, si ottiene un C_l massimo di 2 per α pari a 12° . L'efficienza massima in questo caso è 77 e si ottiene per un α di appena 3° , che corrisponde però ad un C_l di ben 1.48.

Riassumendo:

Table 3.1 Confronto prestazioni profili presi in esame

	Re	C_l^{max}	α a C_l^{max} [°]	E^{max}	α a E^{max} [°]	C_l a E^{max}
NACA 2412	800000	1.46	15.5	64	8.5	1.12
NACA 4412	800000	1.55	15.5	68.5	7.2	1.17
Selig S1223	800000	2	12	77	3	1.48

Dalle analisi effettuate risulta quindi evidente che il profilo Selig S1223 ha prestazioni migliori per quanto riguarda il valore di C_l raggiungibile e l'efficienza. Come ci si aspettava, inoltre, si nota che la curva C_l su α di tale profilo ha valori di coefficiente di lift più elevati a parità angolo di attacco ma che raggiunge lo stallo con angoli di attacco più bassi; la curva è quindi più traslata verso sinistra rispetto ai profili della serie NACA. Guardando i grafici dell'efficienza su α , inoltre, risulta evidente come, ad angoli di attacco più bassi di quelli di efficienza massima, il valore dell'efficienza stessa vari molto di più fra i profili. Ad esempio, ad incidenza nulla per il NACA 2412 si ha un'efficienza di circa 15, per il NACA 4412 di circa 30 e per il Selig S1223 di circa 70. Quindi da un profilo all'altro l'efficienza più che raddoppia. Questo perché per il Selig il ramo sinistro discendente della campana si trova ad angoli negativi, quindi gli angoli di attacco di esercizio hanno tutti efficienze molto elevate. Per questi motivi inizialmente si proverà a simulare l'ala finita utilizzando il profilo Selig S1223.

3.4 Ala finita

Per dimensionare l'ala è stata fatta una scelta sul rapporto d'aspetto (*aspect ratio*) AR. Tale parametro è detto anche allungamento alare, in quanto da un'idea di quanto un'ala è snella, e si definisce come il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare (*span*) e la superficie in pianta dell'ala (*planform area*):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Dove b è l'apertura alare e S la superficie in pianta dell'ala, come riportato in figura.

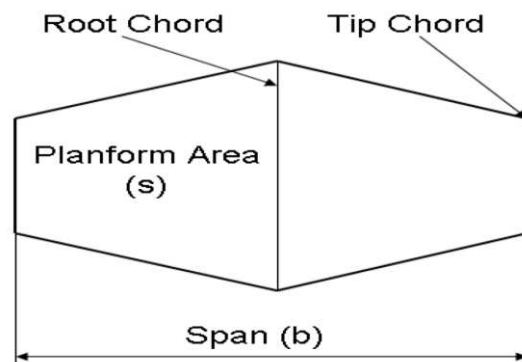


Figure 3.9 Pianta alare

Un valore elevato di AR sarebbe da preferire in ambito aerodinamico perché riduce i vortici di estremità e di conseguenza la resistenza indotta da tali vortici. Un valore troppo elevato, tuttavia, porterebbe a complicazioni strutturali; se l'ala è molto allungata la sua rigidità diminuisce e di conseguenza ci si espone al rischio di fenomeni aeroelastici come il flutter. Per questo motivo è stato scelto un rapporto d'aspetto di compromesso pari a 6.

Un altro parametro geometrico per definire un'ala è il rapporto di rastremazione λ . Tale grandezza è definita come rapporto fra la corda all'estremità alare (*tip chord*) c_t e quello alla radice dell'ala (*root chord*) c_r .

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

Questo comporta che lungo l'ala la corda può variare; si definisce quindi la corda media aerodinamica (*mean aerodynamic chord*) MAC come:

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy$$

Con $c^2(y)$ il quadrato della corda del profilo alla coordinata y , che corre lungo la lunghezza dell'ala ($y=0$ alla radice).

Un ulteriore parametro è la freccia alare Λ . Questo è l'angolo compreso tra il piano trasversale e la direzione delle ali. Generalmente quando si parla di angolo di freccia ci si riferisce all'angolo compreso tra il *leading edge* e il piano trasversale; tuttavia in alcuni casi è necessario specificare anche l'angolo di freccia del *trailing edge*.

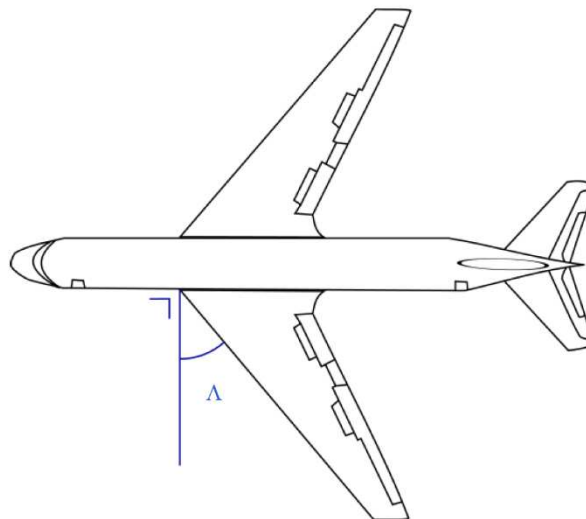


Figure 3.10 Angolo di freccia alare del leading edge

L'angolo Λ è considerato positivo se l'ala è rivolta verso la coda, come in figura.

Per controllare meglio la distribuzione della portanza lungo l'ala è possibile inoltre prevedere un certo svergolamento geometrico delle ali. Le diverse corde quindi possono avere un angolo di calettamento alla struttura dell'aeromobile diverso a seconda della distanza dalla fusoliera. Lo svergolamento geometrico può essere descritto dall'angolo di twist geometrico, che rappresenta la distanza angolare tra l'angolo di calettamento del

profilo in corrispondenza alla radice alare (*root section*) e l'angolo di calettamento del profilo all'estremità alare (*tip section*).

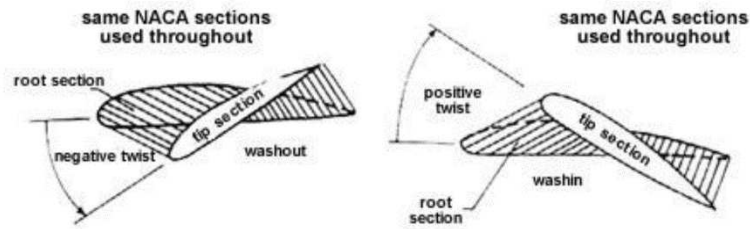


Figure 3.11 Svergolamento geometrico

Come mostrato in figura, l'angolo è convenzionalmente positivo se l'angolo di calettamento della sezione al tip alare è maggiore di quello alla radice.

3.4.1 dimensionamento e analisi con XFLR5

Per semplicità costruttiva è stata scelta un'ala rettangolare senza svergolamento. Questo implica che il rapporto di rastremazione λ sia unitario, che la corda media aerodinamica coincida con la corda del profilo in qualunque sezione e che l'angolo di freccia sia nullo. Con queste ipotesi, avendo precedentemente assunto un rapporto d'aspetto AR pari a 6 e ricordando che la corda del profilo è stata fissata a 35 cm, si ottiene un'apertura alare b pari a circa 2 m e di conseguenza una superficie alare in pianta S pari a 0.7 m². Si ha infatti:

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b^2}{bc} = \frac{b}{c} \rightarrow b = ARc \cong 2 \text{ m}$$

$$S = bc = 0.7 \text{ m}^2$$

Avendo ricavato la tipologia del profilo e le dimensioni e la geometria dell'ala, si passerà ora a riportare queste informazioni all'interno del programma per ricavare i coefficienti aerodinamici dell'intera ala finita e la velocità a cui il drone riesce a sostenere il volo con l'ausilio della sola ala principale.

La geometria dell'ala, modellata in XFLR5, è la seguente:

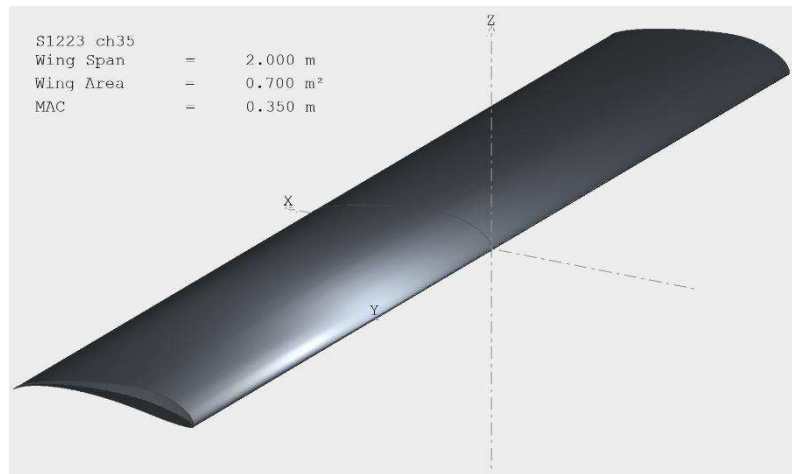


Figure 3.12 Modello ala in XFLR5

Per l'analisi è stato impostato un peso massimo al decollo del drone pari a 9 kg, nonostante in Tabella 2.4 la media sui droni in commercio sia di 5.2 kg. Questa scelta è giustificata dal fatto che il drone dovrà trasportare un payload e, con le scelte progettuali fin qui compiute, la sua configurazione si avvicina di più ai modelli di medie e grandi dimensioni, che hanno un MTOW di circa 9 kg. È stata quindi impostata un'analisi con lift costante con il metodo di analisi VLM (*vortex lattice methods*). Tale metodo è basato sulla teoria del flusso a potenziale e trascura quindi gli effetti della viscosità, turbolenza, dissipazione e strato limite; tuttavia permette di calcolare il flusso attorno ad un'ala di apertura finita, schematizzando la superficie portante come una superficie vorticoso. Il metodo, quindi, permette di calcolare, con un carico computazionale contenuto, il campo di velocità attorno all'ala e di conseguenza la distribuzione di pressione e la resistenza indotta. Si possono perciò ricavare i coefficienti aerodinamici e le derivate di stabilità. Queste informazioni sono molto utili nelle prime fasi di progetto, per valutare in modo veloce e abbastanza preciso il carico agente sulla struttura. È bene ricordare che anche le precedenti analisi fatte sui profili 2D si basano sulla teoria, sebbene i risultati ottenuti nelle nostre condizioni siano molto aderenti alla realtà. Occorre tuttavia prestare particolare attenzione al fenomeno dello stallo, che seppur si riesca a descrivere nell'analisi 2D, non viene previsto dal metodo VLM, dato che si basa sulla teoria dei flussi a potenziale. Per questo motivo si terrà un margine di sicurezza e si considererà lo stallo dell'ala finita ad un angolo di incidenza di 10° per Re di 300000. È stata infine lanciata l'analisi per indagare la velocità in grado di sorreggere il drone con angoli di attacco compresi fra -3° e 15° con incrementi di 0.5°.

Graficando i risultati dell'analisi come velocità su angolo di attacco si ottiene il seguente grafico:

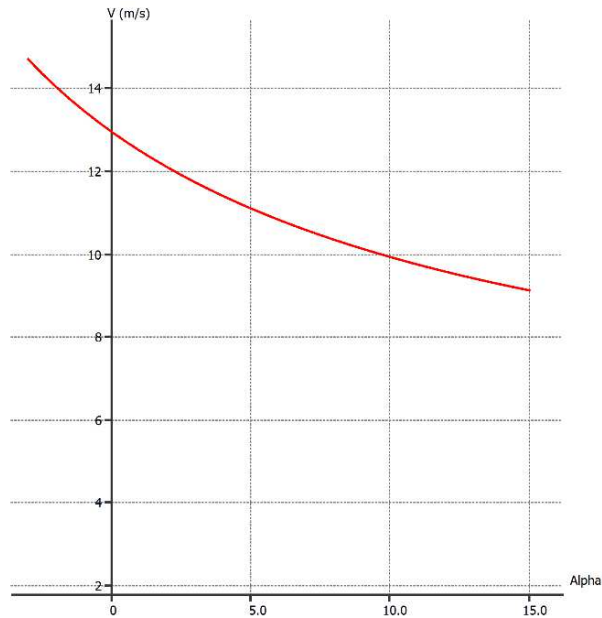


Figure 3.13 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante S1223

Come è lecito aspettarsi, all'aumentare dell'angolo di attacco si ha una diminuzione della velocità con andamento non lineare per mantenere lo stesso lift, infatti:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_l S$$

Con ρ la densità dell'aria, v la velocità, C_l il coefficiente di lift e S l'area in pianta dell'ala.

La velocità all'angolo di stallo, considerato di 10° a un Re di 300000, risulta essere 9.92 m/s, che corrisponde a un numero di Reynolds di 350000. Tale Re è quindi più alto di quello considerato di stallo a 10° e perciò si può considerare questo valore (che porta anche un piccolo aumento nel margine di sicurezza) come valore di velocità alla quale il drone è in grado di sostenersi grazie alla sola ala principale. Il coefficiente di lift C_l dell'intera ala, in queste condizioni, vale 1.644 mentre il coefficiente di drag C_d vale 0.155.

Tuttavia, come si nota dal grafico, per un angolo di attacco di 0° la velocità raggiungibile mantenendo l'assetto di volo livellato è di appena 13 m/s, e anche volando ad angoli di

attacco leggermente negativi non si superano i 15 m/s. Con quest'ala, quindi, risulta impossibile raggiungere la velocità di crociera di 22.8 m/s. Sono quindi state valutate anche le prestazioni degli altri due profili presi in esame. In particolare, ripetendo l'analisi, per il profilo NACA 2412 si ottiene la seguente curva:

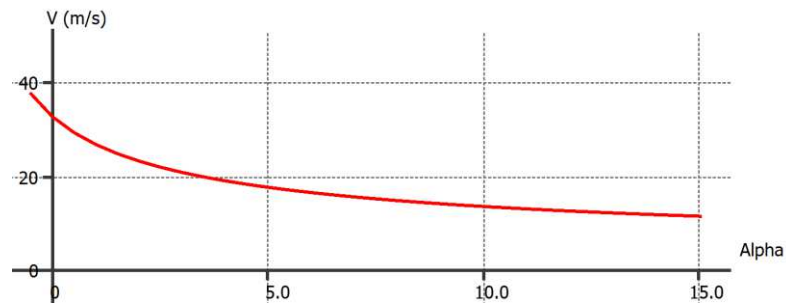


Figure 3.14 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante NACA 2412

Mentre per il profilo NACA 4412 si ottiene:

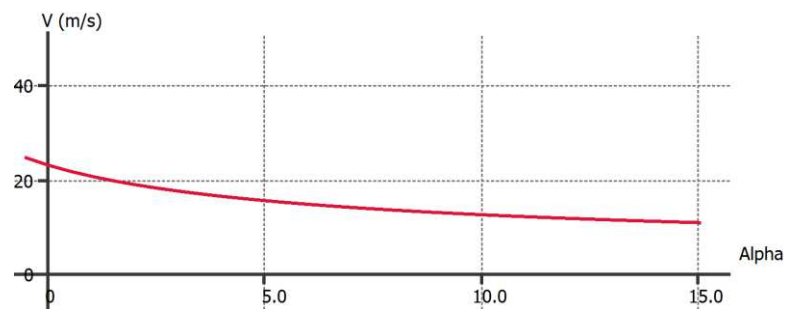


Figure 3.15 Grafico velocità su angolo di attacco per lift costante NACA 4412

Si può notare come le curve in questo caso coprono una più vasta gamma di velocità al variare dell'angolo d'attacco e, cosa più interessante, la velocità di crociera è ammessa come velocità per mantenere un assetto costante e si raggiunge con angoli di attacco positivi. Per questa famiglia inoltre, dalle analisi effettuate sui profili, si può considerare un angolo di stallo di 12° , essendo le curve C_l su α spostate verso destra rispetto al profilo S1223.

Riassumendo i principali risultati si ottiene:

Table 3.2 Tabella riassuntiva prestazioni ala finita

	v_{\min} [m/s]	α a v_{\min} [°]	α a v_{cruise} [°]	C_l a v_{\min}	C_l a v_{cruise}	C_d a v_{\min}	C_d a v_{cruise}
NACA 2412	12.58	12	2	1.013	0.298	0.075	0.018
NACA 4412	11.80	12	0	1.151	0.297	0.099	0.020
Selig S1223	9.92	10	-	1.644	-	0.175	-

In conclusione, possiamo dire che l'efficienza del profilo Selig S1223 è più elevata e, potendo contare su C_l più elevati, con tale profilo è possibile raggiungere una velocità in cui la portanza eguaglia il peso più bassa. Tuttavia il suo utilizzo non si è rivelato utile per questa specifica applicazione, in quanto l'ala costruita basandosi su tale profilo non è in grado di mantenere un assetto di volo livellato alla velocità di crociera. I due profili della serie NACA, invece, hanno prestazioni peggiori per quanto riguarda la velocità di decollo, inteso come capacità di volo livellato col solo contributo dell'ala principale, ma riescono a soddisfare anche la condizione di volo in crociera. Tra il profilo NACA 2412 e NACA 4412, come detto, cambia solamente la curvatura; è quindi lecito aspettarsi, come effettivamente accade, che si abbia una diminuzione di C_l e un aumento di C_d , seppur di modesta entità data la somiglianza dei due profili. In questo caso è stata fatta una scelta progettuale a favore della velocità di decollo; è quindi stato scartato il profilo NACA 2412 a favore dell'ala che utilizza il profilo NACA 4412. Come da tabella, si avrà quindi una velocità di decollo di 11.80 m/s con un C_l di 1.151 e un C_d di 0.099 e una velocità di crociera di 22.8 m/s con un C_l di 0.297 e un C_d di 0.020.

3.5 Stima del C_d complessivo e del drag in crociera

Vista la complessità della geometria del drone completo in tutte le sue parti, non è possibile adottare un approccio semplice in grado di fornire una stima accurata del valore del coefficiente di drag C_d . L'unico modo per ottenere tale valore in modo non empirico sarebbe quello di impostare una simulazione CFD, cosa che nel nostro caso non è possibile, dato che le licenze dei software in versione student hanno delle limitazioni che consentono di descrivere efficacemente solamente geometrie semplici. Per stimare questo coefficiente è stato quindi utilizzato un approccio più conservativo, utilizzando come coefficiente di resistenza quello di un ellissoide di rivoluzione che circoscrive il drone. Tale ellissoide avrà come asse maggiore l'apertura alare e come asse minore l'altezza della fusoliera più lo spessore dell'ala che è installata al di sopra di essa. Con questo approccio è quindi possibile ottenere una stima conservativa del coefficiente di drag utilizzando dati reperibili in letteratura. In particolare, da [19], abbiamo che il C_d dipende dal rapporto fra gli assi e dal numero di Reynolds.

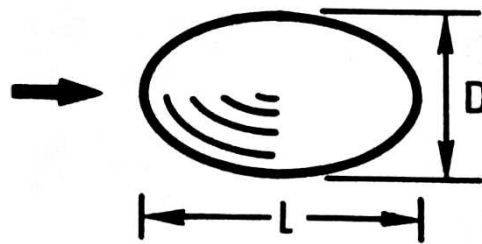


Figure 3.16 Ellissoide di rivoluzione

Per numeri di Reynolds di nostro interesse, ossia quelli dell'ordine di 10^6 , abbiamo i seguenti valori per C_d :

Table 3.3 C_d ellissoide in funzione del rapporto fra asse e maggiore e minore per $Re=10^6$

L/D	1.25	2.5	5
C_d	0.13	0.07	0.06

Il nostro drone ha un'apertura alare di 2 m e un'altezza complessiva di circa 35 cm. Il rapporto L/D vale quindi 5.71 e in queste condizioni è lecito assumere un C_d di 0.06.

Per ricavare la resistenza aerodinamica che l'ellissoide oppone al moto si utilizza la classica formula:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A$$

Dove D è la resistenza in Newton, ρ la densità dell'aria, che in condizioni standard vale 1.225 kg/m^3 , v la velocità dell'aria indisturbata, C_d il coefficiente di drag e A l'area di riferimento per l'ellissoide che è identificata da:

$$A = \frac{\pi D^2}{4} = 0.096 \text{ m}^2$$

La resistenza aerodinamica da vincere in condizioni di crociera ($v = v_c = 22.8 \text{ m/s}$) risulta quindi essere $D = 1.84 \text{ N}$.

Capitolo 4

Dimensionamento del sistema propulsivo e delle batterie

Lo scopo di questo capitolo è quello di individuare l'accoppiamento più adatto motore-elica in grado di soddisfare i requisiti di missione. Si valuteranno, inoltre, le caratteristiche che devono avere le batterie per garantire la corretta alimentazione a tutti i sistemi per l'intera durata della missione. Una volta scelta la componentistica, sarà possibile fare una stima più precisa dei pesi e valutare la capacità di carico.

4.1 Scelta del motore e dell'elica

Per applicazioni in ambiti che riguardano il volo, la scelta della tipologia di motore è quasi obbligata. I motori sincroni a magneti permanenti superficiali (*SPM motor*) sono infatti la soluzione più ovvia, dato che riescono a raggiungere le densità di potenza maggiori e di conseguenza consentono un risparmio di peso. La configurazione da preferire inoltre è quella con statore interno e rotore esterno (detti motori brushless a cassa rotante). Una volta chiarito questo punto conviene osservare i requisiti di missione, convertendo tutto in kg, dato che la spinta sui datasheet è fornita in questi termini.

Table 4.1 *Requisiti di spinta per fase di volo*

VTOL	9 kg (totali)	→	2.25 kg (per motore)
crociera	1.84 N	→	0.19 kg

Si può notare come nelle due fasi principali prese in considerazione (VTOL e crociera) la richiesta di spinta sia molto differente. I quattro motori che devono consentire al drone di decollare e atterrare devono infatti vincere il peso del velivolo, e quindi ognuno di essi deve essere in grado di sviluppare una spinta di almeno 2.25 kg, che dovrà essere maggiorata in fase di decollo. La spinta necessaria all'avanzamento in fase di crociera è invece molto più bassa, dato che il peso è sostenuto dalla portanza fornita dall'ala e il singolo motore in coda deve solo vincere la resistenza aerodinamica.

4.1.1 scelta del motore e dell'elica per le fasi di decollo e atterraggio

Fra queste due fasi la più energivora è sicuramente quella di decollo, dove la spinta non deve solo vincere il peso ma anche superarlo, per consentire al drone di muoversi verticalmente. Si cercherà quindi un motore che sia in grado di sviluppare almeno il 50% in più di spinta rispetto a quella necessaria per vincere il peso. Il motore individuato è l'AM480 KV600 prodotto dalla T-Motor.



- Peso (cavi inclusi): 145 g
- Dimensioni: Ø49x70 mm
- Potenza di picco (180 s): 960 W
- Resistenza interna: 35 mΩ
- Corrente di picco (180 s): 45 A
- Tensione alimentazione (lipo): 5-6S
- Configurazione: 24N28P

Figure 4.1 Motore AM480 KV600 della T-Motor

La casa produttrice mette a disposizione dei datasheet in cui il motore è accoppiato a eliche di diverse dimensioni e materiali. Un'elica è generalmente identificata da tre cifre: la prima ne indica il diametro in pollici, la seconda il passo geometrico, sempre in pollici, e la terza il numero delle pale. Per le eliche bipala, che in applicazioni simili alle nostre sono la norma, la terza cifra può essere omessa. Nel nostro caso sul datasheet sono indicate tre opzioni le cui prestazioni soddisfano diversi requisiti di utilizzo:

- 12x6 → per applicazioni con pesi leggeri
- 13x6.5 → per applicazioni ad alta efficienza
- 14x7 → per applicazioni di volo estremo

Per la nostra applicazione è stata scelta la seconda opzione; per la fase di decollo e atterraggio si utilizzeranno quindi quattro eliche con diametro di 13 pollici (che corrispondono a circa 33 cm) e passo di 6.5 pollici (che corrispondono a circa 16.5 cm). Passando alla scelta del materiale le differenze si assottigliano; tra le opzioni disponibili è stata comunque preferita la fibra di carbonio che, data la sua leggerezza e elevata rigidità, a discapito di una maggiore fragilità, offre delle prestazioni leggermente migliori. Si riporta

in appendice A1 il datasheet completo. Di seguito si riportano invece i dati della configurazione scelta (dimensioni e materiale elica) per diversi valori di *throttle*:

Table 4.2 Datasheet AM480 KV600 con elica 13x6.5 in fibra di carbonio

Throttle	Thrust [g]	Current [A]	Voltage [V]	RPM	Torque [Nm]
40%	838	4.80	21.93	4721	0.152
50%	1255	8.30	21.84	5738	0.222
55%	1489	10.59	21.79	6235	0.259
60%	1746	13.25	21.73	6719	0.309
65%	2016	16.32	21.66	7197	0.360
70%	2228	19.47	21.59	7623	0.408
75%	2539	23.00	21.52	8024	0.455
80%	2807	26.80	21.43	8393	0.506
90%	3335	35.31	21.09	9101	0.602
100%	3897	45.61	20.89	9786	0.711

Come si può notare la spinta massima combinata dei quattro motori è di 15.6 kg, ossia quasi del 60% più elevata di quella necessaria per mantenere il drone in hovering. La maggiorazione della spinta rispetto al peso richiesta era del 50% e quindi il motore si può considerare adatto.

È importante notare come questi datasheet siano riferiti all'accoppiamento ESC – motore – elica. In particolare le correnti e le tensioni riportate sono quelle che vengono richieste in entrata all'ESC e di conseguenza in uscita dalla batteria. La dicitura ESC sta per *Electronic Speed Controller* e, come dice il termine, serve per controllare la velocità del motore con l'utilizzo di componenti elettroniche. Nel caso di questi motori gli ESC fungono sostanzialmente da inverter, trasformando la corrente continua in entrata, fornita dalla batteria, in corrente trifase in uscita, che viene erogata agli avvolgimenti di statore del motore SPM. In generale gli ESC hanno tre ingressi e tre uscite; in ingresso ci sono due cavi che portano la tensione e il GND e un cavo destinato al controllo mentre in uscita ci sono le tre fasi del motore. In base al modello ci possono comunque essere funzioni supplementari che richiedono l'utilizzo di cavi in sovrannumero rispetto a quelli citati. Nel caso specifico del motore AM480 KV600, ad esempio, l'ESC consigliato ha un'uscita in più che viene utilizzata per il segnale di output della telemetria. L'ESC in questione è

l'AM66A, che viene utilizzato per i motori della serie AM della T-Motor e sopporta fino a 66 ampere di corrente.



Figure 4.2 ESC AM 66A della T-Motor

- Peso (cavi inclusi): 63.4 g
- Dimensioni: 56.6x38.8x18.5 mm
- Corrente nominale: 66 A
- Corrente di picco: 84 A
- Tensione alimentazione (lipo): 3-6S

4.1.2 scelta del motore e dell'elica per la fase di crociera

Per la fase di crociera, come detto, la richiesta di spinta è decisamente minore. Per questo scopo risulta quindi conveniente scegliere un motore meno potente e più leggero, ma che abbia comunque una buona capacità di spinta utile per la fase di accelerazione. La spinta in crociera verrà inoltre sovradimensionata per tenere conto dei disturbi, in particolare delle raffiche di vento, che possono aumentare la spinta richiesta per mantenere la velocità di progetto. Nel processo di scelta verrà considerata anche la tensione di alimentazione, in modo da utilizzare, se possibile, la stessa tensione di batteria che alimenta i motori che esplicano la funzione di decollo e atterraggio. Tenendo conto di tutto questo il motore individuato è l'MN3110 KV470, sempre prodotto dalla T-Motor.



Figure 4.3 Motore MN3110 KV470 della T-Motor

- Peso (cavi inclusi): 98 g
- Dimensioni: Ø37.7x28.5 mm
- Potenza di picco (180 s): 330 W
- Resistenza interna: 135 mΩ
- Corrente di picco (180 s): 15 A
- Tensione alimentazione (lipo): 3-6S
- Configurazione: 12N14P

A questo punto la scelta della dimensione e del materiale dell'elica è stata compiuta in modo analogo a quanto fatto per i motori della fase VTOL ma con un accorgimento in più;

vista la configurazione del drone è infatti necessario che l'elica abbia una dimensione del raggio minore rispetto all'altezza da terra del mozzo del motore di coda in modo da non correre il rischio che il drone poggi parzialmente sull'elica una volta atterrato. È comunque da notare che, essendo l'elica in coda ferma quando il drone si trova a terra, la situazione descritta non è di per sé pericolosa per gli operatori a terra; tuttavia rappresenta una sfortunata evenienza che, soprattutto se ripetuta più volte, può portare al danneggiamento o addirittura alla rottura dell'elica. Tenendo conto di queste valutazioni è stata scelta l'elica 10x3.3CF; ossia con diametro di 25.4 cm e passo di 8.4 cm in fibra di carbonio. Anche per questo motore si riportano di seguito i dati per la configurazione scelta e in appendice A2 il datasheet completo.

Table 4.3 Datasheet MN3110 KV470 con elica 10x3.3 in fibra di carbonio

Throttle	Thrust [g]	Current [A]	Voltage [V]	RPM
50%	350	1,5	22.2	5500
65%	500	2,5	22.2	6500
75%	630	3,5	22.2	7300
85%	780	4,8	22.2	8300
100 %	890	5,3	22.2	8600

Come si può notare, la spinta al 50% di throttle supera dell'80% quella richiesta in crociera, il motore si può quindi considerare idoneo.

4.2 Profilo di missione

Una volta effettuata la scelta dei motori si può passare a valutarne le prestazioni richieste in ogni fase di volo. Prima di farlo è bene però definire il profilo di missione un po' più nel dettaglio. Le diverse fasi di volo possono essere schematizzate come segue:

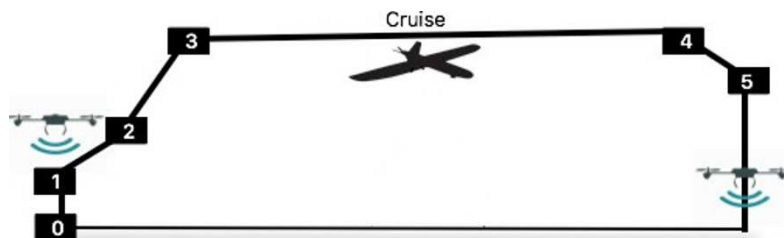


Figure 4.4 Schema del profilo di missione

0 - Il velivolo parte da fermo e aziona solamente i quattro motori necessari per il decollo. In questa fase il drone si muoverà verticalmente mantenendo l'assetto come se fosse un quadricottero.

1 - Raggiunta una quota di sicurezza, che si può considerare di 50 metri, viene acceso progressivamente fino alla piena potenza anche il motore con l'elica spingente per il volo orizzontale. Questa fase di volo è la più energivora in quanto tutti i motori sono simultaneamente accesi. Il drone quindi inizierà ad acquisire una velocità orizzontale, accelerando fino a raggiungere e superare la velocità di decollo, che gli consentirà di volare sostenendo il proprio peso grazie al contributo della sola ala fissa.

2 - Una volta superata la velocità di decollo di 11.8 m/s vengono spenti i motori a spinta verticale, lasciando le eliche in bandiera rispetto al vento e quindi allineate all'asse longitudinale del velivolo (montando ad esempio eliche richiudibili). L'elica spingente in coda a questo punto continua ad accelerare il velivolo, consentendogli anche di continuare a prendere quota fino al raggiungimento della velocità e della quota di crociera prefissata, che in questo caso sono rispettivamente 22.8 m/s e 200 metri. Le fasi di accensione e spegnimento dei motori in volo sono particolarmente critiche per la stabilità del velivolo, dato che l'assetto risente dell'improvvisa presenza o assenza di forze e momenti dovuti alla propulsione; per questo motivo è bene regolare la percentuale di potenza nominale in modo graduale, per dare il tempo alla IMU di accorgersi delle variazioni e al computer di bordo di adottare le contromisure necessarie per mantenere l'assetto.

3 - Una volta raggiunte la quota e la velocità di crociera il velivolo prosegue regolando la spinta per mantenere la velocità costante e segue la rotta utilizzando il GPS eseguendo tre piccole virate durante il percorso, fino ad arrivare a destinazione.

4 - Terminata la fase di crociera, si dovrà effettuare l'atterraggio con delle modalità simili a quelle del decollo. Si azioneranno quindi le eliche per il volo verticale, che in questo caso agiranno velocemente da freno, portando il velivolo a diminuire la velocità orizzontale e facendogli perdere un po' di quota. La percentuale di potenza nominale della propulsione verticale verrà aumentata gradualmente per sostenere il peso del velivolo.

5 - Nell'ultima fase si spegnerà l'elica spingente e, dopo una breve transizione di moto, il drone si troverà in hovering. A questo punto la percentuale di potenza nominale sarà regolata per garantire una discesa controllata e il velivolo potrà atterrare verticalmente come un qualunque quadricottero.

4.3 Stima delle prestazioni richieste per fase di volo

La stima delle prestazioni verrà effettuata tenendo conto della percentuale di potenza nominale utilizzata durante le varie fasi, che corrisponde a una certa spinta e di conseguenza genera un'accelerazione sulla massa del drone. Per la fase di decollo, dato che le distanze, i tempi e le velocità in gioco sono relativamente piccoli, si calcoleranno i tempi necessari ipotizzando che il moto sia uniformemente accelerato, ragionando comunque sulle conseguenze che questa scelta comporta. Per la fase di decollo puramente verticale si trascureranno inoltre la resistenza aerodinamica e la riduzione della spinta all'aumentare della quota; per i motivi detti queste semplificazioni non influiscono molto ma saranno comunque compensati da una maggiorazione della spinta richiesta.

4.3.1 fase di decollo (0 - 3)

Questa fase verrà schematizzata considerando separatamente la spinta verticale e orizzontale. Si valuteranno i tempi necessari per raggiungere la velocità e la quota di crociera e si faranno infine delle valutazioni per capire qual è l'effettiva traiettoria seguita dal drone.

Decollo verticale (0 - 3)

Per la spinta verticale in decollo è stato considerato un throttle dei motori pari all'80% che, dal datasheet del motore AM480 KV600, corrisponde ad una spinta complessiva di 11.23 kg e quindi al 25% in più rispetto alla massa m del drone. Sottraendo tale massa, pari a

$m = 9 \text{ kg}$, e convertendo in Newton, abbiamo che la spinta verticale utile con questo throttle è pari a $\Delta T_v = 22.1 \text{ N}$. L'accelerazione verticale imposta al drone è quindi pari a:

$$a_v = \frac{\Delta T_v}{m} = 2.45 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

A questo punto è stata fatta una stima del tempo necessario al raggiungimento di una determinata quota utilizzando le equazioni del moto uniformemente accelerato. In particolare, dato che il drone parte da fermo e considerando come istante iniziale quello in cui ha inizio il moto, si ottiene:

$$t = \sqrt{\frac{2h}{a_v}}$$

Dove t è il tempo impiegato per raggiungere la quota h e a_v è l'accelerazione verticale precedentemente calcolata.

Si ottiene quindi che per raggiungere la quota di sicurezza di 50 m si impiegano 6 secondi. Per raggiungere la quota di crociera di 200 m nella realtà il drone effettuerebbe una prima parte della salita in accelerazione e una seconda parte in decelerazione; per fare una stima del tempo impiegato si può quindi calcolare il tempo necessario per raggiungere la quota intermedia di 100 m e moltiplicare per due il tempo risultante. Facendo questa operazione si ottiene che per raggiungere la quota di crociera, con il solo ausilio dei propulsori a spinta verticale, sono necessari 18 secondi.

Accelerazione orizzontale (1 - 3)

Per quanto riguarda la spinta orizzontale, invece, è stata considerata una percentuale di potenza nominale del motore con elica spingente pari al 100% che, dal datasheet del motore MN3110, corrisponde a 0.89 kg. In questo caso inoltre è stata considerata una resistenza aerodinamica costante pari a quella presente in crociera; scelta che va a favore di sicurezza. La differenza fra le due azioni contrapposte restituisce una spinta utile orizzontale pari a $\Delta T_h = 6.9 \text{ N}$. Utilizzando la formula appena vista avremo quindi un'accelerazione orizzontale pari a $a_h = 0.77 \text{ m/s}^2$.

Sfruttando nuovamente le equazioni del moto uniformemente accelerato otteniamo infine:

$$t = \frac{v}{a_h}$$

Con t il tempo necessario per raggiungere la velocità v con accelerazione a_h .

Possiamo quindi dedurre che per raggiungere la velocità di decollo di 11.8 m/s saranno necessari 15 secondi, mentre per raggiungere la velocità di crociera serviranno 30 secondi.

Decollo complessivo

I risultati fin qui trovati possono essere riassunti nel seguente schema, che illustra a quali istanti di tempo i propulsori vengono accesi e spenti per raggiungere i target prefissati con la percentuale di potenza nominale precedentemente impostata.

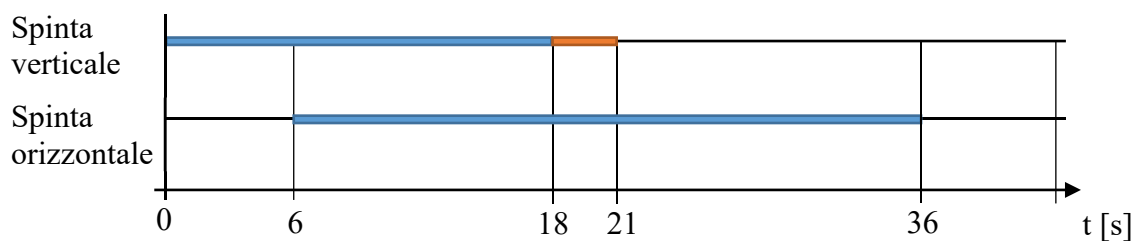


Figure 4.5 Schema accensione propulsori per la fase di decollo (0 - 3)

In particolare abbiamo che il drone raggiunge la quota di sicurezza di 50 m in 6 secondi, dopodichè viene acceso il propulsore in coda che impiega 15 secondi per portare il velivolo alla velocità di decollo. La quota di crociera viene toccata dopo 18 secondi e perciò il drone raggiunge tale quota prima di arrivare alla velocità di decollo, che viene raggiunta 21 secondi dopo che il drone si stacca da terra. I propulsori che danno la spinta verticale dovranno perciò sostenere il velivolo per un tempo più lungo di quello calcolato per raggiungere la quota di crociera di 200 m (il surplus di tempo è indicato in arancione). La velocità di crociera invece viene raggiunta dopo 30 secondi dall'accensione della spinta orizzontale e quindi dopo 36 secondi dal distacco del drone dal suolo.

4.3.2 fase di crociera e atterraggio (3 - 5)

Queste due fasi non sono energivore quanto il decollo e verranno trattate meno nel dettaglio. La fase di crociera in particolare è la meno critica in termini di consumo dato che il peso è sostenuto interamente dall'ala fissa.

Crociera (3 - 4)

La durata complessiva (andata e ritorno) di questa fase è di 68 minuti ed è un driver di progetto, infatti tale tempo è stato utilizzato per ricavare la velocità di crociera. Dato che la resistenza aerodinamica è stata stimata utilizzando un ellissoide di rivoluzione che contiene il drone, e si ha quindi una certa incertezza su questo dato, per la spinta orizzontale è stata impostata una percentuale di potenza nominale pari al 50%, che corrisponde a circa il doppio della resistenza aerodinamica stimata per questa fase.

Atterraggio (4 - 5)

Per la fase di atterraggio è stato considerato un tempo doppio rispetto a quello di decollo verticale. Questa scelta è giustificata da due fattori principali: innanzitutto i motori VTOL vengono utilizzati anche come freno aerodinamico per rallentare il moto del drone nel suo approccio alla destinazione, in prossimità del suolo poi è bene mantenere una velocità bassa per effettuare un atterraggio dolce in modo da evitare inutili stress alla struttura e possibili danneggiamenti sia al velivolo che al carico. Per questi motivi il tempo stimato per l'atterraggio è di 36 secondi e, per tenere un ulteriore margine di sicurezza, si è considerata una spinta in grado di mantenere il velivolo in hovering, che è pari al 70% della percentuale di potenza nominale.

Riassumendo:

Table 4.4 Tabella riassuntiva tempo azionamento motori e corrispondente throttle per fase di volo

Fase di volo	Direzione spinta	Throttle	Tempo di azionamento
DECOLLO	VERTICALE	80%	21 s
	ORIZZONTALE	100%	30 s
CROCIERA	VERTICALE	0%	-
	ORIZZONTALE	50%	4080 s
ATTERRAGGIO	VERTICALE	70%	36
	ORIZZONTALE	0%	-

4.4 Dimensionamento della batteria

Il tipo di batteria da utilizzare, come accade per i motori, è una scelta quasi obbligata. La tecnologia delle celle ai polimeri di litio (LiPo) possiede infatti un'efficienza e una densità di energia superiori rispetto alle altre tipologie di batterie ricaricabili. Tali batterie sono inoltre indicate nei datasheet dei motori per dare l'informazione sulla tensione a cui i motori possono essere alimentati. Sul datasheet del motore AM480 KV600 troviamo ad esempio che la tensione di alimentazione può essere 5-6S; ciò significa che può essere alimentato da una batteria LiPo con 5 o 6 celle in serie. Ogni cella LiPo ha il seguente profilo di scarica:

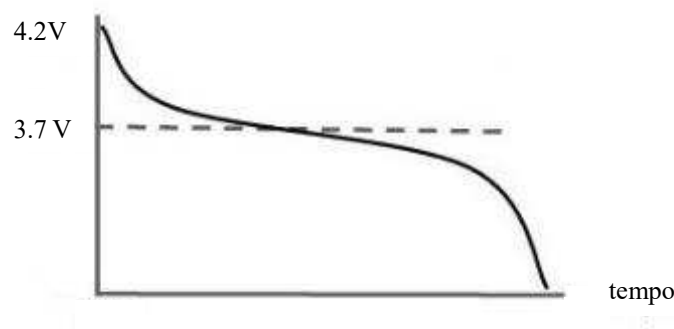


Figure 4.6 Caratteristica di scarica di una cella LiPo a corrente costante

Come si nota dall'immagine durante la scarica si ha una tensione variabile; nel primo tratto si ha una scarica repentina, nella parte centrale una diminuzione di tensione lenta e regolare mentre nell'ultimo tratto si ha un crollo della tensione. In particolare si ha una tensione massima di 4.2 V quando la cella è completamente carica e una tensione nominale di 3.7V alla quale la cella viene considerata scarica. Al di sotto della tensione di 3.7 V la cella si considera scarica per limitare le correnti; mano a mano che la tensione diminuisce, infatti, la corrente dovrà aumentare in modo da fornire alle utenze la stessa potenza. Se la corrente aumenta troppo può causare un aumento di calore eccessivo che a sua volta può innescare delle reazioni che possono portare all'incendio o addirittura all'esplosione della batteria. Tornando ora all'esempio, risulterà più chiaro come la dicitura 5-6S per la tensione di alimentazione si traduca in una tensione nominale di 3.7 V moltiplicati per il numero di celle. La tensione nominale a cui è possibile alimentare questo motore sarà quindi compresa fra 18.5 V e 22.2 V.

Nel nostro caso il dimensionamento delle batterie può essere fatto agevolmente partendo dai dati appena stimati sulla percentuale di potenza nominale e il tempo di utilizzo dei propulsori per ogni fase di volo. In particolare si consulteranno i datasheet dei motori per i valori di throttle identificati. Ad ogni valore di throttle corrisponde infatti, fra gli altri

dati, una determinata corrente DC richiesta in entrata all'ESC e di conseguenza in uscita dalle batterie. Conoscendo poi il tempo di utilizzo è possibile calcolare la capacità della batteria necessaria direttamente in ampere-ora [Ah]. Un ampere-ora corrisponde alla quantità di carica necessaria per erogare un ampere di corrente per un tempo di un'ora. Volendo passare in unità del sistema internazionale si ha che un ampere di corrente corrisponde ad un coulomb su un secondo ($1 A = 1 C/s$) e dato che in un'ora ci sono 3600 secondi si avrà:

$$1 Ah = 1 \frac{C}{s} \cdot 3600 s = 3600 C$$

E perciò un ampere-ora corrisponde a 3600 coulomb. L'utilizzo dell'ampere-ora è molto diffuso in ambito commerciale, e delle batterie ricaricabili in particolare, perché rende più intuitivo valutare l'autonomia delle batterie. Calcolare la capacità di carica necessaria in questa unità di misura risulta infatti particolarmente veloce; basta moltiplicare la corrente richiesta per il tempo di utilizzo con le opportune conversioni. In formule otteniamo:

$$capacità [Ah] = \sum_i I_i n_i \frac{t_i}{3600}$$

Dove I è la corrente in ampere, n il numero di motori, t il tempo in secondi e il pedice i indica la fase di volo, discriminando anche fra spinta orizzontale e verticale. Ad esempio nella fase di decollo, considerando per la spinta verticale un throttle dell'80% per tutto il tempo di salita, in modo da rimanere a favore di sicurezza, si avrà:

$$C_{take-off} = \underbrace{26.8 A \cdot 4 \cdot \frac{21 s}{3600}}_{\text{Spinta verticale}} + \underbrace{5.3 A \cdot \frac{30 s}{3600}}_{\text{Spinta orizzontale}} = 0.67 Ah$$

Consultando i datasheet dei motori, infatti, si ricava che ad un throttle dell'80% per il motore AM480 KV600 corrisponde una richiesta di corrente di 26.8 A, mentre a una percentuale di potenza nominale del 100% per il motore MN3110 KV470, corrisponde una

richiesta di corrente alle batterie di 5.3 A. Per i tempi di azionamento è sufficiente riferirsi a quelli precedentemente calcolati e riportati in Tabella 4.4. Eseguendo quindi i conti come descritto, e ricordando che i risultati ottenuti per decollo e atterraggio devono essere moltiplicati per due (andata e ritorno) , si ottiene che la capacità minima necessaria per portare a termine la missione è di 4.5 Ah. Il tempo di decollo e atterraggio complessivo, sempre di andata e ritorno, ammonta invece a poco meno di due minuti e mezzo.

4.4.1 considerazioni e scelta della batteria

Si ricorda che la percentuale di potenza nominale considerata nei calcoli appena fatti è sempre stata presa con una certa maggiorazione per rimanere in favore di sicurezza, come descritto nel dettaglio nella sezione 4.3. Discorso analogo vale per i tempi di azionamento dei vari propulsori. Si nota come il tempo per le manovre di decollo e atterraggio così stimato, che è di 2.4 minuti, sia molto minore rispetto a quello di 7 minuti inizialmente previsto. Per aggiungere del margine di sicurezza senza sovrastimare troppo il consumo dei motori a spinta verticale si aumenterà il tempo in cui il drone può utilizzare i motori VTOL fino a 5 minuti. In questo modo il tempo stimato di utilizzo di questi motori viene più che raddoppiato, e può essere utilizzato per manovre impreviste o per stabilizzare l'assetto nelle fasi di transizione fra volo verticale e orizzontale e viceversa. La percentuale di potenza nominale utilizzata per questo tempo supplementare sarà del 70%, che corrisponde a quella necessaria per mantenere il velivolo in hovering. Utilizzando lo stesso procedimento descritto in precedenza si ottiene una capacità supplementare di 3.37 Ah.

Come ultima operazione cautelativa, per aumentare ancora di più il margine di sicurezza, si sceglierà una batteria con una capacità di carica tale da avere una carica residua del 40% una volta conclusa la missione. Questa maggiorazione può sembrare esagerata ma tiene conto di diversi fattori. In primo luogo la capacità di carica non è un dato assoluto; la reale capacità di una batteria varia infatti in base a numerosi fattori tra i quali citiamo la temperatura di esercizio e il numero di cicli carica/scarica. La batteria inoltre non deve alimentare solo il sistema propulsivo, che assorbe comunque la stragrande maggioranza della potenza disponibile, ma anche tutte le altre utenze a bordo del velivolo, tra cui la IMU e il sistema di controllo. La carica totale risultante è quindi di 13.13 Ah.

Riassumendo:

Table 4.5 Tabella riassuntiva capacità di carica per fase di volo

Carica fase VTOL [Ah]	Carica fase crociera [Ah]	Carica supplementare hovering [Ah]	Carica totale [Ah]	Carica maggiorata [Ah]
2.80	1.70	3.37	7.88	13.13

Il pacco batterie che si andrà a scegliere dovrà quindi avere una capacità di carica superiore a 13 Ah. Prima di effettuare la scelta della batteria però è necessario verificare un'altra caratteristica del sistema; ossia la massima corrente che può essere richiesta alla batteria stessa. Per conoscere questo dato si calcola la corrente assorbita dal sistema propulsivo quando tutti i motori sono al massimo. In questo caso avremmo che ogni motore VTOL consumerebbe 45.61 A mentre il motore di coda assorbirebbe 5.3 A. Il consumo totale, avendo quattro propulsori a spinta verticale, sarà quindi di 187.74 A. Considerando che anche la IMU e gli altri sistemi a bordo del drone consumano un po' di corrente si può considerare un valore massimo di consumo di 200 A. La batteria identificata è la seguente:



Figure 4.7 Batteria

- Capacità minima: 14000 mAh
- Configurazione: 6S1P / 22.2V / 6 celle
- Tasso di scarica nominale: 15C
- Tasso di scarica di picco (30s): 30C
- Massa ($\pm 20g$): 1747g
- Dimensioni: 190x76x58 mm
- Produttore: Tattu

Tale batteria rispetta sia il requisito sulla capacità di carica che quello sulla corrente massima erogabile. La massima corrente erogabile dalla batteria infatti si può ricavare

come prodotto fra la capacità di carica e il tasso di scarica nominale in C; abbiamo quindi $14 Ah \cdot 15C = 210 A$, che è maggiore dei 200 A minimi richiesti.

4.5 Stima dei pesi

Il peso massimo al decollo è stato considerato di 9kg e su questo peso si sono basate le analisi aerodinamiche e i calcoli per il dimensionamento del sistema propulsivo. In realtà il drone con tutti i motori VTOL alla massima potenza, condizione che è stata considerata per il dimensionamento delle batterie ma che è di fatto fuori progetto, è in grado di sollevare 15.6 kg. Questo lascia un certo margine di sicurezza e garantisce che anche in caso di fallimento di un motore i rimanenti tre siano in grado di sviluppare una spinta di 11.7 kg e che quindi possano sostenere il velivolo in sicurezza. In questa eventualità tuttavia sarà necessario tenere alla massima potenza il motore con senso di rotazione uguale a quello fallito e cercare di ridurre la velocità dei due motori con senso di rotazione contrario in modo da bilanciare il più possibile i momenti intorno all'asse di imbardata.

Per fare una stima della massa dei vari sottosistemi si farà una lista dei pesi noti e si otterranno per differenza i pesi della componentistica che non è stata trattata. Si confronteranno infine i risultati con i dati disponibili per un modello di riferimento; in questo caso si è optato per il Songbird 1400. Questa scelta è stata fatta considerando che tale velivolo ha un'apertura alare maggiore del modello che si sta progettando, è dotato di quattro motori tilt rotor che sono in grado di garantire una MTOW simile e può ospitare un payload all'intero della fusoliera. I dati disponibili sulla massa delle componenti fin qui trattate sono i seguenti:

- Motore AM480 KV600: 145g
- Motore MN3110 KV470: 80g
- ESC AM 66A: 63.4g
- Batteria 14Ah: 1747g

Considerando che i motori AM480 KV600 sono quattro e ipotizzando di utilizzare lo stesso ESC per tutti e cinque i motori, assunzione che va a favore di sicurezza in quanto la massa dell'ESC del motore MN3110 KV470 sarà evidentemente minore dato che deve lavorare con correnti più basse, abbiamo che la massa totale del sistema propulsivo e della batteria è di 2.8 kg.

In particolare, volendo suddividere meglio i vari contributi, abbiamo che:

Table 4.6 Contributi massa del sistema propulsivo e della batteria

Componente	Massa	Totale parziale	Totale
Motori	0.725 kg	1.042 kg	2.8 kg
ESC	0.317 kg		
Batteria	1.747 kg	1.747 kg	

Essendo il massimo peso al decollo di 9 kg si può ottenere per differenza che il peso complessivo degli altri sistemi, del payload e della struttura non deve superare i 6.2 kg. Per il Songbird 1400 sono disponibili i seguenti dati sul peso [11]:

- Peso: 4.5 kg
- Peso batteria: 1.8 kg
- Payload: 1.4 kg

Dove con la dicitura peso si intende la massa del drone pronto al volo tolte le due voci di batteria e payload; comprensiva quindi dei motori, degli ESC, delle eliche, della IMU, dei sistemi di controllo, dei cavi e della struttura.

Nel nostro caso il sottosistema della struttura non è stato trattato nel dettaglio e quindi, sebbene si possano ricavare i volumi delle varie parti dal modello SolidWorks, non risulta facile fare una stima della sua massa. A tale massa inoltre andrebbero sommate tutte le componenti dei vari sistemi citate, senza le quali il drone non può volare. Viste le somiglianze sopra elencate del nostro modello con il Songbird 1400 è quindi lecito supporre, in prima approssimazione, che la massa di struttura e componentistica associata siano simili fra i due velivoli. Avremo quindi che per il nostro drone la massa della struttura attrezzata al volo, tolti batteria, payload, motori e ESC è di 3.46 kg, che sembra essere un valore ragionevole. Di conseguenza la massa utile per il payload si può ottenere per differenza fra il peso massimo al decollo e la somma di struttura, sistema propulsivo e batteria. Abbiamo quindi che la massa del payload non dovrà superare i 2.75 kg.

Volendo riassumere i principali valori di massa stimati abbiamo:

Table 4.7 Stima dei contributi massa

Componente	Massa
Motori + ESC	1.04 kg
Batteria	1.75 kg
Struttura	3.46 kg
Payload	2.75 kg

Come detto si ha una certa incertezza sul peso effettivo della struttura, che va ad influenzare anche la stima del payload, dato che il peso massimo al decollo deve necessariamente essere di 9 kg. Tuttavia dato che il velivolo di riferimento ha dimensioni maggiori (tre metri di apertura alare contro i due del nostro modello) è lecito pensare che la stima fatta sia a favore di sicurezza.

Capitolo 5

Sistema di controllo e esempio di implementazione di un controllo PID

In questo capitolo si introdurrà brevemente come agisce il sistema di controllo e si descriverà come è stato implementato in laboratorio un esempio di un controllo PID per il mantenimento dell'assetto angolare lungo un asse. Per la parte di laboratorio il lavoro è stato svolto in collaborazione con il collega Francesco Accatino.

5.1 Sistema di controllo

Il sistema di controllo ha il compito di mantenere l'assetto del drone in tutte le condizioni di volo. Tale sistema consta di una centralina e del suo software ed è in grado di importare ed elaborare i dati in uscita dalla IMU, che acquisisce le informazioni sull'assetto istantaneo del mezzo, e fornire in uscita le istruzioni per raggiungere l'assetto desiderato agendo sulla velocità di rotazione dei motori e con la movimentazione delle superfici di controllo. Il processo può essere descritto dal seguente schema a blocchi:

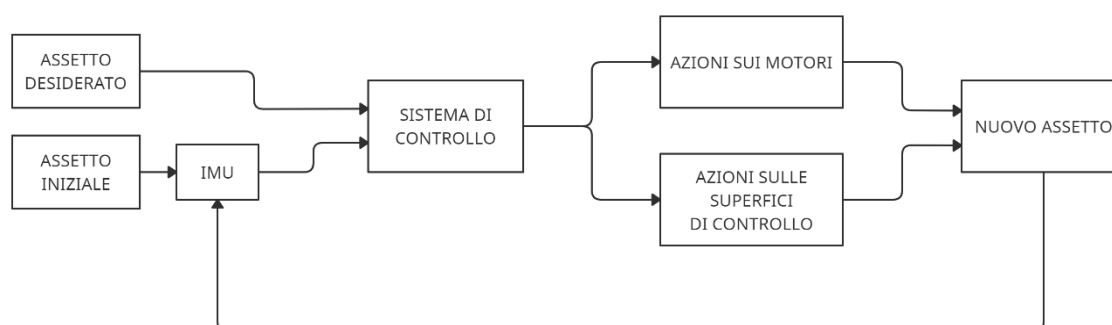


Figure 5.1 Schema a blocchi sistema di controllo d'assetto

L'assetto desiderato entra come input nel sistema di controllo, il secondo input è invece l'assetto istantaneo che viene catturato dai sensori della IMU. Il sistema a questo punto calcola l'errore fra le due condizioni e da in output le azioni correttive che possono agire sia sulla velocità di rotazione dei motori che sulle superfici di controllo. Nella fase di

crociera l'aerodinamica assume un ruolo preponderante. Le forze aerodinamiche infatti dipendono dal quadrato della velocità e quindi l'azione principale in questa fase sarà la movimentazione sulle superfici di controllo mentre i motori a spinta verticale resteranno spenti. Viceversa nelle fasi di decollo e atterraggio l'aerodinamica risulterà poco efficace e il sistema di controllo, per controllare le forze e i momenti che agiscono sul velivolo, agirà principalmente sulla velocità dei 4 motori VTOL.

5.2 Apparato sperimentale

Per presentare un esempio di sistema di controllo si è scelto di implementare in laboratorio un sistema in grado di controllare la posizione angolare di un bilanciere, incernierato in mezzzeria ad una struttura fissa, in modo che risponda ai disturbi tornando sempre nella posizione angolare desiderata. Per raggiungere tale scopo è stato utilizzato un controllore proporzionale integrale derivativo (PID). L'apparato sperimentale consta di una struttura in legno fissata al bilanciere come appena descritto, di due motori con le proprie eliche, montati alle estremità del bilanciere e pilotati dai rispettivi ESC che a loro volta vengono controllati da una scheda Arduino Uno. Nella parte superiore centrale del bilanciere è inoltre fissato un sensore che viene utilizzato per estrapolare la posizione angolare del bilanciere stesso. L'alimentazione degli ESC, e di conseguenza dei motori, è garantita da un alimentatore da banco. Il sensore è alimentato direttamente dalla scheda Arduino Uno che a sua volta viene alimentata da PC tramite una porta USB.

5.2.1 struttura

La struttura è stata realizzata in legno e consta di una base su cui sono fissati due piloni verticali che sorreggono il bilanciere. Il bilanciere ha una lunghezza pari a 70 cm.



Figure 5.2 Struttura assemblata

La base è composta da due assicelle incollate e tenute in posizione da due traversini che sono fissati alla base con delle viti. I traversini tengono in posizione anche i piloni, che sono avvitati da sotto sulla base. La rotazione sulla giunzione è garantita da due cuscinetti che sono stati incassati nei piloni.



Figure 5.3 Cuscinetto incassato nel pilone

Per fare in modo che i cuscinetti lavorino correttamente il bilanciario è stato forato in mezzzeria e nel foro è stato inserito un tubicino di metallo in modo che l'accoppiamento fra i due fosse senza gioco ed anzi che il tubicino rimanesse ben saldo e solidale al bilanciario.

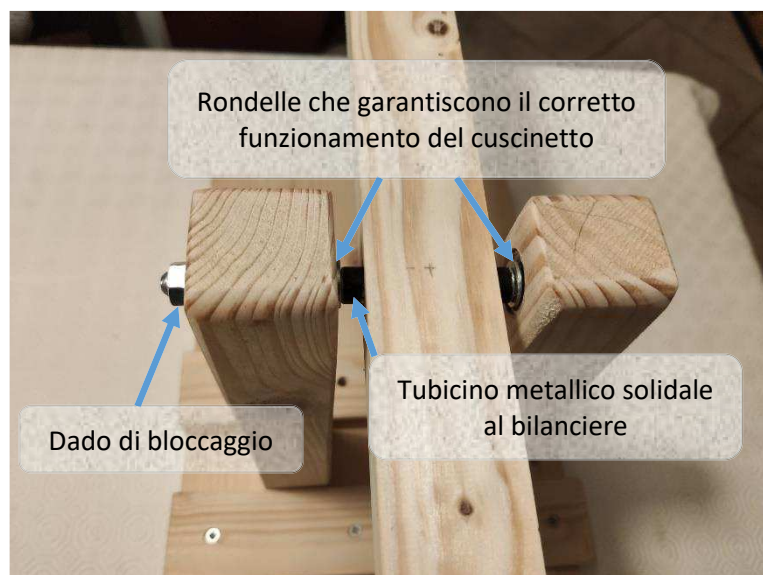


Figure 5.4 Elementi della cerniera

Così facendo è possibile realizzare la cerniera come si vede in Figura 5.4.

In particolare si ricorda che l'anello interno del cuscinetto è svincolato dalla cassa e leggermente sporgente rispetto a questa; l'anello esterno invece è solidale alla cassa. Avendo incassato il cuscinetto nel pilone l'anello esterno è vincolato al pilone stesso e quindi per sfruttare la rotazione a basso attrito è sufficiente fare in modo che il tubicino in metallo appoggi sulla parte laterale sporgente dell'anello interno del cuscinetto (vedi Figura 5.3). Per garantire questo appoggio si può utilizzare una rondella dimodoché una faccia sia a contatto con il tubicino e l'altra faccia sia a contatto con la parte sporgente dell'anello interno mobile del cuscinetto. A questo punto sarà sufficiente inserire il perno (barra filettata da 8 mm) all'interno dei cuscinetti e del tubicino interponendo le rondelle come descritto. Fissando il tutto con due dadi alle estremità si garantisce il contatto fra le varie componenti ed in particolare si assicura il collegamento fra il bilanciante e l'anello interno del cuscinetto, rendendo possibile la rotazione indipendente del bilanciante rispetto al resto della struttura e realizzando così la cerniera (vedi Figura 5.4).

Infine a corredo della struttura sono stati previsti due blocchetti che impediscono la rotazione del bilanciante oltre un certo angolo. Questo accorgimento è necessario per evitare che le eliche, una volta montate alle estremità del bilanciante e messe in rotazione, possano entrare in contatto con il banco di lavoro.



Figure 5.5 Dettaglio del blocchetto per imporre l'angolo massimo

Una volta montate le eliche verrà individuato l'angolo limite per evitare questa situazione e i blocchetti verranno tagliati di conseguenza.

5.2.2 componenti hardware

Di seguito vengono elencate e descritte brevemente le componenti hardware utilizzate per realizzare l'apparato sperimentale:

Motori

Sono stati utilizzati due piccoli motori brushless a cassa rotante (motori SPM con rotore esterno e statore interno). Le caratteristiche di tali motori sono le seguenti:



Figure 5.6 Motore SPM a rotore esterno

- Peso (cavi inclusi): 52 g
- Dimensioni: Ø28x30 mm
- Albero motore: Ø3.7x45 mm
- Potenza massima: 187 W
- Tensione alimentazione (lipo): 2-4S
- KV (rpm/V): 850
- ESC utilizzabile: 30 A

Si ricorda che ogni cella LiPo ha una tensione nominale di 3.7 V e perciò il motore potrà essere alimentato da una tensione compresa fra 7.4 V e 14.8 V. Questo dato è necessario in quanto i motori verranno alimentati da un alimentatore da banco e non da una batteria; di conseguenza occorrerà impostare manualmente la tensione. Il KV indica il numero di giri massimi al minuto teorici in base alla tensione di alimentazione; tale valore è una stima e si riferisce al funzionamento a vuoto. Se si applica un carico (e.g. un'elica) il numero di giri effettivo sarà minore. Il motore possiede uno statore con 12 avvolgimenti. Ipotizzando che il numero di coppie polari corrisponda al numero di avvolgimenti di una fase, ed essendo il motore alimentato da una corrente trifase, possiamo dire che si tratta di un motore con $12 \div 3 = 4$ coppie polari (cioè 8 poli magnetici sul rotore).

Eliche

Le eliche utilizzate sono delle 12x4.5 bipala in materiale plastico. Ciò significa che hanno diametro pari a 30.48 cm e passo di 11.43 cm. Tali eliche non sarebbero ideali per i motori utilizzati in quanto leggermente troppo grandi. Entrambe le eliche inoltre sono destrorse. Il fatto che le eliche abbiano lo stesso verso di rotazione fa sì che ci sia un momento sbilanciato parallelo all'asse di rotazione delle eliche ma questo momento nel nostro caso non dà problemi perché viene assorbito dalla struttura e non influenza l'asse lungo il quale si vuole implementare il controllo. Dato che questi due aspetti nel nostro caso non sono determinanti si è scelto di utilizzare comunque queste eliche perché già disponibili in laboratorio.



Figure 5.7 Elica 12x4.5 in materiale plastico

ESC

Sono stati utilizzati due controllori elettronici di velocità da 40 A. Gli ESC vengono generalmente classificati in base alla corrente massima che possono assorbire. Dal datasheet dei motori è richiesto un ESC da 30 A, quindi utilizzandone uno da 40 A si mantiene del margine di sicurezza. L'ESC individuato inoltre è dotato del firmware Simonk. Tale firmware è programmabile e consente di modificare diversi settaggi; la cosa interessante però è che consente di controllare l'ESC, e di conseguenza i motori, in maniera abbastanza semplice utilizzando un controllore esterno, in questo caso una scheda Arduino. In particolare è sufficiente fornire un segnale della durata di 1 ms per dare throttle allo 0% e un segnale della durata di 2 ms per dare throttle al 100%. Un segnale di durata intermedia corrisponderà ad una percentuale di potenza nominale intermedia proporzionale al segnale stesso. L'unica condizione sfavorevole è che questa elettronica richiede di essere inizializzata o tarata ad ogni nuova accensione. Ogni volta che si toglierà l'alimentazione agli ESC sarà quindi necessario ricaricare il programma prima di poterli avviare nuovamente. Tale processo tuttavia è molto semplice ed è simile nei due casi della taratura o di un semplice riavvio. Per la taratura è necessario fornire all'ESC il segnale massimo (2 ms) prima di accendere l'alimentatore e successivamente il segnale minimo (1 ms) dopo aver dato tensione. Se invece si vuole solo inizializzare l'elettronica il processo è ancora

più semplice: basterà infatti fornire il segnale minimo (1 ms) prima accendere l'alimentazione.



Figure 5.8 ESC da 40 A con firmware Simonk

Scheda Arduino Uno

È il microcontrollore open-source utilizzato per il progetto ed è basato sul microprocessore ATmega328. La scheda è equipaggiata con una serie di pin (11 digitali di cui 6 supportano la PWM e 6 analogici) che possono essere gestiti in input o in output per interfacciarsi con altre schede o circuiti esterni in generale.



Figure 5.9 Scheda Arduino Uno

Nel nostro caso tale scheda sarà utilizzata per acquisire i dati dal sensore, utilizzarli per calcolare l'angolo del bilanciere e fornire di conseguenza in output i segnali di throttle per i motori, in modo da mantenere l'angolo desiderato.

IMU - Modulo GY-521 MPU-6050

Il modulo GY-521 ha la funzione di gestire il sensore MPU-6050, che è un chip prodotto da Invensense e che combina al suo interno diversi dispositivi tra i quali [20]:

- un accelerometro MEMS a 3 assi
- un giroscopio MEMS a 3 assi
- un sensore di temperatura
- un oscillatore di clock interno
- un processore di movimento digitale

Il modulo ha dimensioni 21.2x16.4x3.3 mm. La precisione di misura è abbastanza buona se si considera la sua fascia di prezzo e che il sensore utilizza la tecnologia MEMS (*Micro Electro-Mechanical Systems*). Tale precisione è anche merito dell'hardware, che implementa un convertitore analogico/digitale per ciascun canale, in questo modo il modulo è in grado di acquisire contemporaneamente i canali x, y, z. L'uscita può inoltre essere interfacciata con il bus I2C di Arduino. In appendice A3 si riporta lo schema a blocchi del sensore MPU-6050.

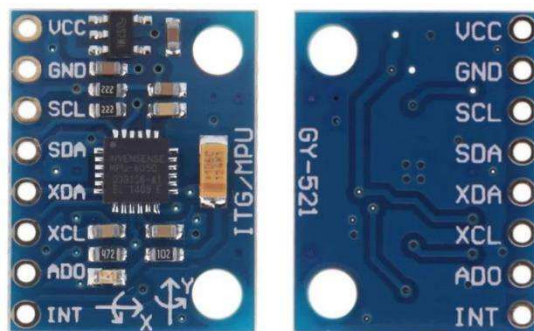


Figure 5.10 Modulo GY-521 MPU-6050

Alimentatore

L'alimentatore utilizzato è il modello DC 6210 della Peak Tech ed è un alimentatore in corrente continua a due canali che può erogare fino a 5A di corrente con una tensione fino a 30 V. La corrente può essere limitata su ogni canale collegando i morsetti positivo e negativo in corto circuito ed impostando la corrente girando semplicemente la manopola corrispondente. Nel nostro caso i motori potrebbero potenzialmente assorbire più di 5A, tuttavia questa condizione non si verifica perché si preferisce alimentare l'apparato con

una tensione vicina al limite superiore indicato sul datasheet dei motori per lavorare con correnti più basse a parità di potenza.



Figure 5.11 Alimentatore Peak Tech DC dual power supply 6210

Breadboard e cavi

La breadboard è una piastra in plastica munita di numerosi fori collegati fra loro a gruppi di 5 che consente di creare e disfare collegamenti e circuiti in maniera semplice e veloce. Nel nostro caso per effettuare i collegamenti si useranno dei jump wires per mettere in comunicazione la scheda Arduino Uno con il sensore MPU-6050 e gli ESC. Per collegare gli ESC ai motori si utilizzeranno dei connettori mammut mentre per l'alimentazione saranno necessari cavi con spinotti a banana e coccodrilli.

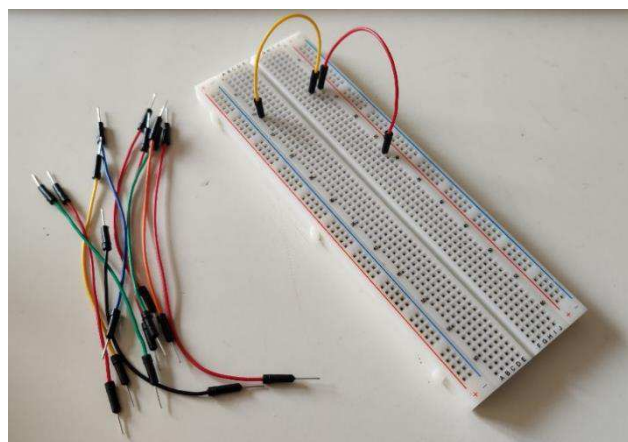


Figure 5.12 Breadboard e jump wires

effettuati i collegamenti come riportato nello schema elettrico, assicurandosi che la lunghezza dei cavi fosse adeguata e consenta il movimento libero del bilanciere.

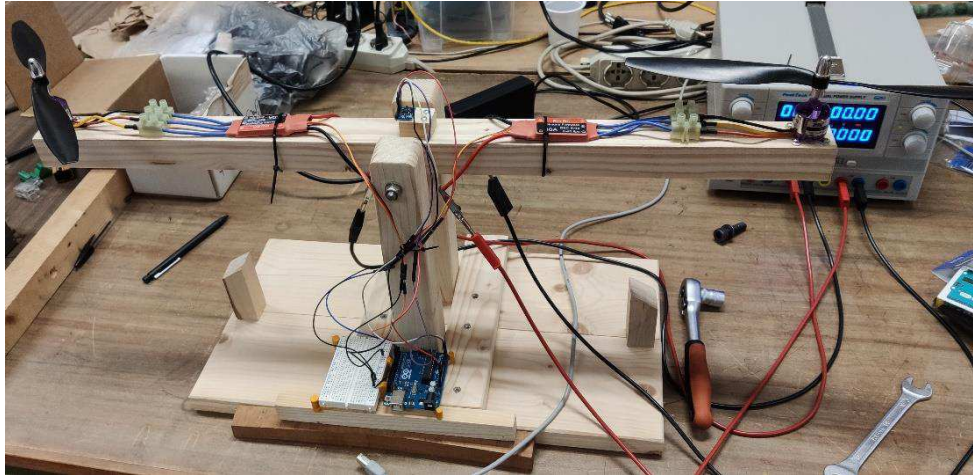


Figure 5.14 Apparato sperimentale completo

5.3 Filtri per la IMU

I sensori della IMU che si andranno ad utilizzare per determinare la posizione angolare sono giroscopi e accelerometri. I giroscopi rilevano l'orientamento attraverso le variazioni angolari della velocità, ma col tempo tendono ad avere una deriva perché sono sensibili solo ai cambiamenti e non hanno un quadro di riferimento fisso. Gli accelerometri rilevano i cambi di direzione rispetto alla gravità e questi dati possono essere utilizzati per orientare un giroscopio. Gli accelerometri hanno una reazione rapida, per cui il jitter e il loro rumore producono un errore accumulato quando si utilizzano solo questi dati. Inoltre, tendono a distorcere le accelerazioni dovute a forze esterne come quelle gravitazionali, che si accumulano anch'esse nel sistema come rumore. Combinando la precisione a breve termine di un giroscopio con quella a lungo termine di un accelerometro si possono quindi ottenere letture dell'orientamento più precise, facendo affidamento sui punti di forza di ogni sensore per annullare, o quanto meno ridurre, i punti deboli dell'altro sensore. Questa fusione dei dati provenienti dai due sensori è possibile tramite quella che viene chiamata operazione di filtraggio. Esistono diversi metodi di filtraggio, di seguito vengono descritti brevemente i due che sono stati implementati per questo progetto. Successivamente si descriverà il codice più nel dettaglio.

5.3.1 filtro complementare

Utilizzare un filtro complementare è un modo semplice per combinare i dati dei due sensori disponibili [21]. Il filtraggio complementare è una funzione lineare che combina un filtro passa-alto per il giroscopio e un filtro passa-basso per l'accelerometro. Il rumore ad alta frequenza dei dati dell'accelerometro viene così filtrato a breve termine e livellato dai dati del giroscopio. Viceversa la lenta deriva del giroscopio viene frenata dal filtro passa-alto che smorza le oscillazioni a bassa frequenza. Il vantaggio principale di questo filtro è il suo costo computazionale estremamente basso. Le sue prestazioni inoltre sono molto buone.

5.3.2 filtro di Kalman

Il filtro di Kalman è un algoritmo di fusione sensoriale ricorsivo. Tale filtro prevede i valori utilizzando diverse equazioni matematiche basate sull'ipotesi che i dati che vengono filtrati assumano la forma di una distribuzione gaussiana. Il filtro di Kalman si può descrivere come un osservatore ottimo [22]; è essenzialmente un set di equazioni matematiche che implementano uno stimatore di tipo predittore-correttore, che è ottimo nel senso che minimizza la covarianza dell'errore di stima. Il filtro prova a stimare lo stato di un processo tempo-discreto. Sostanzialmente il procedimento consiste nel calcolare l'errore di ogni misurazione partendo dalla misurazione precedente, rimuovendo poi l'errore attuale per ottenere una stima molto accurata del valore attuale vero. È quindi un algoritmo che impara ad ogni iterazione. Il vantaggio principale di questo filtro riguarda le prestazioni, che sono teoricamente migliori di qualunque altro filtro. Per contro però la complessità è molto elevata e il costo computazionale, essendo un procedimento ricorsivo, non è indifferente.

5.4 controllo PID

La sigla PID sta per *Proportional-Integral-Derivative control* (controllo Proporzionale-Integrale-Derivativo). Tale controllo prevede un anello in catena chiusa in grado di reagire a un eventuale errore, positivo o negativo, tendendo verso il valore nullo. La reazione all'errore può essere regolata e ciò rende questo sistema molto versatile. Da un punto di vista matematico il regolatore PID può essere descritto come un sistema dinamico che elabora un segnale in ingresso, l'errore $e(t)$, dando in uscita un segnale di controllo $u(t)$ che agisce su un sistema. Il sistema può essere meccanico o di altro tipo, ma in ogni caso è governato dalle proprie leggi fisiche di cui il regolatore può non essere a conoscenza. Il sistema viene però influenzato dal segnale in uscita dal controllore e di conseguenza si avrà una variazione della variabile controllata $y(t)$ in uscita dal sistema. Tale uscita viene

riportata in retroazione ed utilizzata per il calcolo dell'errore. L'errore è infatti ottenuto come differenza fra il riferimento e la variabile controllata $e(t) = r(t) - y(t)$. Di seguito si riporta lo schema a blocchi:

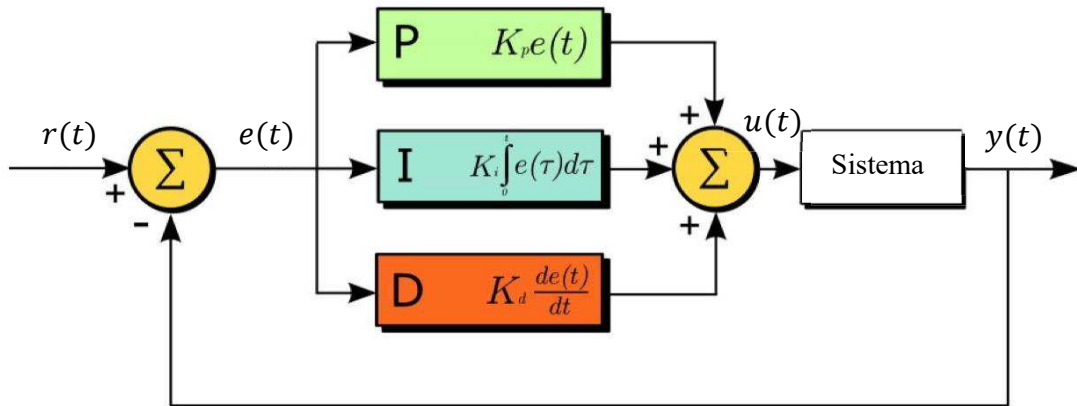


Figure 5.15 Schema di controllo PID

Come suggerito dall'acronimo, ed esplicitato nello schema qui sopra, il controllore PID consta di tre azioni:

- L'azione proporzionale dà in uscita un segnale proporzionale all'errore in ingresso al sistema. Tale azione lega algebricamente l'ingresso $e(t)$ e l'uscita $u(t)$ secondo la costante di proporzionalità K_p detta guadagno proporzionale. Al crescere di K_p la velocità di risposta del sistema migliora ma si ha contestualmente una diminuzione della stabilità e un aumento delle oscillazioni.
- L'azione integrale è proporzionale all'integrale dell'errore $e(t)$ e quindi proporzionale al suo valor medio. La costante di proporzionalità in questo caso è K_i ed è detta guadagno integrale. Questa azione ha come caratteristica principale quella di eliminare l'errore a regime.
- L'azione derivativa fornisce in uscita la derivata rispetto al tempo dell'errore $e(t)$. Questa azione tiene conto della rapidità di variazione dell'errore e cerca di anticiparne l'azione correttiva. Essendo sensibile solo alla variazione dell'errore, l'azione derivativa non è in grado di mantenere un riferimento costante (in caso di errore costante l'azione sarà nulla). Dato che la derivata aumenta in modo proporzionale alla velocità di variazione della grandezza a cui fa riferimento, tale azione agirà in modo da inseguire l'errore e correggerlo velocemente. Il termine derivativo tuttavia ha lo svantaggio di amplificare il rumore elettromagnetico sovrapposto al segnale utile. Tale termine va quindi utilizzato con cautela.

L'uscita totale del controllore è la somma delle tre azioni. Formalizzando la relazione ingresso\uscita si ottiene quindi:

$$u(t) = \underbrace{K_p e(\tau)}_{\text{proporzionale}} + \underbrace{K_i \int_0^t e(\tau) d\tau}_{\text{integrale}} + \underbrace{K_d \frac{d}{dt} e(\tau)}_{\text{derivativo}}$$

Con $u(t)$ segnale in uscita, $e(\tau)$ errore in ingresso, K_p costante proporzionale, K_i costante integrativa e K_d costante derivativa.

Per modificare la risposta del sistema all'errore è quindi sufficiente modificare il valore delle tre costanti K_p , K_i e K_d (dette rispettivamente guadagno proporzionale, integrativo e derivativo). Nel nostro caso il riferimento $r(t)$ è l'angolo desiderato (e.g. 0°), mentre la variabile controllata $y(t)$ in retroazione è l'angolo misurato dalla IMU. Il sistema è rappresentato dall'apparato sperimentale che ha quindi un input elettrico e un output meccanico.

5.5 Software

Per programmare il controllore si utilizza l'ambiente di sviluppo integrato di Arduino, che è un'applicazione multiplatforma in Java. L'IDE di Arduino utilizza un linguaggio molto semplice ed è anch'esso open-source. Per acquisire i dati è stato utilizzato CoolTerm.

5.5.1 scrittura del codice

Di seguito si riportano, commentandole, le righe di codice più significative. In appendice A4 si allega invece il codice completo.

È stata inclusa la libreria Servo.h per creare il segnale PWM necessario per controllare gli ESC. La libreria Wire.h consente invece di stabilire la comunicazione i2c con il modulo MPU-6050. Per implementare il filtro di Kalman inoltre viene inclusa la libreria Kalman.h [23] che contiene al suo interno le equazioni per risolvere il problema di ottimo. Si scriverà:

```
#include <Wire.h>
#include <Servo.h>
#include <Kalman.h>
```

È poi necessario definire i due ESC, per controllare il motore a destra e quello a sinistra:

```
Servo right_prop;  
Servo left_prop;
```

Il sensore MPU-6050 fornisce tre valori di accelerazione e tre valori dalle misure giroscopiche, una per ogni asse. Questi dati sono in 16 bits, è quindi necessario creare una variabile in grado di salvarli:

```
int16_t Acc_rawX, Acc_rawY, Acc_rawZ, Gyr_rawX, Gyr_rawY, Gyr_rawZ;
```

Si definiscono le variabili globali che si andranno ad utilizzare. Si useranno generalmente variabili di tipo float dato che si lavorerà con numeri reali:

```
float Acceleration_angle[2];  
float Gyro_angle[2];  
float Total_angle[2];  
float elapsedTime, time, timePrev;  
int i;  
float rad_to_deg = 180/3.141592654;  
float PID, pwmLeft, pwmRight, error, previous_error;  
float pid_p=0;  
float pid_i=0;  
float pid_d=0;  
////////////////////PID CONSTANTS////////////////////  
double kp=2.2;  
double ki=0.006;  
double kd=1;  
double kd_min=0.1;  
////////////////////
```

Le ultime quattro costanti indicate sono i guadagni del PID, i cui valori sono stati individuati a seguito di una serie di prove sperimentali. Per quanto riguarda le variabili globali rimangono da definire il valore di throttle iniziale (numero in μs compreso 1000 e 2000) e l'angolo target del controllore in gradi. Il valore di throttle iniziale desiderato è del 25% e perciò il segnale da inviare agli ESC dovrà avere una durata di 1250 μs :

```
double throttle=1250;  
float desired_angle = 0;
```

Infine sono state definite le variabili necessarie all'implementazione del filtro di Kalman:

```
double accX, accY, accZ;  
double gyroX, gyroY, gyroZ;  
double gyroXangle, gyroYangle;  
double kalAngleX, kalAngleY;
```



```
uint8_t i2cData[14];
uint32_t timer;
```

Nella sezione di setup è stata per prima cosa corretta la variabile dell'angolo target. Da prove sperimentali infatti è emerso che la posizione angolare del sensore differisce di due gradi da quella del bilanciere. Questa differenza è dovuta al montaggio del sensore che non è perfettamente parallelo al bilanciere. È stata inoltre inizializzata la comunicazione seriale e quella con il sensore:

```
desired_angle = desired_angle -2;
Wire.begin();
Wire.beginTransmission(0x68);
Wire.write(0x6B);
Wire.write(0);
Wire.endTransmission(true);
Serial.begin(250000);
```

Sono stati indicati i pin di collegamento per gli ESC ed è stato avviato il conteggio del tempo in millisecondi. È stato poi inviato il segnale di percentuale di potenza nominale minima (0% = 1000 μ s) agli ESC per iniziarli. È stato inoltre previsto un delay per permettere agli ESC di completare l'inizializzazione e per avere il tempo di posizionare il bilanciere nella posizione di prova desiderata prima dell'accensione dei motori:

```
right_prop.attach(3);
left_prop.attach(5);
time = millis();
left_prop.writeMicroseconds(1000);
right_prop.writeMicroseconds(1000);
delay(5000);
```

Per il setup necessario al corretto funzionamento del filtro di Kalman si faccia riferimento al codice in appendice.

La sezione del loop è stata divisa in tre macroaree: una per la IMU, una per il filtro di Kalman e una per il PID vero e proprio. Per gestire la IMU è stato innanzitutto salvato il tempo dell'iterazione precedente. Subito dopo è stata fatta la lettura del tempo attuale e per differenza è stato ottenuto il *timestep*, indicato come *elapsedTime* nel senso di tempo trascorso fra un'iterazione e quella successiva (dato che il tempo è contato in millisecondi si dividerà per 1000 per ottenerlo in secondi):

```
timePrev = time;
time = millis();
elapsedTime = (time - timePrev) / 1000;
```


Per la lettura dei dati dell'accelerometro si utilizza la libreria Wire.h. L'indirizzo dei registri del sensore che ci interessano si possono trovare nella documentazione del sensore fornita dalla InvenSense Inc. ed in particolare nella *MPU-6000 register map* [24]:

```
Wire.beginTransaction(0x68);  
Wire.write(0x3B);  
Wire.endTransmission(false);  
Wire.requestFrom(0x68, 6, true);
```

Ogni valore di accelerazione (che, come detto, è a 16 bit) è suddiviso in due registri da 8 bit, uno indicato come *low* e uno come *high*. Per unire i due registri in un unico dato a 16 bit si esegue un'operazione di spostamento a sinistra (<<) del registro high e si aggiunge poi il registro low con l'operatore di addizione logica OR (|):

```
Acc_rawX=Wire.read()<<8|Wire.read();  
Acc_rawY=Wire.read()<<8|Wire.read();  
Acc_rawZ=Wire.read()<<8|Wire.read();
```

Per il calcolo dell'angolo a partire dai valori di accelerazione si utilizzano le formule di Eulero. Prima però è necessario trasformare il valore grezzo dell'accelerazione in unità di misura utilizzabili. In questo caso il datasheet del sensore ci dice che dividendo per 16384 possiamo ottenere l'accelerazione in g. L'angolo viene poi trasformato in gradi tramite la costante `rad_to_deg` definita in precedenza:

```
/*---X---*/  
Acc_angle[0] = atan((Acc_rawY/16384)/sqrt(pow((Acc_rawX/16384), 2) +  
                + pow((Acc_rawZ/16384), 2)))*rad_to_deg;  
/*---Y---*/  
Acc_angle[1] = atan(-1*(Acc_rawX/16384)/sqrt(pow((Acc_rawY/16384), 2) +  
                + pow((Acc_rawZ/16384), 2)))*rad_to_deg;
```

Per estrarre i valori del giroscopio si procede in modo analogo. Cambierà solo l'indirizzo dei registri. In questo caso per ottenere la velocità angolare in gradi al secondo è sufficiente dividere il valore grezzo per 131 (anche qui dato dal datasheet del sensore MPU-6050):

```
/*---X---*/  
Gyro_angle[0] = Gyr_rawX/131.0;  
/*---Y---*/  
Gyro_angle[1] = Gyr_rawY/131.0;
```

Estrapolati i dati dai sensori si possono infine applicare i filtri, ricordando che per ottenere l'angolo calcolato dal giroscopio è necessario moltiplicare la velocità angolare per il timestep.

Per quanto concerne l'implementazione del filtro complementare è sufficiente prendere il 98% dell'angolo ottenuto con il giroscopio e sommarvi il 2% dell'angolo ottenuto con l'accelerometro:

```
/*---X axis angle---*/
Tot_ang[0] = 0.98 *(Total_angle[0] + Gyro_angle[0]*elapsedTime) +
            + 0.02*Acceleration_angle[0];

/*---Y axis angle---*/
Tot_ang[1] = 0.98 *(Total_angle[1] + Gyro_angle[1]*elapsedTime) +
            + 0.02*Acceleration_angle[1];
```

Per l'implementazione del filtro di Kalman invece sono necessari molti passaggi matematici, per i quali si rimanda al codice in appendice. Una volta calcolati gli angoli filtrati è possibile visualizzarli sul monitor seriale tramite il comando `Serial.print`

L'ultima sezione del loop è quella che riguarda il PID vero e proprio. Come prima cosa è necessario calcolare l'errore che, avendo utilizzato due filtri, può essere ottenuto in due modi. Una volta scelto il metodo di filtraggio sarà necessario decommentare la riga di codice corrispondente fra le due seguenti:

```
//error = Total_angle[1] - desired_angle;
//error = kalAngleY - desired_angle;
```

Il valore proporzionale del PID a questo punto sarà semplicemente l'errore moltiplicato per il guadagno proporzionale:

```
pid_p = kp*error;
```

Per implementare l'azione integrale moltiplichiamo l'errore con il guadagno integrale e sommiamo il tutto per il valore integrale calcolato al ciclo precedente. In questo modo il valore integrale continua ad aumentare ad ogni ciclo fino a quando non si annulla l'errore. Si noti che l'azione integrale agisce aumentando ad ogni ciclo anche nel caso in cui l'errore sia una costante. Per rendere la risposta più dolce e regolare questa azione è stata limitata; in particolare, da prove sperimentali, è stato posto un limite di ± 40 per ogni ciclo (cioè una variazione massima di throttle del 4% ad ogni ciclo):

```
pid_i = pid_i+(ki*error);

    if (pid_i < -40)
        pid_i = -40;
    if (pid_i > 40)
        pid_i = 40;
```

L'ultima azione, quella derivativa, reagisce alla velocità di variazione dell'errore. Per calcolare questa velocità facciamo la differenza fra l'errore attuale e quello precedente e

dividiamo il tutto per il timestep. Il valore risultante viene infine moltiplicato per il guadagno derivativo che consente di regolare la risposta di questa azione. Come precedentemente accennato, l'azione derivativa può amplificare il rumore del segnale, che dà fastidio in particolar modo quando il segnale è debole (i.e. attorno alla posizione corretta). Per sopperire a questo problema è stato introdotto un guadagno derivativo supplementare, ridotto di un fattore 10 rispetto a quello standard, da far agire quando il bilanciante si trova in un intorno di 3 gradi rispetto alla posizione desiderata. In questo modo si riesce a mantenere una risposta pronta e veloce ad un disturbo anche molto intenso limitando però l'azione derivativa quando non è necessaria. Si evita così di introdurre del rumore, causa di oscillazioni non desiderate, quando sono necessarie solo piccole correzioni e non si abbisogna di una risposta immediata ed eccessivamente violenta:

```
if(error < 3 && error > -3)
{
    pid_d = kd_min*((error - previous_error)/elapsedTime);
}
else
{
    pid_d = kd*((error - previous_error)/elapsedTime);
}
```

Il valore totale del controllore PID è infine la somma delle tre azioni, si avrà quindi:

```
PID = pid_p + pid_i + pid_d;
```

Dato che gli ESC accettano valori compresi fra 1000 e 2000 il valore totale del PID da sommare o sottrarre non potrà superare ± 1000 . Adeguando tale valore per l'ingresso all'ESC si limita inoltre implicitamente l'uscita complessiva del controllore:

```
if(PID < -1000)
{
    PID=-1000;
}
if(PID > 1000)
{
    PID=1000;
}
```

Possiamo ora calcolare la PWM per i due motori. Il motore che si trova più vicino al suolo verrà accelerato mentre quello che si trova più in alto verrà decelerato della stessa quantità:

```
pwmLeft = throttle + PID;
pwmRight = throttle - PID;
```

Dobbiamo adesso assicurarci che i valori di PWM calcolati rientrino fra quelli accettati dagli ESC:

```
//Right
if(pwmRight < 1000)
{
    pwmRight= 1000;
}
if(pwmRight > 2000)
{
    pwmRight=2000;
}
```

Per il secondo motore il codice è lo stesso, basterà scrivere pwmLeft invece di pwmRight.

Infine sfruttiamo i comandi della libreria Servo.h per creare un impulso PWM della larghezza calcolata e comandare la variazione di throttle dei motori tramite gli ESC:

```
left_prop.writeMicroseconds (pwmLeft);
right_prop.writeMicroseconds (pwmRight);
```

L'ultima cosa che rimane da fare è salvare l'errore attuale in modo da poterlo sottrarre all'errore dell'iterazione successiva nel calcolo dell'azione derivativa:

```
previous_error = error;
```

5.5.2 acquisizione ed elaborazione dei dati

L'apparato sperimentale a questo punto è pronto e quindi sono stati eseguiti dei test per verificare le prestazioni del controllo al variare dei guadagni del PID (vedi paragrafo successivo). Per valutare al meglio queste prestazioni è indispensabile monitorare l'andamento dell'angolo a seguito di un disturbo. Se si vuole graficare la posizione angolare nel tempo tuttavia occorre esportare i dati dell'angolo e dei corrispondenti istanti di misura. Il software utilizzato fino ad ora non consente di eseguire questa operazione in modo agevole. Con l'IDE di Arduino è possibile infatti visualizzare i dati solamente sul monitor seriale. Per raggiungere lo scopo è stato quindi utilizzato il software CoolTerm. Tale programma si interfaccia con Arduino creando una copia del monitor seriale dalla quale è possibile salvare i dati in un documento di testo. I dati così raccolti vengono poi importati in MATLAB, dove possono essere utilizzati per produrre i grafici desiderati.

5.6 Analisi dei risultati

Per determinare i guadagni del controllore è stato inizialmente utilizzato il metodo di Ziegler-Nichols [25]. Tale metodo prevede come primo passo di determinare il guadagno di un controllore puramente proporzionale ($K_i = K_d = 0$) che causa un'oscillazione regolare permanente. Una volta stabilito tale guadagno si misura il periodo dell'oscillazione armonica. Con questi due dati si calcolano poi i valori dei tre guadagni del PID utilizzando delle semplici equazioni fornite dal metodo. Tuttavia il controllore con questi guadagni ha fornito risultati deludenti. Sono state quindi eseguite numerose prove variando i parametri manualmente e tenendo ben presente l'effetto di ogni azione sul sistema. Al termine di questa procedura, come si potrà constatare, la risposta del sistema è migliorata sensibilmente.

Inizialmente è stata eseguita una prova utilizzando un controllore puramente proporzionale. L'output quindi non è altro che l'errore per la costante K_p . Il bilanciario, inizialmente orizzontale, è stato colpito causando un disturbo. Quello che ne risulta è un moto oscillatorio che a seconda del valore di K_p e dell'intensità del disturbo può convergere molto lentamente per annullare l'errore, rimanere costante (valore di guadagno cercato per applicare il metodo di Ziegler-Nichols) o divergere lentamente aumentando via via l'ampiezza di oscillazione fino a quella massima consentita (come nella figura sottostante).

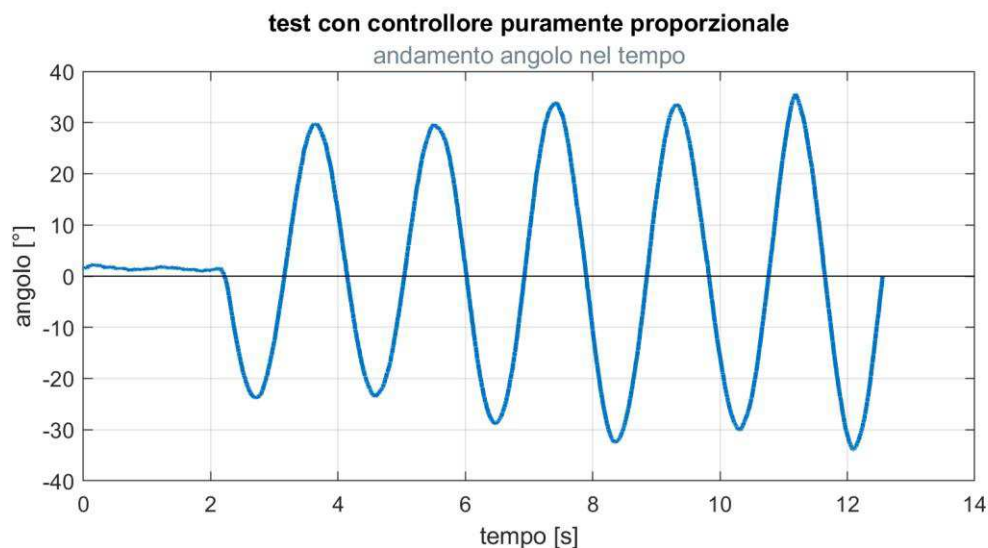


Figure 5.16 Andamento dell'angolo nel tempo con controllore puramente proporzionale

Si noti inoltre come, non essendoci l'azione integrale, il piccolo errore iniziale non viene corretto. La sola azione proporzionale è infatti troppo debole per correggere questi errori e quindi senza azione integrale si avrà sempre un piccolo errore a regime.

Aggiungendo l'azione integrale e lavorando sul valore dei guadagni è possibile regolare la risposta in modo che si raggiunga sempre la convergenza. Tale convergenza tuttavia può avvenire in tempi più o meno brevi, a seconda soprattutto dell'intensità del disturbo.

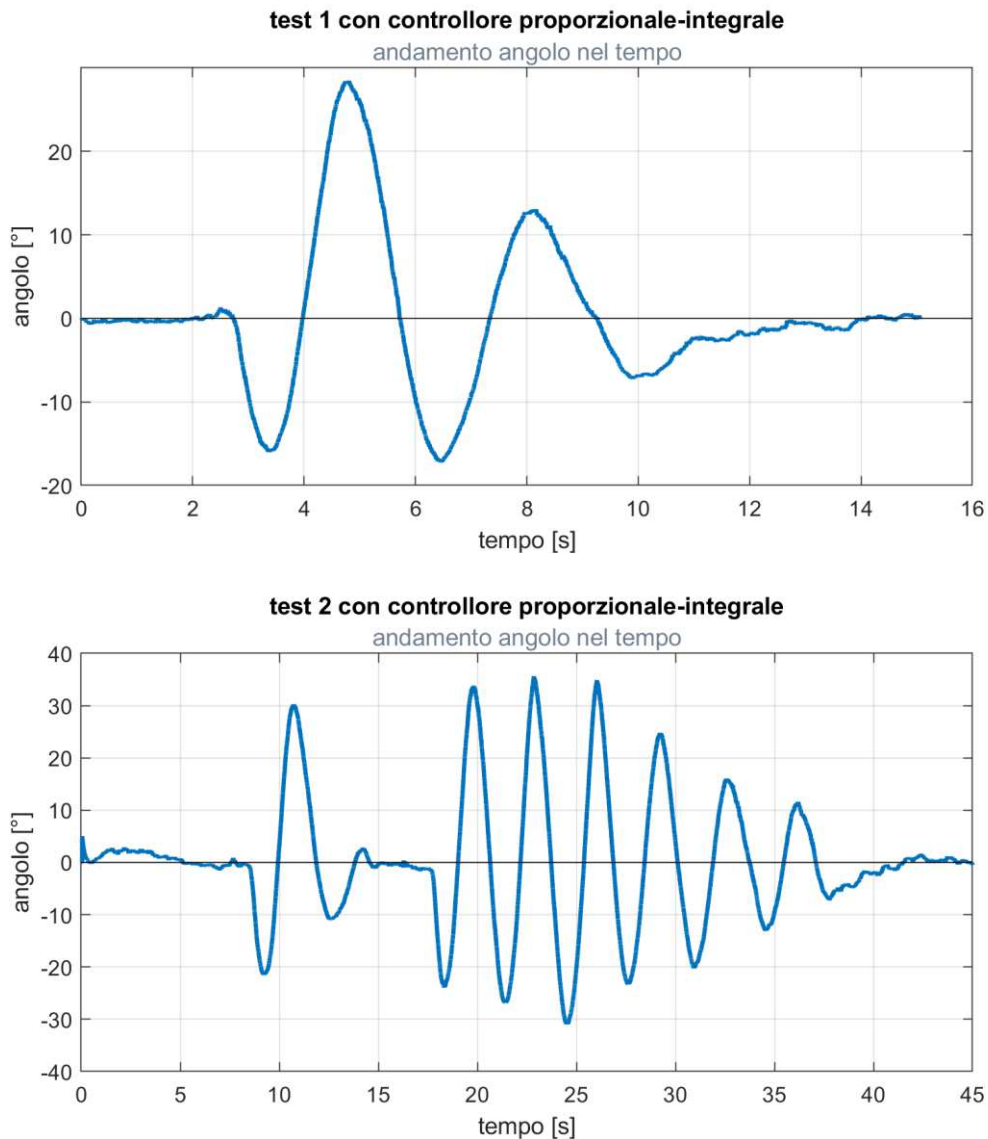


Figure 5.17 Andamento dell'angolo nel tempo con controllore proporzionale-integrale

Nel primo test si può notare come il disturbo introdotto viene assorbito in una decina di secondi, un tempo decisamente troppo lungo per i nostri scopi. Il secondo test è ancora più interessante. In questo caso il bilanciere è stato spostato dalla sua posizione neutra con due disturbi successivi, entrambi di maggiore intensità rispetto al test precedente. Il primo dei due viene assorbito in un tempo paragonabile al primo test mentre il secondo, sebbene non

sia molto più intenso, causa un paio di oscillazioni in cui il disturbo viene amplificato prima di tornare verso la posizione neutra con una serie di oscillazioni che si smorzano più lentamente. Quest'ultimo disturbo quindi impiega più di 20 secondi per essere assorbito. In tutti i casi inoltre il bilanciere raggiunge angoli maggiori nella prima oscillazione rispetto a quelli che gli vengono imposti applicando il disturbo. Il periodo di oscillazione in entrambi i test si attesta intorno ai 3.2 secondi, mentre per il regolatore puramente proporzionale non superava i 2 secondi.

Per ottenere una risposta più veloce è stata infine attivata anche l'azione derivativa e, dopo una serie di prove, sono stati individuati i valori definitivi per i guadagni. Per il guadagno derivativo, in particolare, un valore troppo alto causa un'eccessiva instabilità mentre un valore troppo basso porta ad una risposta lenta del sistema. Si ricorda inoltre che, per i motivi già citati, l'azione derivativa è stata limitata nell'intorno della posizione neutra. La combinazione dei guadagni che ha dato i migliori risultati è la seguente:

Table 5.1 Guadagni definitivi del controllore PID

K_p	2.2
K_i	0.006
K_d	1
$K_{d,min}$	0.1

Utilizzando questi guadagni è stata ottenuta la seguente risposta ad un singolo impulso:

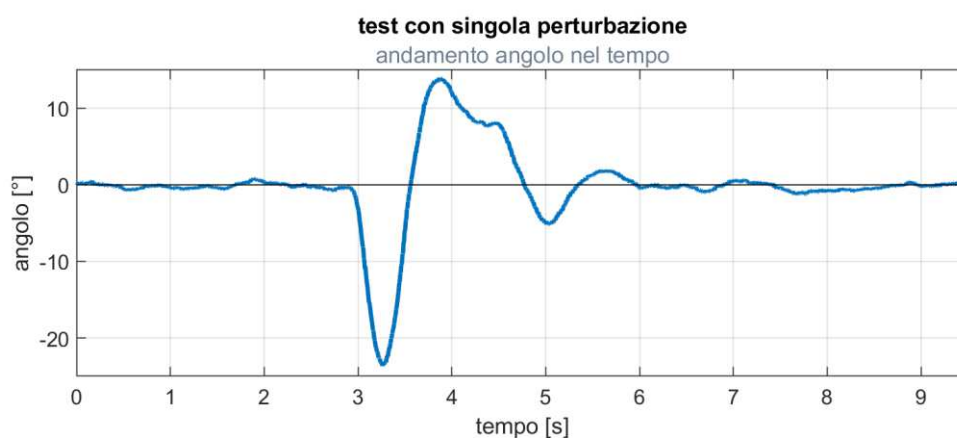


Figure 5.18 Andamento dell'angolo nel tempo con una singola perturbazione

Come prima cosa possiamo notare che mentre in tutte le condizioni precedenti il bilanciere raggiunge angoli maggiori nella prima oscillazione rispetto a quelli che gli vengono imposti applicando il disturbo, in questo caso il controllore riesce subito a ridurre (ed anzi quasi a dimezzare) tale oscillazione. Il disturbo infatti sposta il bilanciere fino a 23.5° con angolo negativo, mentre l'angolo positivo che segue non raggiunge i 14° . La velocità della risposta invece è più che triplicata; dall'inizio del disturbo al completo riassetto del sistema non passano infatti più di 3 secondi. Inoltre la risposta sembra essere stabile e sempre paragonabile a se stessa, come dimostrano i seguenti test in cui il sistema è stato sottoposto a disturbi consecutivi:

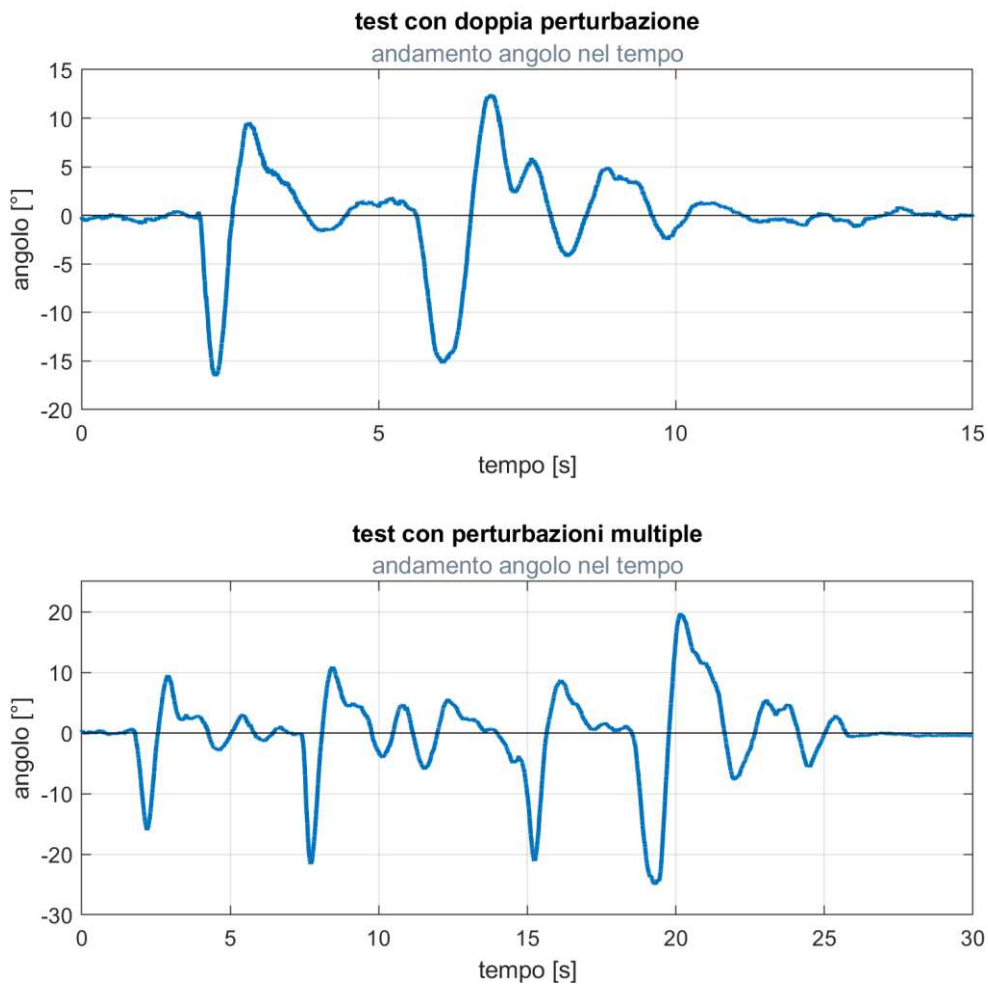


Figure 5.19 Andamento dell'angolo nel tempo con perturbazioni successive

Come è possibile constatare il sistema viene sempre riportato nella posizione desiderata in tempi brevi e con un numero di oscillazioni ridotto.

Fino a questo momento i disturbi sono stati introdotti nel sistema sotto forma di rapide spinte che vanno a variare la posizione angolare del bilanciere. Le perturbazioni sono quindi assimilabili a disturbi impulsivi. Nel test successivo si vuole invece testare la risposta ad un disturbo a gradino. Per realizzare tale disturbo è stato installato un recipiente su uno dei due bracci del bilanciere. Il sistema è stato azionato e in un certo istante è stata introdotta una massa nel recipiente. Il controllore quindi dovrà riportare il sistema in posizione orizzontale bilanciando continuamente il peso; ci aspettiamo cioè che il motore sul braccio del bilanciere in cui è presente la massa aggiuntiva giri più rapidamente per produrre una spinta maggiore in modo da mantenere il sistema nella posizione orizzontale desiderata. Il risultato del test è il seguente:

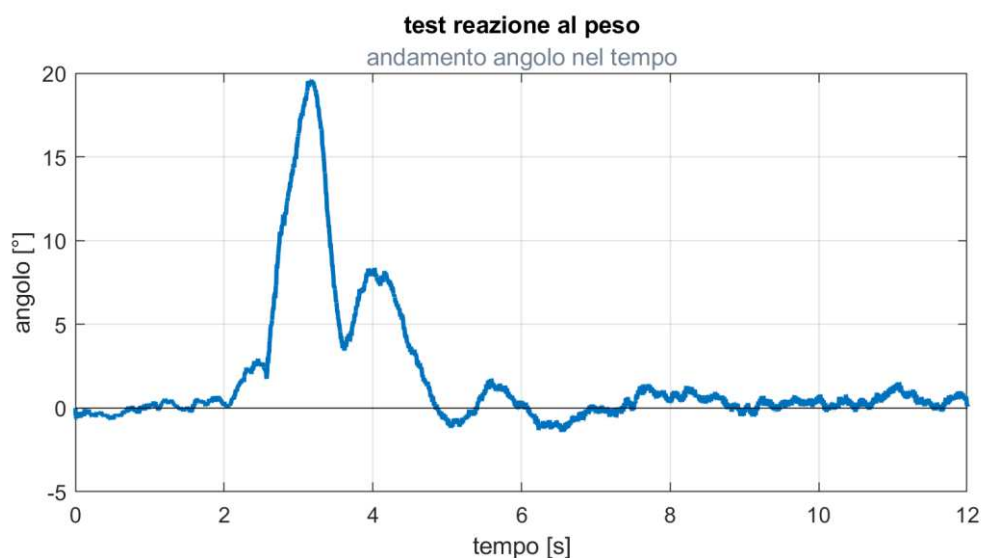


Figure 5.20 Andamento dell'angolo nel tempo con disturbo a gradino

Come si può notare, in questo caso le oscillazioni rimangono nella zona degli angoli positivi. Il sistema recupera inoltre la posizione orizzontale, mantenendola, in un tempo di circa 4 secondi, paragonabile con quello dei test precedenti. Possiamo quindi dire che il controllore risponde bene anche ai disturbi a gradino.

Fino ad ora per il calcolo dell'angolo è stato utilizzato il filtro complementare. Verranno ora eseguiti dei test con disturbi impulsivi utilizzando il filtro di Kalman. Per valutare la differenza fra i due verrà visualizzato l'angolo calcolato da entrambi i filtri.

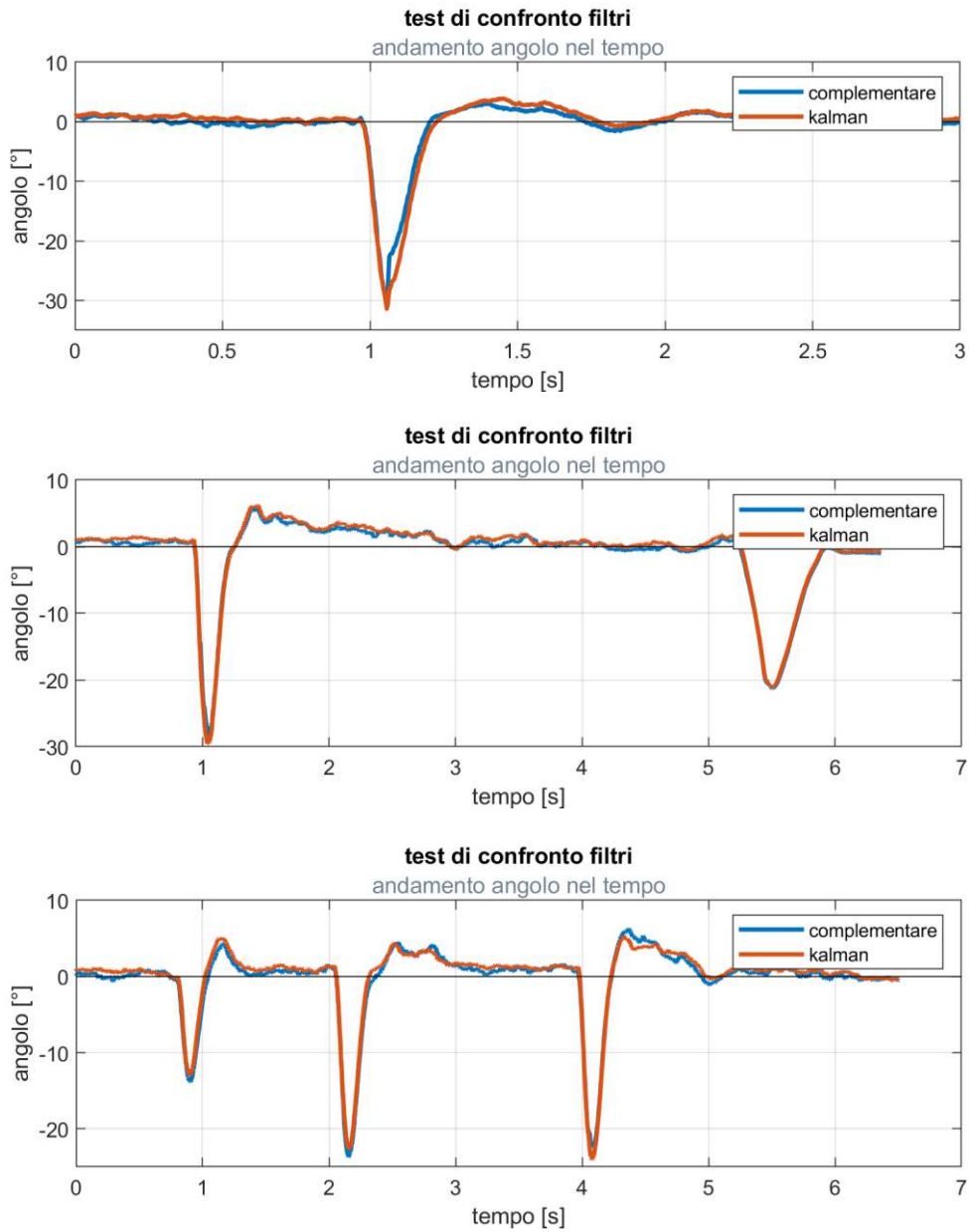


Figure 5.21 Confronto prestazioni filtro complementare e filtro di Kalman

Com'è possibile notare, nonostante sulla carta il filtro di Kalman sia migliore, le differenze fra i due in questo caso sono minime. Le due curve sono infatti quasi sovrapponibili.

In conclusione quindi possiamo dire che la posizione angolare lungo un asse è stata controllata con successo. Si noti tuttavia che per i test effettuati sono state adottate alcune semplificazioni. Nel caso reale infatti il controllore non deve agire solo su un asse ma su tutti e tre. L'asse di beccheggio e di rollio si possono controllare come descritto, mentre per l'asse di imbardata sarà necessaria l'aggiunta di un magnetometro dato che gli accelerometri non sono in grado di fornire una misura accurata della rotazione attorno all'asse verticale. Il sistema descritto poi, nonostante l'utilizzo dei cuscinetti, non è completamente esente da attriti. Questo da un piccolo aiuto allo smorzamento che nella realtà non è presente.

Capitolo 6

Sistema di guida autonoma

In questo ultimo capitolo si definirà il livello di guida autonoma che si intende utilizzare e se ne descriveranno qualitativamente le possibili implementazioni. Infine si delineerà l'architettura più appropriata per il sistema.

6.1 Livelli di guida autonoma

Prima di iniziare a parlare di guida autonoma è bene chiarire che non esiste una classificazione univoca che assegni un valore al grado di autonomia di un drone. In questo lavoro si farà riferimento alla scala elaborata dalla Exyn [26], che si ispira ai livelli di autonomia SAE (*Society of Automotive Engineers*), cioè ad una scala di 6 livelli (da 0 a 5) che classifica il grado di guida autonoma delle auto.

	Level 0 No Autonomy	Level 1 Pilot Assist	Level 2 Partial Autonomy	Level 3 Conditional Autonomy	Level 4A High Autonomy	Level 4B High Autonomy	Level 4C High Autonomy	Level 5 Full Autonomy
Compiti dell'Operatore	L'operatore pilota il drone			L'operatore non deve pilotare il drone				
	Il controllo è totalmente nelle mani del pilota		Il pilota guida e attiva sistemi	Il pilota imposta la rotta e monitora il volo	Il pilota imposta l'area delle operazioni e il drone esegue da solo la missione			Il pilota stabilisce gli obiettivi
Compiti del sistema	Stabilizzazione del volo sui 3 assi	Stabilizzazione del volo sui 3 assi e quota	Stabilizzazione e posizione 3D	Volo automatico in condizioni limitate	Il sistema vola automaticamente in condizioni limitate e determina i propri punti di interesse all'interno dell'area delle operazioni			Volo automatico in qualsiasi condizione
Ostacoli	Nessuna rilevazione degli ostacoli		Percepisce e avvisa	Percepisce ed evita	Percepisce e naviga			
Livello di consapevolezza	Nessuno	Stima orientamento e quota	Stima orientamento e posizione	Riconosce oggetti semplici	Ricostruzione 3D dell'ambiente	Effettua scelte per gestire gli ostacoli	Decisioni ad alto livello sugli obiettivi	Piena consapevolezza
Esempio:	Senza pilota, il drone cade	Senza pilota, il drone resta in volo	Il drone usa i sensori per stabilizzare il volo e percepire ostacoli	Il drone usa i sensori per stabilizzare il volo ed evitare gli ostacoli	Il drone esplora una miniera sotterranea senza GPS	Il drone si comporta in modo diverso in caso di alberi o polvere	Il drone esplora un edificio in preda al fumo e trova persone in difficoltà	Il drone vola attraverso qualsiasi ambiente

Figure 6.1 Scala dei livelli di autonomia elaborata da Exyn

Nei livelli di autonomia più bassi (da 0 a 2) l'operatore pilota attivamente il drone. A seconda dei livelli l'APR può essere in grado di stabilizzarsi in autonomia sui tre assi, ad

una certa quota e/o in una data posizione spaziale ma se il pilota smette di agire sul radiocomando la missione non avanza (e nel caso del livello 0 addirittura il drone precipita).

Nei livelli di autonomia più alti (4 e 5) l'operatore non pilota attivamente il drone ma definisce solo degli obiettivi e indica al più una regione in cui si dovrà svolgere la missione. A questo punto l'UAV, che è dotato di sensori che gli consentono di mappare lo spazio 3D circostante, svolge da solo i suoi compiti evitando gli ostacoli, determinando i punti di interesse all'interno dell'area delle operazioni e prendendo decisioni ad alto livello sugli obiettivi.

Per i nostri scopi i livelli più bassi non sono sufficienti ma i livelli più alti offrono funzionalità non necessarie; l'obiettivo è infatti quello di trasportare il materiale medico da un punto prestabilito ad un altro e non è richiesto che il drone prenda decisioni autonome sugli obiettivi. Il livello di autonomia a cui siamo interessati è quindi di fascia intermedia e nello specifico quello identificato come livello 3. Anche per questo livello la missione viene portata a termine senza che l'operatore debba in prima persona pilotare il drone. L'operatore diventa quindi un pilota ad alto livello, che imposta semplicemente la rotta. Tale rotta inoltre può essere precaricata, dimodoché sarà sufficiente dare un singolo comando per far decollare l'UAV. Una volta partita la missione l'APR si occuperà in maniera del tutto autonoma di gestire le varie fasi di volo per seguire la rotta e portare a termine la consegna; le manovre di decollo, navigazione, stabilizzazione e atterraggio diventano quindi automatiche.

6.2 Implementazione della guida autonoma

Per implementare il livello di guida autonoma individuato è possibile percorrere più strade. Una prima via è quella di impiegare solo input visivi, utilizzando una telecamera di bordo e senza fare affidamento sul sistema GPS (*Global Positioning System*). Questo approccio è relativamente nuovo e si basa sull'utilizzo di una rete neurale convoluzionale (CNN). L'approccio è adatto per automatizzare la navigazione dei droni in applicazioni che richiedono viaggi regolari negli stessi luoghi. L'algoritmo proposto in [27] migliora l'accuratezza della navigazione cartografica basata su GPS e consente la navigazione in ambienti privi di GPS. Il sistema è stato testato ottenendo un errore trasversale medio rispetto alla rotta (detto di *cross track*) inferiore a 1,4 metri.

La seconda via è quella di utilizzare un metodo di posizionamento satellitare. Classicamente per queste applicazioni viene utilizzato il sistema GPS; per migliorare l'accuratezza della posizione tuttavia è possibile sfruttare sistema il GNSS (*Global*

Navigation Satellite System) e una bussola come strumenti principali. In questo modo si può determinare la posizione nello spazio con il ricevitore GNSS mentre con l'utilizzo della bussola è possibile identificare in maniera più accurata la direzione di orientamento della prua. Nello studio condotto in [28] con questa configurazione si ottiene un errore medio sulla posizione di atterraggio di 1.125 metri.

Sebbene la nostra missione rientri fra quelle proposte per l'utilizzo della prima strategia, le condizioni al contorno ci portano a scartarla. L'utilizzo di una telecamera infatti presuppone di avere un campo di vista sgombro, condizione che non sempre è verificata dato che sopra al lago si possono formare nubi e/o nebbie che possono compromettere la visibilità. Inoltre, dato che le frequenze di lavoro sono quelle della luce visibile, il drone avrebbe la possibilità di volare solo nelle ore diurne. La telecamera infine avrebbe inevitabilmente un peso maggiore di un ricevitore GNSS. La seconda via è invece più percorribile, dato che è meno influenzata dalle condizioni al contorno e consente la navigazione anche in condizioni di scarsa visibilità e durante le ore notturne.

6.2.1 architettura del sistema

L'architettura del sistema proposta in [28] comprende l'utilizzo di un computer di bordo sul quale vengono installati un sistema ROS (*Robot Operating System*) e un software per l'autopilota. La posizione spaziale viene ricavata utilizzando un ricevitore GNSS. Per ottenere una navigazione autonoma capace di effettuare manovre dolci e regolari è necessario disporre di una posizione del drone molto precisa. La bontà del posizionamento spaziale è tanto migliore quanti più dati satellitari si riescono a reperire, quindi per affinare la precisione è importante ricevere il segnale da quanti più satelliti possibili. La motivazione per cui utilizziamo un ricevitore GNSS ora risulterà più chiara; con questo dispositivo infatti è possibile sfruttare i segnali provenienti da satelliti di diverse costellazioni (GPS, Galileo, GLONASS e BeiDou) e non solo quelli della costellazione GPS.

Oltre al dispositivo GNSS e alla bussola esterna, il lato hardware può essere schematizzato come somma della IMU e del drone, quest'ultimo inteso come oggetto in grado di eseguire i comandi dell'autopilota. A lato software invece troviamo l'autopilota, il sistema di navigazione e quello di comunicazione con la stazione di terra, dalla quale è possibile monitorare l'avanzamento della missione. La IMU e il dispositivo GNSS forniscono i rispettivi dati sia al sistema di navigazione che al software dell'autopilota. Il sistema di navigazione però scambia informazioni sia in uscita che in entrata anche con il sistema di comunicazione. Il centro nevralgico dell'architettura proposta è quindi il sistema di

navigazione e consegna, che funge da interfaccia per l'utente ma gestisce anche un flusso di informazioni in entrata proveniente dai sensori e un flusso di dati in uscita verso l'autopilota, il quale si occupa di fornire i comandi di volo al drone.

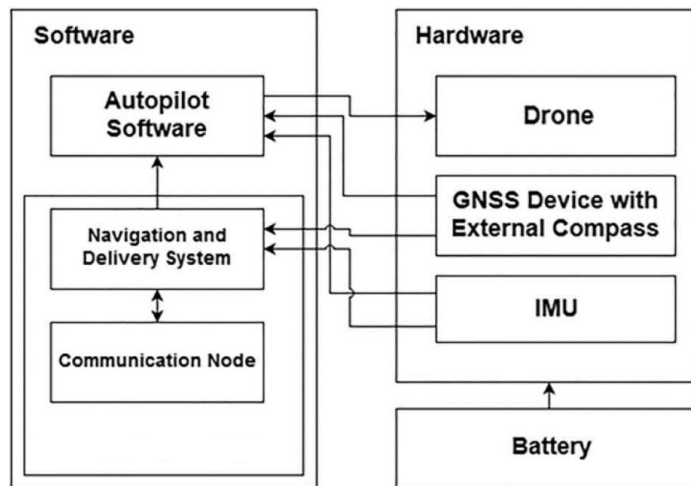


Figure 6.2 Architettura del sistema di guida autonoma

Il sistema proposto lavora seguendo sei passi successivi: in primo luogo l'utente fornisce la posizione obiettivo, il drone quindi accetta l'input, poi l'APR vola verso la destinazione designata, raggiunto il target il drone atterra, successivamente l'UAV vola nuovamente alla posizione di partenza e infine si mette in standby in attesa di un nuovo input.

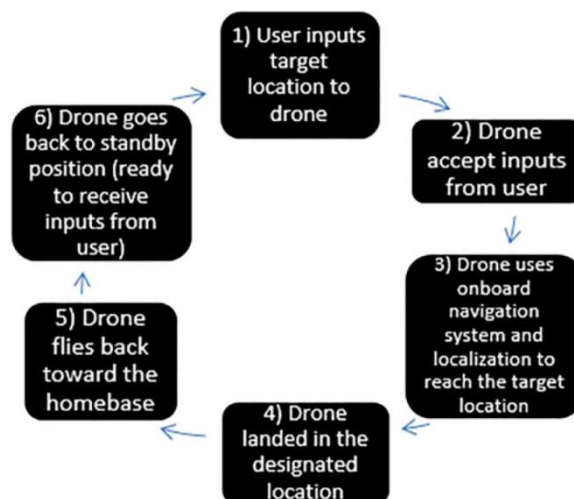


Figure 6.3 Flusso di lavoro del sistema di guida autonoma

Nel nostro caso lo schema di Figura 6.3 può essere leggermente modificato. Per i nostri scopi infatti sarebbe più funzionale che il drone si mettesse in standby anche dopo essere atterrato nella destinazione target, e che sia l'operatore presente nella stazione ricevente a dare il via libera per il rientro. Tale operatore infatti deve in ogni caso essere presente per prelevare il payload e inoltre in questo modo è possibile implementare uno scambio reciproco, e non unilaterale, fra i due centri medici. Un'ulteriore modifica può riguardare la procedura di atterraggio. Come detto l'errore medio sulla posizione di atterraggio è di 1.125 metri. Ciò implica che nel luogo di decollo e atterraggio debba esserci un'area libera di almeno 5 metri quadrati. Volendo ridurre questo errore si può pensare di implementare un sistema simile all'ILS, che in ambito aeronautico aiuta i piloti nella manovra di atterraggio. Nel prossimo paragrafo se ne descrive il principio di funzionamento.

6.3 ILS

L'ILS (*Instrument Landing System*) è uno strumento di supporto che guida l'aereo nelle fasi di atterraggio sia in direzione verticale che orizzontale. Tale sistema sfrutta delle antenne che generano due segnali modulati in AM con frequenza di 90 Hz e 150 Hz su una portante VHF (30 MHz – 300 MHz). Lo scopo è quello di fornire due direzioni ben definite in modo che l'aeromobile possa conoscere la sua posizione rispetto ad esse e di conseguenza rispetto alla pista. La linea di riferimento per l'orientamento orizzontale è detta *localizer* mentre quella di riferimento per la quota prende il nome di *glideslope*.

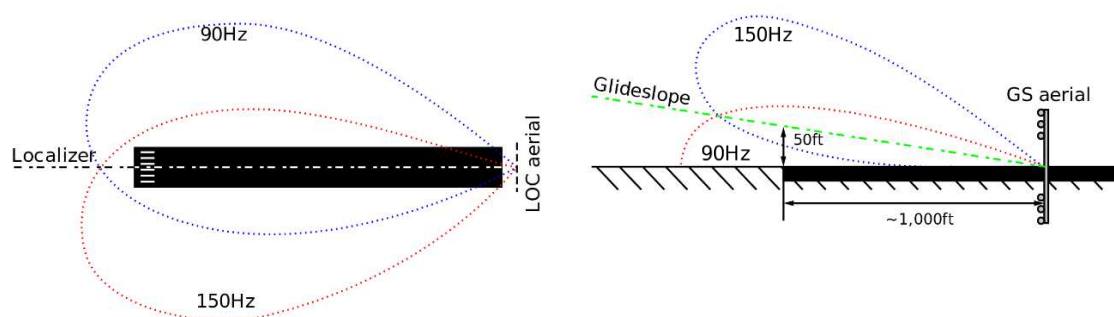


Figure 6.4 Rappresentazione grafica del localiser, della glideslope e delle frequenze utilizzate

Per quanto riguarda la direzione orizzontale si usano una serie di antenne poste fuori terra in fondo alla pista di atterraggio. Tali antenne producono i segnali citati formando due coni di emissione distinti. La caratteristica peculiare del sistema è che l'ampiezza di modulazione di ogni segnale varia con l'angolo nel rispettivo cono di emissione.

In particolare si ha che per il segnale a 150 Hz l'ampiezza di modulazione è elevata alla destra del velivolo e ridotta alla sua sinistra; per il segnale a 90 Hz vale invece il contrario. A bordo dell'aereo il sistema riceve il segnale complessivo e lo demodula, ottenendo così i due segnali a 90 Hz e 150 Hz. Confrontando l'ampiezza di tali segnali il dispositivo è in grado di capire se il velivolo si trova a destra (il segnale a 150 Hz ha ampiezza maggiore di quello a 90 Hz) o a sinistra (il segnale a 90 Hz ha ampiezza maggiore di quello a 150 Hz) rispetto al localizer. Nella zona centrale l'ampiezza dei due segnali sarà uguale e quindi il pilota saprà di essere allineato con la mezzieria della pista di atterraggio.

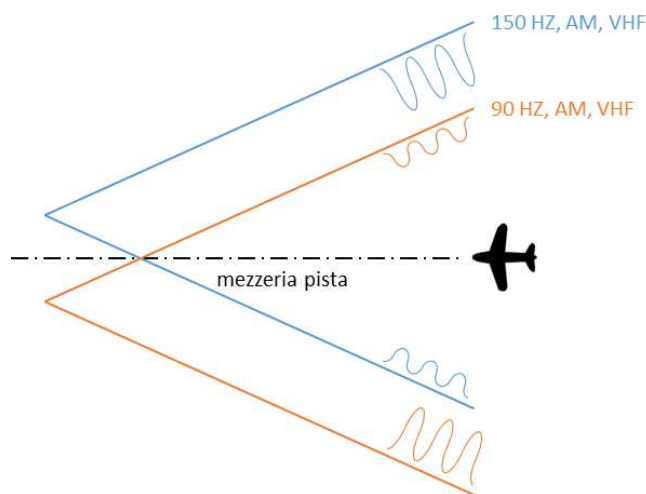


Figure 6.5 Principio di funzionamento ILS

Per le correzioni di quota il principio di funzionamento non cambia; in questo caso si andrà però a definire una pendenza ottimale di atterraggio (*glideslope*) generando un segnale a 150 Hz con un'ampiezza maggiore sopra alla direzione corretta e un segnale a 90 Hz con un'ampiezza maggiore nella zona più vicina alla pista.

Dato che i segnali utilizzati per il localizer e la glideslope hanno la stessa frequenza, essi vengono modulati su due portanti diverse per non essere confusi. Il sistema ILS consente di avere una precisione molto elevata nelle fasi di atterraggio.

6.3.1 applicazione dell'ILS al sistema di guida autonoma

Nella nostra applicazione il sistema può essere leggermente modificato. Per quanto riguarda il localizer non ci sono sostanziali differenze; non essendoci una vera pista di atterraggio, tuttavia, si dovrà fare in modo che la sua direzione coincida con quella di arrivo del drone, cosicché possa guidarlo nella fase di avvicinamento. Anche per la glideslope le modifiche sono minime; la differenza sta semplicemente nel fatto che il drone deve atterrare verticalmente, e quindi la direzione della glideslope non avrà un'inclinazione dolce ma dovrà puntare verso l'alto. È bene far presente che questa soluzione migliora sicuramente la precisione del punto di atterraggio del drone, ma necessita anche delle opportune infrastrutture (come l'installazione delle antenne che emettono i segnali di guida). Dato che la precisione di atterraggio, utilizzando solo il GNSS e la bussola, è ragionevolmente buona, un sistema come quello descritto non sarà necessario nella maggior parte delle applicazioni. Nel nostro caso, in particolare, possiamo dire che questa tecnica potrebbe essere utile nella struttura di Salò, dove gli spazi sono più stretti, mentre la struttura di Arco non ne abbisogna, dato che dispone di ampi spazi che possono essere facilmente adibiti a stazione di decollo e atterraggio.

Conclusioni

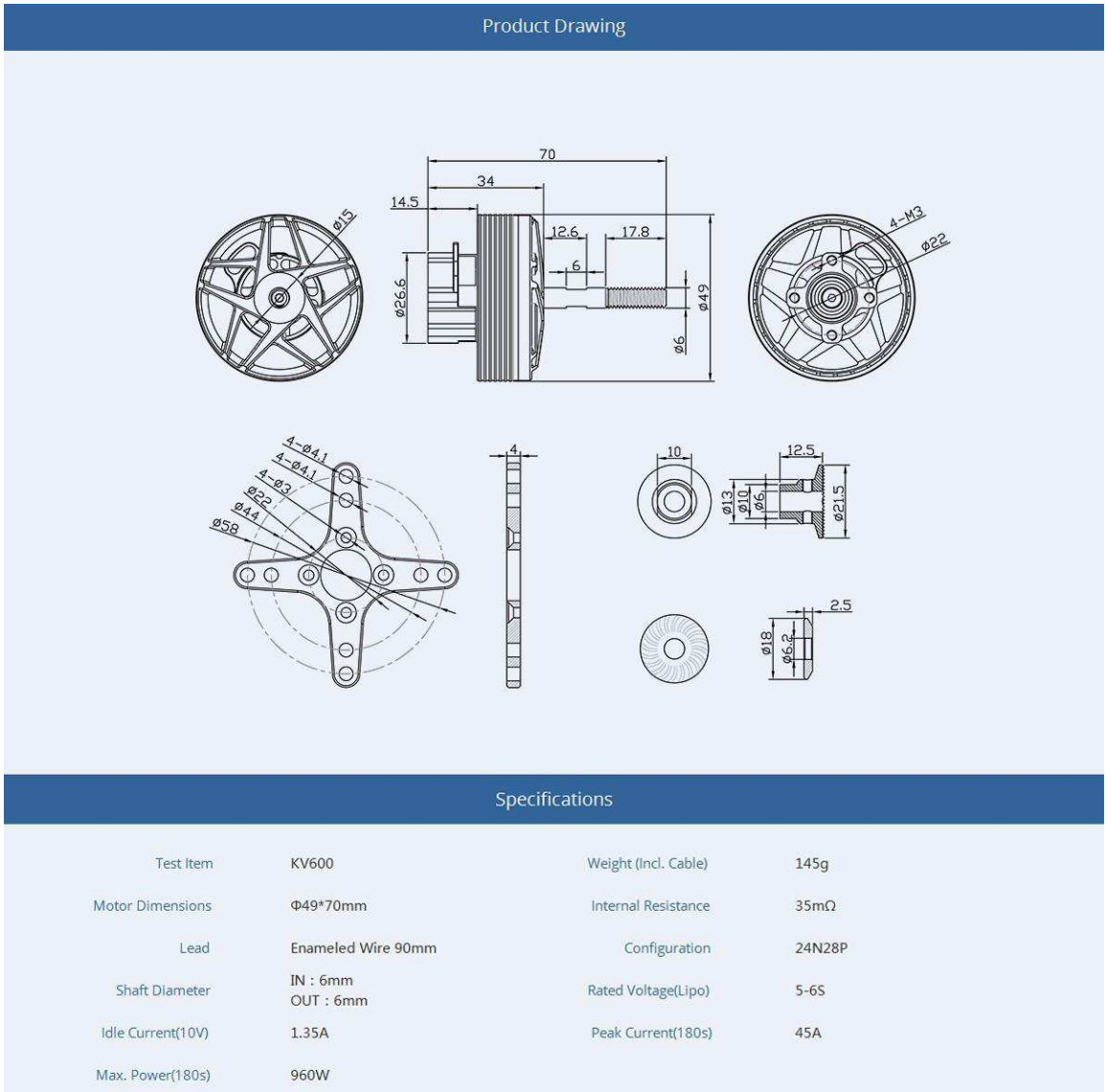
Il presente lavoro di tesi, ha avuto come obiettivo la progettazione e il dimensionamento preliminare di un drone VTOL per il trasporto di farmaci e materiali biomedicali. In primo luogo è stato definito l'oggetto drone ed è stata condotta una ricerca bibliografica sui principali APR esistenti che vengono utilizzati per il trasporto di questi materiali. Sono state poi indagate le principali configurazioni di droni VTOL in commercio e, dopo averne valutato pregi e difetti, si è giunti alla scelta di un drone ad ala fissa con propulsione orizzontale, attrezzato con quattro motori supplementari che consentono di decollare e atterrare verticalmente. Per definire nello specifico gli obiettivi della missione, sono state individuate due strutture ospedaliere per le quali una linea di comunicazione aerea è particolarmente vantaggiosa rispetto al trasporto su gomma. Riferendosi a tali strutture, sono state analizzate le condizioni al contorno e l'ambiente di lavoro e, basandosi anche sui datasheet di alcuni APR già in commercio, sono stati definiti i requisiti di progetto per portare a termine la missione di trasporto. Tra i requisiti principali citiamo l'autonomia chilometrica di oltre 90 km e quella oraria di 75 minuti, dalle quali, tenuto conto dei tempi necessari per decollo e atterraggio, discende la velocità di crociera minima di 22.8 m/s. Le dimensioni dell'ala principale sono state stimate confrontando i requisiti di progetto con le caratteristiche di alcuni droni già operativi in altri ambiti. Mediando tali valori è stata preliminarmente ipotizzata un'apertura alare di 2 metri, con una corda aerodinamica di 35cm. È stata quindi eseguita un'analisi aerodinamica dell'ala principale utilizzando il software XFLR5, che ha validato le dimensioni ipotizzate per l'ala e ha portato alla scelta del profilo NACA 4412. Dall'analisi, oltre ai parametri aerodinamici, sono state ricavate le velocità di decollo e di crociera, che sono rispettivamente di 11.8 m/s e 22.8 m/s.

È stato poi dimensionato il gruppo propulsivo (inteso come assieme di ESC, motore e eliche), distinguendo fra propulsione VTOL e spinta orizzontale. Analizzando il profilo di missione e le prestazioni dei motori individuati è stata stimata la richiesta totale di corrente, con la quale è stato possibile dimensionare la batteria. Le specifiche della batteria necessarie per lo svolgimento della missione sono: capacità di carica di 14 Ah e tasso di scarica nominale di 15C. A questo punto, per stimare i pesi, sono disponibili i datasheet delle componenti del sistema propulsivo e della batteria, oltre a quelli di alcuni APR in commercio con caratteristiche simili. Il nostro drone è stato pensato per avere una MTOW limitata di progetto a 9 kg (massa con cui sono state condotte le analisi aerodinamiche) e quindi, utilizzando le informazioni appena citate, si ottiene per sottrazione che il payload dovrà avere una massa inferiore a 2.75 kg.

Avendo esaurito la parte di dimensionamento dei componenti, ci si è concentrati sulla gestione del mezzo. In particolare, per la descrizione del sistema di controllo d'assetto, è stato implementato un esempio in laboratorio utilizzando una scheda Arduino. Nello specifico, è stato dimostrato come sia possibile controllare efficacemente la posizione angolare lungo un asse con un controllore PID. È stato inoltre esplicitato come, mantenendo la stessa logica di controllo, sia possibile estendere il discorso a tutti i gradi di libertà del sistema. È stata poi descritta la strategia di guida autonoma adottata, che prevede l'utilizzo di un sistema di navigazione dotato di GNSS e di una bussola. Tale sistema si interfaccia con l'utente in modo semplice, sgravando l'operatore dai compiti di pilotaggio e comunicando in maniera autonoma con i sensori e con l'autopilota. Basandosi sul principio di funzionamento dell'ILS è stato infine proposto un metodo per migliorare la precisione sulla posizione di atterraggio, ove questo si rendesse necessario.

Appendice

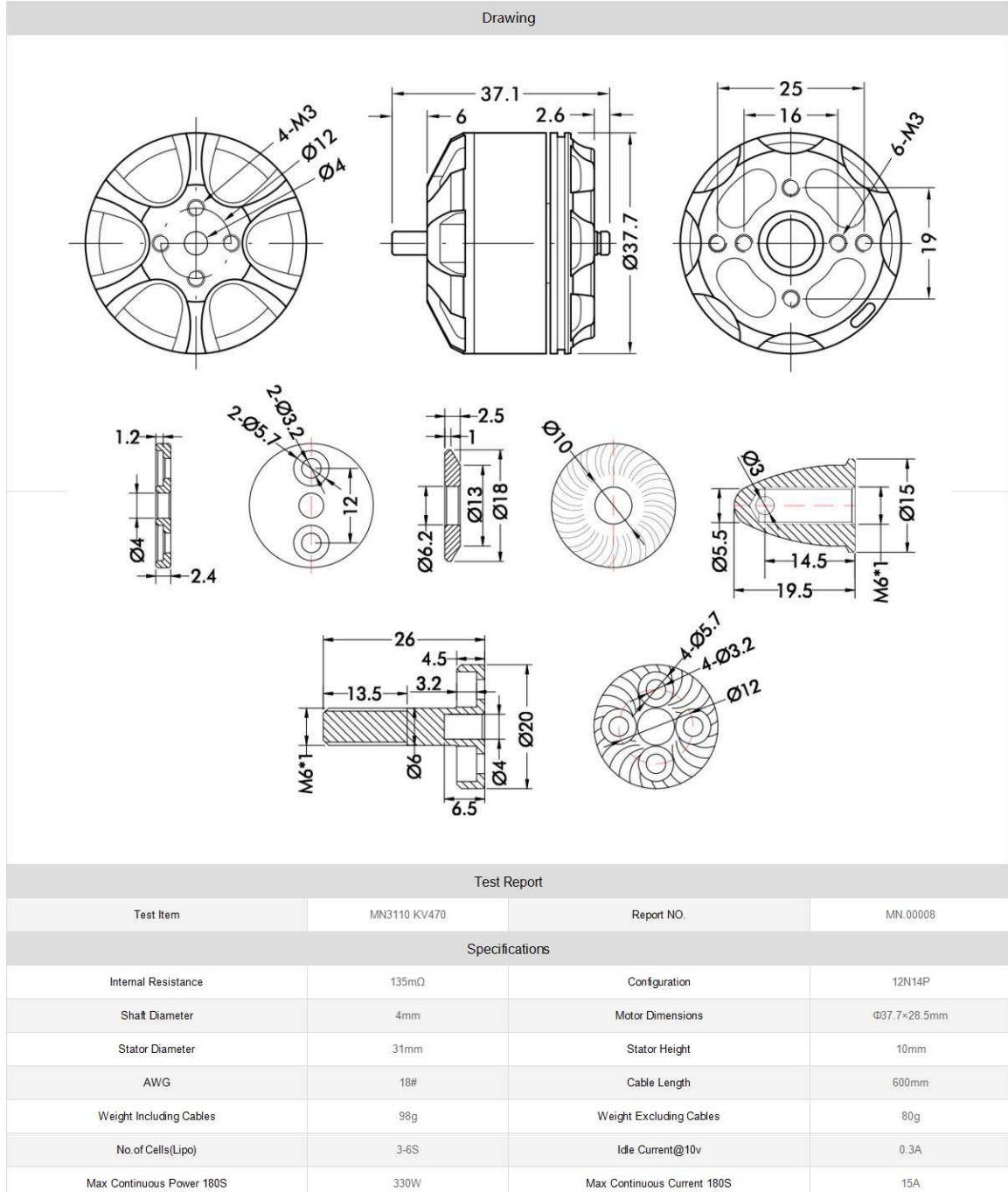
A1 : datasheet motore AM480 KV600



Test Report										
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
AM480 KV600	APC 12*6	40%	21.70	3.75	81.34	4905	0.110	632	7.77	79 (Ambient Temperature:)
		50%	21.56	6.20	133.70	5914	0.164	944	7.06	
		55%	21.62	8.02	173.37	6454	0.195	1132	6.53	
		60%	21.59	9.99	215.69	6962	0.224	1331	6.17	
		65%	21.49	12.26	263.52	7465	0.257	1548	5.87	
		70%	21.43	14.79	316.95	7919	0.300	1758	5.55	
		75%	21.38	17.68	378.03	8369	0.341	1988	5.26	
		80%	21.31	20.75	442.00	8779	0.380	2224	5.03	
		90%	21.22	28.32	600.76	9608	0.483	2725	4.54	
	100%	21.02	36.75	772.54	10343	0.569	3197	4.14		
	APC 13*6.5	40%	21.89	4.60	100.81	4761	0.146	795	7.89	88 (Ambient Temperature:)
		50%	21.53	7.71	165.97	5715	0.209	1152	6.94	
		55%	21.54	9.90	213.27	6227	0.244	1383	6.48	
		60%	21.51	12.41	267.08	6709	0.289	1620	6.06	
		65%	21.46	15.37	329.84	7191	0.343	1886	5.72	
		70%	21.43	18.60	398.54	7629	0.389	2145	5.38	
		75%	21.30	21.95	467.61	8016	0.433	2391	5.11	
		80%	21.23	25.55	542.30	8383	0.479	2645	4.88	
90%		21.06	34.72	731.43	9136	0.592	3171	4.34		
100%	20.86	45.59	950.99	9777	0.707	3596	3.78			
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
AM480 KV600	T-MOTOR 13*6.5 polymer carbon	40%	21.93	4.80	105.23	4721	0.152	838	7.97	87 (Ambient Temperature:)
		50%	21.84	8.30	181.31	5738	0.222	1255	6.92	
		55%	21.79	10.59	230.67	6235	0.259	1489	6.45	
		60%	21.73	13.25	287.99	6719	0.309	1746	6.06	
		65%	21.66	16.32	353.46	7197	0.360	2016	5.70	
		70%	21.59	19.47	420.33	7623	0.408	2280	5.42	
		75%	21.52	23.00	494.98	8024	0.455	2539	5.13	
		80%	21.43	26.80	574.36	8393	0.506	2807	4.89	
		90%	21.09	35.31	744.81	9101	0.602	3335	4.48	
	100%	20.89	45.61	953.00	9786	0.711	3897	4.09		
	T-MOTOR 13*6.5 polymer glass fibre	40%	21.93	4.68	102.70	4736	0.152	826	8.04	86 (Ambient Temperature:)
		50%	21.85	8.08	176.43	5757	0.216	1231	6.98	
		55%	21.79	10.33	225.09	6259	0.256	1462	6.50	
		60%	21.74	12.90	280.39	6740	0.305	1718	6.13	
		65%	21.67	15.97	346.17	7224	0.352	1995	5.76	
		70%	21.60	19.06	411.74	7652	0.399	2253	5.47	
		75%	21.53	22.62	486.99	8055	0.448	2522	5.18	
		80%	21.45	26.30	564.18	8430	0.493	2781	4.93	
90%		21.12	34.75	733.88	9138	0.596	3294	4.49		
100%	20.94	45.09	943.93	9836	0.697	3847	4.08			

Note: Motor temperature is motor surface temperature @100% throttle running 3mins.
(Date above based on benchtest are for reference only, comparison with that of other motor types is not recommended.)

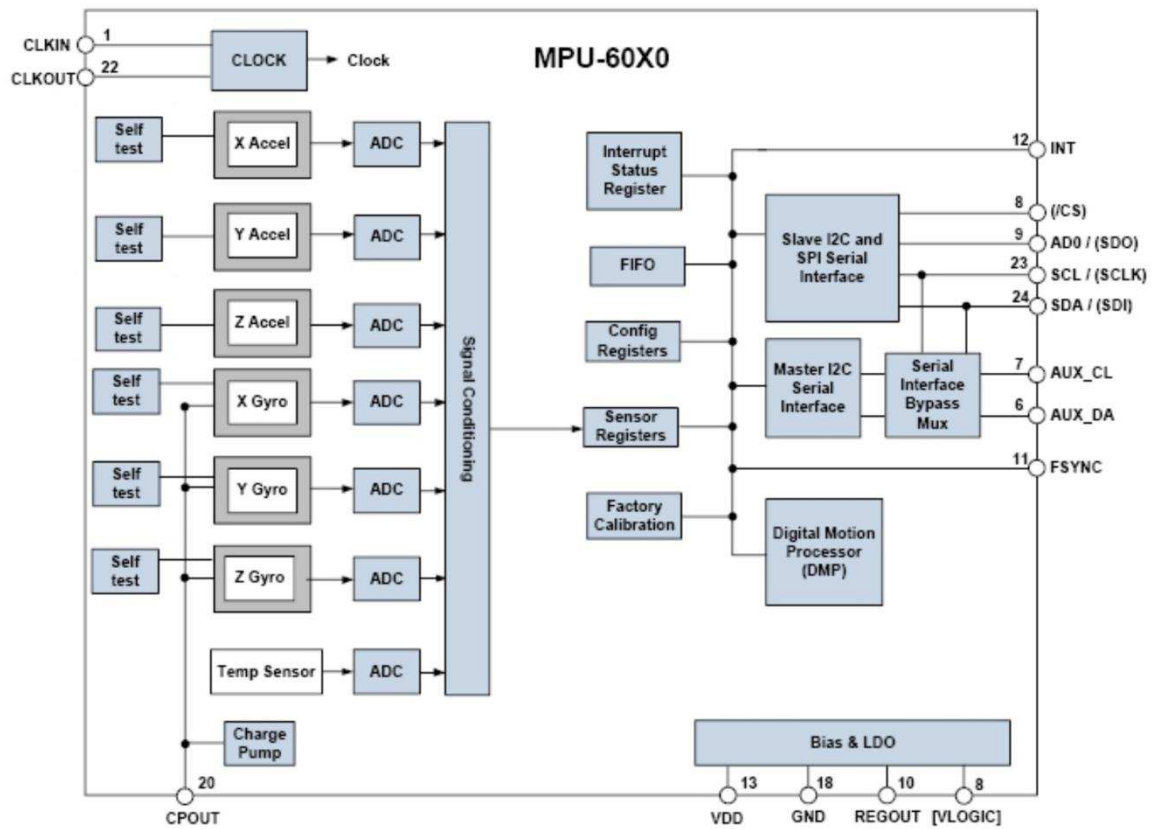
A2 : datasheet motore MN3110 KV470



Load Testing Data									
Ambient Temperature			/		Voltage			DC Power Supplier	
Item No.	Voltage (V)	Prop	Throttle	Current (A)	Power (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)
MN3110 KV470	14.8	T-MOTOR 13*4.4CF	50%	1.5	22.20	290	3300	13.06	40
			65%	2.6	38.48	410	4000	10.65	
			75%	3.5	51.80	550	4600	10.62	
			85%	4.9	72.52	680	5200	9.38	
			100%	5.8	85.84	780	5500	9.09	
		T-MOTOR 14*4.8CF	50%	2.0	29.60	370	3000	12.50	50
			65%	3.5	51.80	600	3800	11.58	
			75%	5.0	74.00	790	4300	10.68	
			85%	7.0	103.60	990	4800	9.56	
			100%	8.0	118.40	1090	5050	9.21	
		T-MOTOR 15*5CF	50%	2.2	32.56	460	2800	14.13	53
			65%	4.3	63.64	730	3600	11.47	
			75%	6.2	91.76	930	4100	10.14	
			85%	8.2	121.36	1100	4500	9.06	
			100%	9.5	140.60	1220	4800	8.68	
	22.2	T-MOTOR 10*3.3CF	50%	1.5	33.30	350	5500	10.51	41
			65%	2.5	55.50	500	6500	9.01	
			75%	3.5	77.70	630	7300	8.11	
			85%	4.8	106.56	780	8300	7.32	
			100%	5.3	117.66	890	8600	7.56	
T-MOTOR 11*3.7CF		50%	1.9	42.18	430	4900	10.19	44	
		65%	3.5	77.70	690	6300	8.88		
		75%	5.0	111.00	860	7100	7.75		
		85%	6.3	139.86	1030	7700	7.36		
		100%	7.4	164.28	1110	8200	6.76		

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10min.

A3 : schema a blocchi sensore MPU-6050



A4 : codice Arduino

```
#include <Wire.h>
#include <Servo.h>
#include <Kalman.h>

Servo right_prop;
Servo left_prop;

int16_t Acc_rawX, Acc_rawY, Acc_rawZ, Gyr_rawX, Gyr_rawY, Gyr_rawZ;

float Acc_angle[2];
float Gyro_angle[2];
float Total_angle[2];

float elapsedTime, time, timePrev;
int i;
float rad_to_deg = 180/3.141592654;

float PID, pwmLeft, pwmRight, error, previous_error;
float pid_p=0;
float pid_i=0;
float pid_d=0;
////////////////////PID CONSTANTS////////////////////
double kp=2.2; //2.2
double ki=0.006; //0.006
double kd=1; //1
double kd_min=0.1; //0.1
////////////////////
double throttle=1250; //valore di manetta iniziale
float desired_angle = 0; //angolo target in gradi

////////// VARIABLES FOR KALMAN //////////
#define RESTRICT_PITCH

Kalman kalmanX;
Kalman kalmanY;

/* IMU Data for Kalman */
double accX, accY, accZ;
double gyroX, gyroY, gyroZ;

double gyroXangle, gyroYangle; // Angolo calcolato usando solo il giroscopio
double kalAngleX, kalAngleY; // Angolo calcolato usando il filtro di Kalman

uint8_t i2cData[14]; // Buffer for I2C data

uint32_t timer;
```

```

void setup() {
  desired_angle = desired_angle -2; //correzione angolo montaggio sensore
  Wire.begin(); //inizio della comunicazione wire
  Wire.beginTransmission(0x68);
  Wire.write(0x6B);
  Wire.write(0);
  Wire.endTransmission(true);
  Serial.begin(250000);
  right_prop.attach(3);
  left_prop.attach(5);

  time = millis(); //conteggio del tempo in ms

  left_prop.writeMicroseconds(1000);
  right_prop.writeMicroseconds(1000);
  delay(5000);

  // setup for Kalman
  i2cData[0] = 7; // Set the sample rate to 1000Hz - 8kHz/(7+1) = 1000Hz
  i2cData[1] = 0x00; // Disable FSYNC and set 260 Hz Acc filtering,
                  // 256 Hz Gyro filtering, 8 KHz sampling
  i2cData[2] = 0x00; // Set Gyro Full Scale Range to ±250deg/s
  i2cData[3] = 0x00; // Set Accelerometer Full Scale Range to ±2g
  while (i2cWrite(0x19, i2cData, 4, false)); // Write to all four
                                          // registers at once
  while (i2cWrite(0x6B, 0x01, true)); // PLL with X axis gyroscope
                                     // reference and disable sleep mode

  delay(100); // attesa per la stabilizzazione del sensore

  /* Set kalman and gyro starting angle */
  while (i2cRead(0x3B, i2cData, 6));
  accX = (int16_t)((i2cData[0] << 8) | i2cData[1]);
  accY = (int16_t)((i2cData[2] << 8) | i2cData[3]);
  accZ = (int16_t)((i2cData[4] << 8) | i2cData[5]);

#ifdef RESTRICT_PITCH // Eq. 25 and 26
  double roll = atan2(accY, accZ) * RAD_TO_DEG;
  double pitch = atan(-accX / sqrt(accY * accY + accZ * accZ)) * RAD_TO_DEG;
#else // Eq. 28 and 29
  double roll = atan(accY / sqrt(accX * accX + accZ * accZ)) * RAD_TO_DEG;
  double pitch = atan2(-accX, accZ) * RAD_TO_DEG;
#endif

  kalmanX.setAngle(roll); // Set starting angle
  kalmanY.setAngle(pitch);
  gyroXangle = roll;
  gyroYangle = pitch;
  timer = micros();

} //end of setup

```

```

void loop() {

////////////////////I M U////////////////////////////////////

    timePrev = time; // memorizzazione tempo precedente
    time = millis(); // tempo attuale
    elapsedTime = (time - timePrev) / 1000;

    Wire.beginTransmission(0x68);
    Wire.write(0x3B); //Ask for the 0x3B register- correspond to AcX
    Wire.endTransmission(false);
    Wire.requestFrom(0x68,6,true);

    Acc_rawX=Wire.read()<<8|Wire.read();
    Acc_rawY=Wire.read()<<8|Wire.read();
    Acc_rawZ=Wire.read()<<8|Wire.read();

    /*---X---*/
    Acc_angle[0] = atan((Acc_rawY/16384)/sqrt(pow((Acc_rawX/16384),2)+
        + pow((Acc_rawZ/16384),2)))*rad_to_deg;
    /*---Y---*/
    Acc_angle[1] = atan(-1*(Acc_rawX/16384)/sqrt(pow((Acc_rawY/16384),2)+
        + pow((Acc_rawZ/16384),2)))*rad_to_deg;

    Wire.beginTransmission(0x68);
    Wire.write(0x43); //Gyro data first adress
    Wire.endTransmission(false);
    Wire.requestFrom(0x68,4,true); //Just 4 registers

    Gyr_rawX=Wire.read()<<8|Wire.read(); //Once again we shif and sum
    Gyr_rawY=Wire.read()<<8|Wire.read();

    /*---X---*/
    Gyro_angle[0] = Gyr_rawX/131.0;
    /*---Y---*/
    Gyro_angle[1] = Gyr_rawY/131.0;

//filtro complementare
    /*---X axis angle---*/
    Total_angle[0] = 0.98 *(Total_angle[0] + Gyro_angle[0]*elapsedTime) +
        + 0.02*Acc_angle[0];
    /*---Y axis angle---*/
    Total_angle[1] = 0.98 *(Total_angle[1] + Gyro_angle[1]*elapsedTime) +
        + 0.02*Acc_angle[1];

    // Serial.println(Total_angle[1]);

    ////////////////// KALMAN //////////////////////////////////
    /* Update all the values */
    while (i2cRead(0x3B, i2cData, 14));
    accX = (int16_t)((i2cData[0] << 8) | i2cData[1]);
    accY = (int16_t)((i2cData[2] << 8) | i2cData[3]);
    accZ = (int16_t)((i2cData[4] << 8) | i2cData[5]);
    gyroX = (int16_t)((i2cData[8] << 8) | i2cData[9]);
    gyroY = (int16_t)((i2cData[10] << 8) | i2cData[11]);
}

```



```

gyroZ = (int16_t)((i2cData[12] << 8) | i2cData[13]);

double dt = (double)(micros() - timer) / 1000000; // calcolo l'intervallo dt
timer = micros();

#ifdef RESTRICT_PITCH
double roll = atan2(accY, accZ) * RAD_TO_DEG;
double pitch = atan(-accX / sqrt(accY * accY + accZ * accZ)) * RAD_TO_DEG;
#else // Eq. 28 and 29
double roll = atan(accY / sqrt(accX * accX + accZ * accZ)) * RAD_TO_DEG;
double pitch = atan2(-accX, accZ) * RAD_TO_DEG;
#endif

double gyroXrate = gyroX / 131.0; // converto in deg/s
double gyroYrate = gyroY / 131.0; // converto in deg/s

#ifdef RESTRICT_PITCH
// restrizione fa -90 e +90 gradi
if ((roll < -90 && kalAngleX > 90) || (roll > 90 && kalAngleX < -90)) {
    kalmanX.setAngle(roll);
    kalAngleX = roll;
    gyroXangle = roll;
} else
    kalAngleX = kalmanX.getAngle(roll, gyroXrate, dt);

if (abs(kalAngleX) > 90)
    gyroYrate = -gyroYrate;
kalAngleY = kalmanY.getAngle(pitch, gyroYrate, dt);
#else
if ((pitch < -90 && kalAngleY > 90) || (pitch > 90 && kalAngleY < -90)) {
    kalmanY.setAngle(pitch);
    kalAngleY = pitch;
    gyroYangle = pitch;
} else
    kalAngleY = kalmanY.getAngle(pitch, gyroYrate, dt);

if (abs(kalAngleY) > 90)
    gyroXrate = -gyroXrate; // restrizione a 90 gradi
kalAngleX = kalmanX.getAngle(roll, gyroXrate, dt); // calcolo l'angolo usando
// il filtro di Kalman
#endif

gyroXangle += gyroXrate * dt; // calcolo l'angolo senza filtro
gyroYangle += gyroYrate * dt;

// Reset del gyro quando il drift è troppo elevato
if (gyroXangle < -180 || gyroXangle > 180)
    gyroXangle = kalAngleX;
if (gyroYangle < -180 || gyroYangle > 180)
    gyroYangle = kalAngleY;

/* Print Data */
//Serial.print("kalAngleX: "); Serial.print(kalAngleX); Serial.print("\t");
//Serial.print("kalAngleY: ");
Serial.print(kalAngleY); Serial.print("\t");

```

```

//Serial.print("complAngleY: ");
Serial.println(Total_angle[1]); //angolo calcolato con il filtro complementare
Serial.print("\r\n");
delay(2);

/*//////////////////////////////////P I D//////////////////////////////////*/

/*calcolo dell'errore*/
//error = Total_angle[1] - desired_angle; // filtro complementare
error = kalAngleY - desired_angle; // filtro di Kalman

/*proporzionale*/
pid_p = kp*error;

/*integrale*/
pid_i = pid_i+(ki*error);

    if (pid_i < -40) // limitazione della parte integrativa
        pid_i = -40;
    if (pid_i > 40)
        pid_i = 40;

/*derivativo*/
if(error < 3 && error > -3)
{
    pid_d = kd_min*((error - previous_error)/elapsedTime);
}
else
{
    pid_d = kd*((error - previous_error)/elapsedTime);
}

/*Valore finale PID*/
PID = pid_p + pid_i + pid_d;

/*limitazione globale PID*/
if(PID < -1000)
{
    PID=-1000;
}
if(PID > 1000)
{
    PID=1000;
}

/*calcolo PWM*/
pwmLeft = throttle + PID;
pwmRight = throttle - PID;

```



```
/*limitazione PWM*/
//Right
if(pwmRight < 1000)
{
    pwmRight= 1000;
}
if(pwmRight > 2000)
{
    pwmRight=2000;
}
//Left
if(pwmLeft < 1000)
{
    pwmLeft= 1000;
}
if(pwmLeft > 2000)
{
    pwmLeft=2000;
}

/*Invio segnale PWM*/
left_prop.writeMicroseconds(pwmLeft);
right_prop.writeMicroseconds(pwmRight);
previous_error = error;

} //end of loop
```


Bibliografia

- [1] “Conoscere i Droni #1: cosa sono e come sono fatti.” <https://www.saggiamente.com/2016/05/cosa-sono-e-come-sono-fatti-i-droni/> (accessed Jul. 20, 2021).
- [2] “Droni, nel cremonese il primo servizio di trasporto da una farmacia del territorio | Pharmacy Scanner.” <https://pharmacyscanner.it/droni-nel-cremonese-il-primo-servizio-di-trasporto-da-una-farmacia-del-territorio/> (accessed Jul. 20, 2021).
- [3] “Droni per le consegne di farmaci, vaccini e campioni medici • NCF - Notiziario Chimico Farmaceutico.” <http://www.notiziariochimicofarmaceutico.it/2019/04/10/droni-per-le-consegne-di-farmaci-vaccini-e-campioni-medici/> (accessed Jul. 19, 2021).
- [4] “Covid, negli Stati Uniti Cvs Health e Ups consegnano agli anziani con i droni | Pharmacy Scanner.” <https://pharmacyscanner.it/covid-negli-stati-uniti-cvs-health-e-ups-consegnano-agli-anziani-con-i-droni/> (accessed Jul. 20, 2021).
- [5] “Medical drones: Ghana to follow Rwanda’s example | Africa | DW | 11.12.2018.” <https://www.dw.com/en/medical-drones-ghana-to-follow-rwandas-example/a-46690095> (accessed Sep. 14, 2021).
- [6] “Leonardo: sperimentato l’uso dei droni per la consegna di materiale sanitario - Trasporti-Italia.com.” <https://www.trasporti-italia.com/aereo-industria/leonardo-sperimentato-luso-dei-droni-per-la-consegna-di-materiale-sanitario/44212> (accessed Jul. 19, 2021).
- [7] “Drone italiano per il trasporto dei medicinali vince concorso europeo | Pharmacy Scanner.” <https://pharmacyscanner.it/drone-italiano-per-il-trasporto-di-medicinali-e-tamponi-vince-concorso-europeo/> (accessed Jul. 20, 2021).
- [8] “Lago di Garda - Wikipedia.” https://it.wikipedia.org/wiki/Lago_di_Garda (accessed Oct. 14, 2021).
- [9] “Regione Veneto - U.O. Sistema Statistico Regionale - Banche dati economia - Movimento turistico nel Veneto.” <https://statistica.regione.veneto.it/jsp/turil.jsp?D0=2010&D1=STL&D2=1112+Garda&D3=Movimento+annuale+per+mese&B1=Visualizza> (accessed Oct. 14, 2021).
- [10] P. Rb and R. Universitario, “Politecnico di Torino Politecnico di Torino,” p. 87316161, 2020.
- [11] “germandrones gmbh Songbird 1400 | Geo-matching.com.” <https://geo-matching.com/uas-for-mapping-and-3d-modelling/songbird-1400> (accessed Oct. 07, 2021).
- [12] “Vertex VTOL UAV - sUAS News - The Business of Drones.” <https://www.suasnews.com/2014/12/vertex-vtol-uav/> (accessed Oct. 07, 2021).
- [13] “BirdsEyeView Aerobotics FireFLY6 PRO | Geo-matching.com.” <https://geo-matching.com/uas-for-mapping-and-3d-modelling/firefly6-pro> (accessed Oct. 07, 2021).
- [14] “Nimbus VTOL Specification Sheet.”

- [15] “xCraft Launches VTOL Mapping Drone x2 Geo - DRONELIFE.” <https://dronelife.com/2017/05/10/xcraft-vtol-mapping-drone-x2-geo/> (accessed Oct. 07, 2021).
- [16] “Observer VTOL Hybrid – Vertech Imaging.” <https://vertechimaging.co.uk/observer-vtol-hybrid/> (accessed Oct. 07, 2021).
- [17] “Explore the DeltaQuad Pro VTOL UAV | Vertical Technologies.” <https://www.deltaquad.com/> (accessed Oct. 07, 2021).
- [18] “Chrysaor VTL-1 UAV platform.pdf.” [Online]. Available: http://www.pegasusvtol.com/dl_pdf/chrysaorvtl01.pdf.
- [19] R. D. Blevins, *Applied fluid dynamics handbook*. 1984.
- [20] “Modulo GY-521 MPU-6050.” https://win.adrirobot.it/sensori/MPU-6050/sensore_MPU-6050.htm#Descrizione (accessed Dec. 21, 2021).
- [21] “strategie per migliorare la precisione delle IMU .” <https://www.digikey.it/it/articles/imus-for-precise-location-part-2-how-to-use-imu-software-for-greater-precision> (accessed Dec. 24, 2021).
- [22] I. I. I. Trim, “Il Filtro di Kalman,” pp. 1–3, 2006.
- [23] “Kalman Filter Library - Arduino Libraries.” <https://www.arduino-libraries.info/libraries/kalman-filter-library> (accessed Jan. 08, 2022).
- [24] I. Inc., “MPU-6000-Register-Map1,” vol. 1, no. 408. pp. 1–46, 2013, [Online]. Available: www.inversense.com.
- [25] C. Secchi, “Controllori pid,” pp. 1–30.
- [26] “Scala EXYN: livelli di autonomia droni - DronEzine.” <https://www.dronezine.it/253142/scala-exyn-quanto-autonomo-e-il-tuo-drone/> (accessed Jan. 18, 2022).
- [27] K. Amer, M. Samy, M. Shaker, and M. Elhelw, “Deep convolutional neural network based autonomous drone navigation,” p. 46, 2021, doi: 10.1117/12.2587105.
- [28] A. Patrik *et al.*, “GNSS-based navigation systems of autonomous drone for delivering items,” *Journal of Big Data*, vol. 6, no. 1. 2019, doi: 10.1186/s40537-019-0214-3.